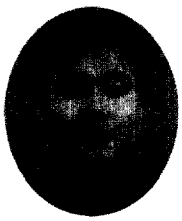
# 다목적실용위성 2호 구조계의 설계 및 해석



정 재 연* 박 준 성** 김 창 호***

## 1. 서 론

우주기술은 항공, 전자, 기계, 재료, 화공, 물리 등 광범위한 분야의 첨단기술이 복합된 시스템 기술로서 신기술을 창출해 나갈 수 있는 기술선도형, 미래지향형 기술이다. 우주기술을 응용한 관련산업은 정보화, 세계화시대의 도래에 따라 21세기 첨단산업을 주도할 것으로 예상되며 방송·통신 뿐만 아니라 지구환경, 기상예측, 자원탐사 및 개발, 미래의 신소재 및 의약품 개발 등 고부가가치 산업분야로 그 영역이 급속히 확대되어 나갈 것으로 기대하고 있다. 이에 국내에서는 『국가우주개발 중장기계획』을 마련하여 2015년까지 국내수요위성, 총 21기(통신위성 6기, 다목적실용위성 8기, 과학위성 7기 : 2000년 10월 기준)를 우리 기술로 개발하고 국제공동 위성개발사업에 주도적으로 참여하기 위한 기술개발 우선순위 및 목표를 제시하였으며, 특히 저궤도 소형 인공위성의 기술자립에 중점을 두고 있다[1].

이에 따라 1994년부터 시작된 국내의 다목적실용위성 개발사업은 1999년 12월 다목적실용위성 1호(Korea Multi-Purpose Satellite 1 : KOMPSAT-1)의 성공적인 발사와 더불어 1999년 12월부터 다목적실용위성 2호(KOMPSAT-2)의 개발이 시작되었다. 이 사업은 모든 구조물 부품의 국내 설계, 제작, 조립 및 시험을 통해 다목적실용위성 2호의 구조 및 열제어 시험용 모델(Structural and Thermal test Model : STM), 비행모델(Flight Model : FM)의 각 1기를 100% 국산화 개발하는데 그 목표를 두고 있다. 또한 기술 습득 및 개발 면에서는 서브시스템 개발기술 확보, 자주적 개발을 위한 기술인력 양성, 효율적인 설계 개발 시스템 구축, 개발체계의 자체 표준화를 통해 차기 다목적실용위성 구조계 개발의 신뢰성과 효율성을 겸비하는 것을 목표로 하고 있다.

당사에서는 한국항공우주연구소, 한국항공우주산업과 함께 다목적실용위성 2호의 골격이 되는 구조계-주구조, 부구조 포함-의 설계, