

## 한국형 위성 발사체 성능 검증위성의 진동환경에 관한 연구

### A Study on the Vibrational Environment Test of KSLV-1 Demonstration Satellite

서현석\* · 김홍배\*\* · 우성현\*\* · 채장수\*\*\* · 오태식\*\*\*

S대 Hyun-Suk, Kim Hong-Bae, Woo Sung-Hyun, Chae Jang-Soo and Oh Tae-Sik

**Key Words** : KoDSat(발사체 성능검증위성), Random Vibration(랜덤 진동), Sine Vibration(사인 진동), Notching(노칭입력)

#### ABSTRACT

On the basis of the development of KSLV-1, KoDSat was designed and manufactured to demonstrate the performance of KSLV-1. KoDSat is exposed to a severe vibrational environment at launch. The structural reliability of KoDSat has to be verified using vibrational test. The structural compatibility and verification of components between analysis and test can be proved using environmental vibration test. In this paper, we review the structural characteristic of thruster control unit for a space launch vehicle and design TCU housing using mathematical model. In order to verify the structural compatibility and reliability, half-sine shock, random and sine sweep vibration test was performed. Especially, sine sweep vibration test result is compared with analysis result and mathematical model is verified.

#### 1. 서 론

국내 최초 위성탑재 발사체 개발사업의 일환으로 발사체의 성능검증을 수행하기 위한 검증위성이 각 구조체 및 전자부품이 설계/제작되어 최종 조립이 완료되었다. 최종조립된 검증위성은 향후 국내 개발 발사체에 탑재되어 주된 임무를 수행하게 된다. 그러나, 위성이 궤도에 올려지기까지 극심한 발사환경을 견디어야 한다. 실제 단계에서 발사체에서 유발되는 하중을 이용한 설계 및 해석을 수행한 바, 실질적인 발사환경에 대한 검증시험 수행이 필요하게 되었다. 따라서 발사시 유발될 수 있는 진동 환경조건을 이용한 구조 안정성 검증 및 평가는 매우 중요한 설계 인자로 간주된다.

우선 발사시 유발될 수 있는 진동 환경 시험에는 크게 음향하중, 충격하중, 저준위 사인 진동하중 및 랜덤 진동[1]이 있다. 음향하중은 소형위성의 경우 질량 대 면적비가 큰 구조물(태양전지판, 안테나 등)이 없기 때문에 랜덤 진동으로 대체하였다[2]. 충격하중의 경우는 실제 발사체에서 궤도로의 방출을 위한 파이프 장치를 이용한 직접적인 시험이 필요하게 되고, 또한 이와 같은 장비의 정확한 설계가 현 시점

에서 이루어지지 않았으므로 이에 대한 시험 또한 생략되었다. 사인진동의 경우 위성 하중설계에 대한 입증을 위해 수행되는 시험으로서 검증위성의 경우 발사체 접속문서에 언급된 하중을 이용하여 수행하고자 한다.

따라서 본 논문에서는 검증위성에 대한 랜덤 진동 및 사인 진동 시험 수행에 대한 내용을 언급하고자 하며, 또한 조립된 위성에 영향을 주지 않는 시험 노칭 적용 방법등에 대하여 소개하고자 한다. 검증위성의 경우 사인진동에 대한 노칭과 랜덤 진동에 대한 노칭을 고려하였고, 사인노칭의 경우 설계제한 하중을 고려한 위성체 연성하중해석(CLA) 결과를 토대로 선정하는[3] 방법이 소개되었다. 그러나, 한국형 위성 발사체는 현재 개발 초기 단계로서 이와 같은 연성하중 선정이 아직 이루어지지 않았으므로, 발사체에서 유발될 수 있는 최대가속하중을 이용한 시험노칭레벨의 선정을 수행하게 되는데, 이와 같은 내용에 대하여 검토하고자 한다.

#### 2. 검증위성 진동 시험

##### 2.1 검증위성 사인진동시험

검증위성의 사인 진동시험의 경우 위성 설계에 제안된 하중에 대한 구조적 안정성을 입증하는 시험의 일환으로 수행된다. 즉 발사체의 발사환경조건으로 제시된 사인 진동의 경우 주로 저주파 영역에서의 구조시스템 전체에 대한 구조특성 및 하중분석에 적용되고 또한 위성의 2차구

\* 한국항공우주산업주식회사  
E-mail : shs0315@freechal.com  
Tel : (010)5579-7088, Fax : (042) 939-3500

\*\* 한국항공우주연구원

\*\*\* 한국항공우주산업주식회사

조물 또는 전자부품에 부하되는 하중의 제어를 통해 제안된 최대 하중에 대한 구조입증을 수행하게 되는데, 이 때 제안된 최대하중이 넘지 않도록 시험레벨에 노칭을 고려하게 된다. 검증위성의 경우 제안된 최대 하중값으로는 크게 두 가지가 존재한다. 첫째는 위성 전체 시스템의 최대가속하중조건이고 둘째는 전자부품의 최대가속하중조건이다. 시스템 최대 가속하중의 경우 발사체와의 연성하중분석을 통하여 얻어지지만, 발사체 개발초기단계로서 이와 같은 값을 얻는 것이 불가능하다. 따라서 발사체에서 유발될 수 있는 최대가속하중조건을 이용하여 기준값을 설정하였다. 또한 위성에 탑재되는 전자부품의 경우 일반적으로 ESA(European Space Agency)나 NASA에서 제안한 최대 가속하중의 경우 유닛의 무게 대비 하중으로 구분되는데 최대 80 ~ 50g 값을 이용하여 설계를 수행하게 된다. 검증위성의 경우는 최대 50g 값을 이용하여 설계를 수행하였다. 이를 토대로 사인진동에 대한 노칭입력을 고려하였다. 노칭입력은 크게 두 가지로 구분되는데, 시스템 전체 하중조건을 이용한 1차노칭과 전자부품 및 2차 구조물에 대한 하중조건을 이용한 2차 노칭입력으로 구분된다. 검증위성의 경우 독립적인 2차구조물 및 충분한 하중을 이용한 전자부품의 설계를 통하여 1차노칭만을 고려하고자 하였다. 검증위성의 1차노칭을 선정하기 위한 기준값으로는 아래와 같은 값을 갖게 된다.

- Lateral : 3g
- Axial : 8g

위의 기준값을 이용한 정적하중을 계산하였고 이를 다시 전체 시스템의 장착 지점에서의 하중값으로 비교하여 노칭입력을 선정하였다. 아래의 Fig. 1은 검증위성의 해석결과를 나타낸다.

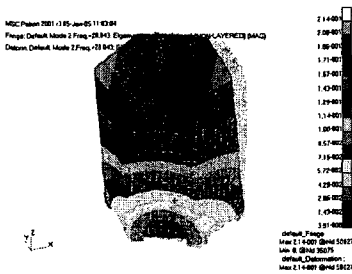


Fig. 1 KoDSat Mode Analysis(Lateral : 28Hz)

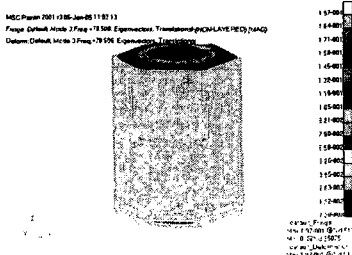


Fig. 2 KoDSat Mode Analysis(axial : 78.5Hz)

위의 해석결과를 토대로 각 모드가 존재하는 주파수에서의 주파수 응답 해석을 통한 하중을 분석하고자 하였다. 이 때 위성체의 구속점은 거대질량 적용을 통한 무차원 선형 스프링 요소를 이용하여 해석을 수행하게 된다. 이 때의 하중 및 모멘트를 얻게 되고 최대값을 이용한다.

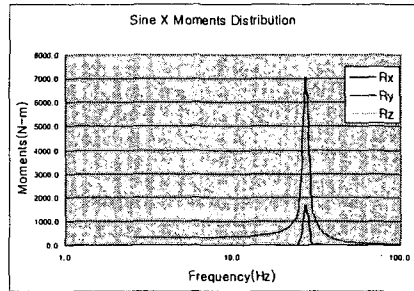


Fig. 3 Sine Response Analysis for Lateral

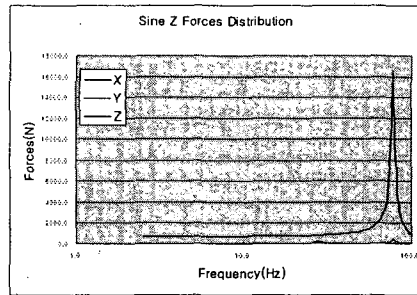


Fig. 4 Sine Response Analysis for Axial

위의 해석결과를 토대로 실제 검증위성 사인 진동에 대한 노칭 입력을 고려하여 선정하고자 하였다. 해석상에서는 하중으로 1g를 적용하였으므로 실제 시험조건에 대한 스케일을 통하여 기준하중을 넘지 않는 노칭 입력을 선정하였다. 아래의 Fig. 5는 축방향에 대한 노칭 프로파일을 선정하였다. 시험레벨은 4 ~ 100Hz까지 3g로 시험을 수행하게 된다.

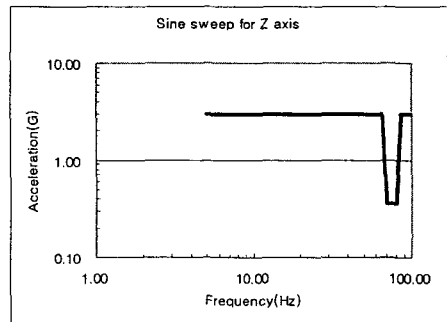


Fig. 5 Notching Profile for Axial Test

해석에서 사용된 댐핑계수는 0.02로 일반적인 값을 사용하였고,  $Q=1/2C$ 의 관계식으로부터 최대 전달율은 25가 되고 해석결과에서는 측면방향으로는 24.7이고, 축방향으로는 22를 얻을 수 있었다. 이값은 다시 실제 낮은 레벨

의 사전 시험을 통하여 분석하게 되고 해석과 시험의 차이를 이용하여 보정된 노칭입력을 재선정하는데 사용되어진다.

## 2.2 검증위성 랜덤진동시험

소형위성의 경우 낮은 면적밀도(Area Density)로 인해 압력의 형태로 가진되는 음향 진동 시험이 비효율적이다. 일반적인 운동방정식을 음향하중의 압력의 함수로 나타내면,

$$\ddot{x}(t) + \frac{c}{m}\dot{x}(t) + \frac{k}{m}x(t) = \frac{A}{m}P(t) \quad (1)$$

여기서  $m$ 은 질량이고,  $c$ 는 댐핑계수이다. 또한  $k$ 는 강성이고,  $A$ 는 면적 그리고  $P$ 는 압력(단위면적당 하중)이다. 위의 식에서 보여진 바, 무게 대 면적비가 증가할수록 음향하중에 대한 응답이 증가함을 알 수 있다. 따라서 실제 발사체에서 주어진 랜덤 진동시험을 통한 위성의 구조적 검증을 수행하고자 한다. 검증위성의 시스템 랜덤 진동의 경우 다소 높은 시험 레벨을 가지고 있으며, 이로 인해 전자부품에 큰 영향을 유발 할 수 있다. 따라서 적절한 노칭을 고려한 시험 조건의 분석이 필요하다. 랜덤 진동시험에 대한 노칭은 크게 두 가지 형태로 나뉘어진다. 우선 위성 전체 시스템을 1차원 진동계라 가정하여, 위성 전체 시스템에 대한 안정성을 확보하기 위한 노칭과 전자부품의 안정성에 대한 검토를 위한 노칭으로 구분되어진다. 아래의 그림은 검증위성 시스템 레벨 랜덤 진동시험레벨을 나타낸다.

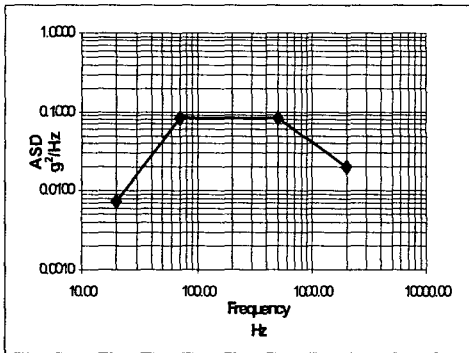


Fig. 6 KoDSat Random Vibration Test Level

시험레벨은 9.7Grms 이고 시험시간은 1분을 수행하게 된다.

## 3. KoDSat 진동시험 및 결과

발사체에서 유발되는 하중조건에 대한 지상시험을 수행하게 되는데 각 축방향(X, Y & Z)에 대하여 시험이 수행된다. 본 장에서는 실제 시험 결과를 이용한 시험레벨에 대한 노칭 및 시험 결과를 검토하고자 한다. 아래의 그림은 검증위

성 진동시험 형상을 나타내었다.

각 패널 및 전자부품의 상세한 응답정보를 얻기 위하여 총 26개의 가속도 센서를 장착하였다. 시험은 저준위 시험을 통한 상세 노칭 입력에 대한 정보를 얻고자 하였고, 이를 토대로 사전 예측된 노칭과의 상호 비교를 통한 최적의 시험을 수행하였다.

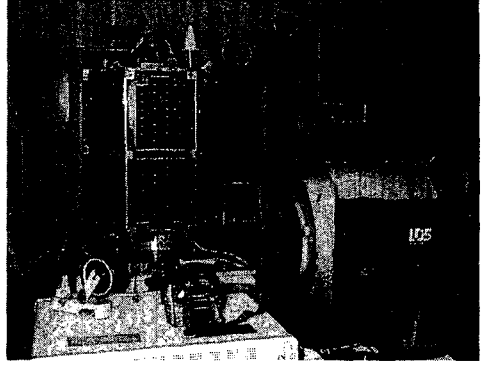


Fig. 7 KoDSat Vibration Test for Lateral Axis

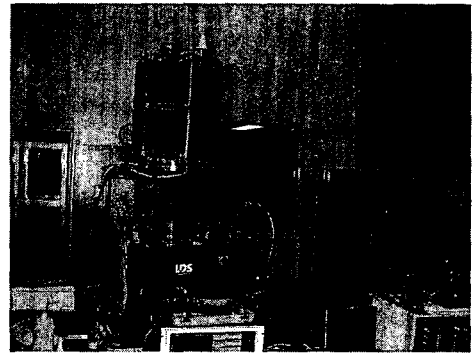


Fig. 8 KoDSat Vibration Test for Axial Axis

## 3.1 KoDSat Sine 진동시험 결과

우선 낮은 시험 조건을 이용한 보다 정확한 전달율 및 응답특성에 대하여 분석하고자 하였다. 이를 다시 실제 레벨에 적용하기 위해 각 단계별 저준위 시험을 수행하고 최종시험 레벨에 대한 시험 노칭을 분석하였다. 아래의 시험결과는 y 축에 대한 최대 전달율을 나타낸다.

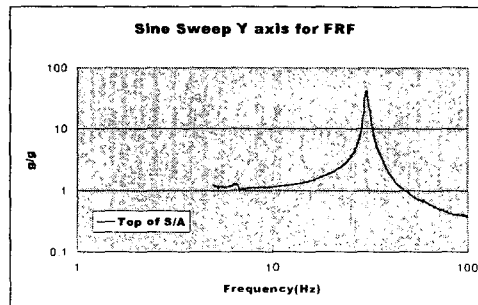


Fig. 9 Transmissibility of Y axis Sine Test

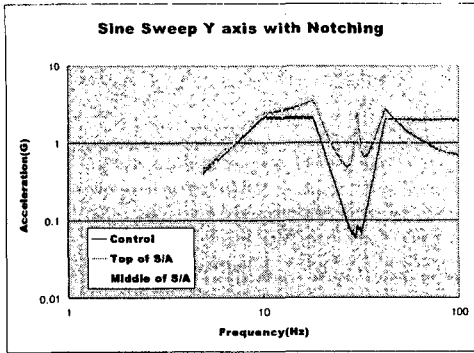
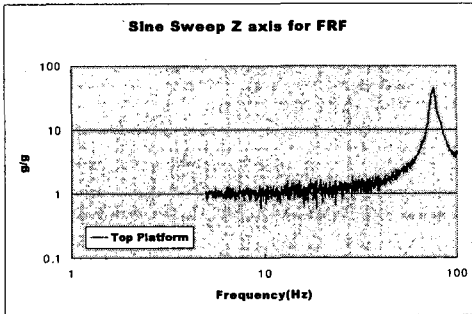


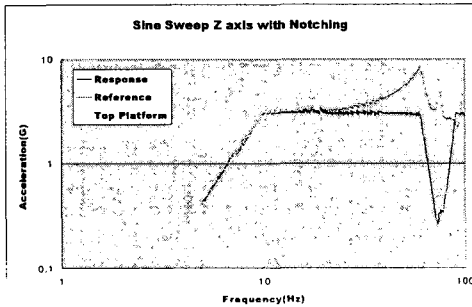
Fig. 10 Sine Sweep Test with Notching

위의 시험결과와 마찬가지로 X축에 대하여도 비슷한 결과를 얻게 되었다. 그러나, Y축의 경우 X축보다 조금 높은 전달율을 가지고 있으므로 본 논문에서는 Y축에 대한 값을 이용하여 설명하고자 한다. 앞에서 설명한 바와 같이 시험의 전달율은 약 28정도이고 해석의 경우 24.5정도이므로 해석 결과에서 얻은 노칭 시험레벨을 그대로 적용하여 시험을 수행하였다. 아래의 그림은 시험결과를 나타낸다.

위의 결과와는 달리 축방향(Z) 시험에 있어서는 해석 결과보다 높은 전달율을 가지고 있으므로 이에 대한 노칭 입력 선정을 전달율 및 노칭에 대한 상대적인 비례값을 이용하여 적용하였다. 아래의 그림은 축방향 시험에 대한 전달율 및 노칭을 이용한 시험 결과를 나타내었다.



(a) Transmissibility of Low Level Sine Test



(b) Full Level Sine Test Results with Notching  
Fig. 11 Sine Sweep Test Results for Axial Axis

### 3.2 KoDSat Random 진동 시험 결과

사인진동 시험과 마찬가지로 랜덤 진동시험에 있어서도 위성 및 탑재 부분품에 대한 안정성을 확보하기 위하여 적절한 노칭을 고려하여 시험을 수행하고자 한다. 랜덤 진동시험에 대하여는 주파수 대역이 20 ~ 2000Hz 이므로 노칭의 고려시 크게 두 가지 형태의 노칭을 고려하였다. 첫째는 위성 전체시스템을 1차원 선형 진동계로 가정하여 사인 진동에 기준값으로 사용하였던 가속하중을 넘지 않도록 노칭을 주는 것이고, 둘째는 위성 전자부품의 구조적 안정성을 확보하기 위하여 설정하는 노칭이다.

본 장에서는 이와 같은 노칭의 적용 및 시험 결과에 대하여 논의하고자 한다. 시험은 각 직교축에 대하여 수행하였고, 시험레벨은 인증시험조건(9.7Grms, 1minute duration)을 사용하였고, Z축 시험결과를 이용하여 설명하고자 하였다. 우선 저준위 랜덤 진동 시험레벨을 이용하여 노칭 입력을 선정하였다. 아래의 그림은 저준위 랜덤 진동 시험에서의 전달율을 나타낸다.

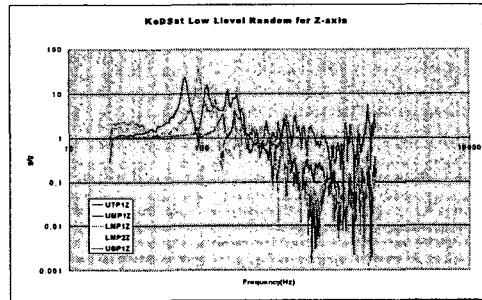


Fig. 12 Low Level Random Test for Z-axis

축 방향에 대하여 위성의 전체 모드는 약 75Hz에서 나타나고 있고, 전자부품이 탑재된 패널의 응답은 100 ~ 200Hz 주파수 영역에서 큰 값을 가짐을 알 수 있다. 본 시험레벨은 20 ~ 2000Hz까지 0.001g<sup>2</sup>/Hz의 하중으로 가진하였다. 일반적으로 랜덤 진동에 있어 전달율은 아래와 같은 식으로 표현된다.

$$Q^2 = \frac{PSD_{OUTPUT}}{PSD_{INPUT}} \quad (2)$$

앞 장에서 설명된 바, 검증위성의 축방향 최대 가속하중 조건은 8g로서 전체 시스템이 허용 하중을 넘지 않아야 된다. 따라서 시스템을 1차원 진동계로 가정하면 실제 인증시험 조건에 대하여 시스템에 부하되는 하중은 아래와 같은 값을 갖게 된다.

$$G_{OUT} = 3 \sqrt{\frac{\pi}{2} P Q f_n} \quad (3)$$

여기서 P는 입력 PSD(Power Spectral Density) 이고 Q는 전달율을 의미하고,  $f_0$ 은 공진주파수를 의미한다. 저준위 랜덤 진동 시험 결과 및 인증시험 레벨 조건을 이용하여 계산하면 출력하중은 40g를 초과하게 된다. 기준값이 8g임을 감안 할 때 매우 높은 하중이 유발됨을 알 수 있다. 따라서 이에 대한 노칭을 비례적인 값을 이용하여 선정하였다.

마찬가지로 2차 노칭은 각 전자부품이 장착된 패널에 대한 응답을 고려하여 검토하였다. 앞의 Fig. 6의 시스템 랜덤 진동프로파일에서 동일한 형태의 +6dB 증가시켜 전자부품 레벨에 대한 시험 조건을 선정하였다. 따라서 Q=2가 넘지 않도록 노칭을 고려하고자 하였다. Fig. 12의 결과에서 볼 수 있듯이 현재 전자부품이 탑재된 위치에 대한 응답은 100 ~ 200Hz 부근의 값이 이 기준값을 초과하는 것을 볼 수 있다. 따라서 이에 대한 노칭을 기준값을 넘지 않도록 노칭을 고려하여 아래와 같은 실제 시험 프로파일을 선정하게 되었다.

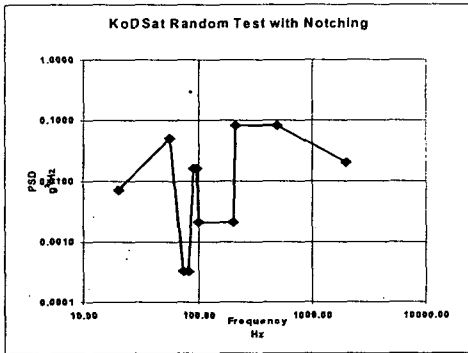


Fig. 13 KoDSat Random Test Profile for Z axis (with Notching)

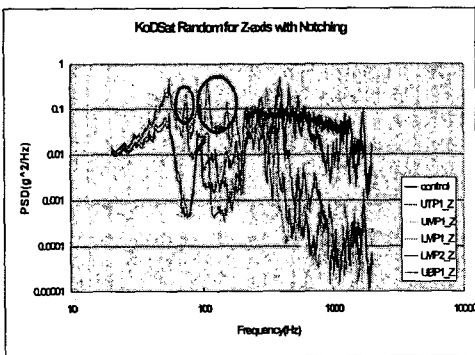


Fig. 14 KoDSat Random Test Results

노칭을 고려한 시험조건 및 결과를 Fig. 13과 14에 나타내었다. 시험 결과를 통해 노칭이 비교적 잘 적용됨을 알 수 있었고, 실제 시스템 레벨 모드에 대한 노칭과 실제 전자부품 단위의 응답의 기준값에 대하여 잘 일치함을 알 수 있었다. 이와 같은 일련의 과정을 통해 시스템 전체에 대한 구조적 안정성을 검증하였다.

#### 4. 결론

발사체에서 유발되는 극심한 진동하중에 위성 시스템 및 전자부품의 세심한 설계가 요구되어진다. 이를 위해 수학적 모델을 이용하여 설계 초기단계에서의 구조적 안정성을 예측하게 되고, 이를 토대로 실제 환경조건을 이용하여 시험을 수행하게 된다.

본 논문에서는 국내 최초 개발되는 위성 발사용 우주 발사체의 성능 검증을 위해 개발된 위성에 대한 진동 시험을 수행하였고, 초기 설계단계에서부터 해석적인 모델을 이용하여 상호 연계성을 이용하여 시험 조건을 설정하였다. 이를 통해 구조적 안정성을 확보하였고, 특히 우주 발사체에서 유발될 수 있는 하중에 대한 이해를 통해 적절한 값의 노칭을 고려하였고, 제시된 기준 설계하중에 대한 구조적 신뢰성을 확보하였다.

#### 참고문헌

- 1) Thomas P. Sarafin, and Wiley J. Larson, 1995, Spacecraft Structures and Mechanisms-From Concept to Launch
- 2) Steinberg, D. S., Vibration Analysis for Electronic Equipment, John Wiley & Sons, 2nd Ed., New York, 1988
- 3) KoDSat Critical Design Review Data Package, 2003, KAI Ltd.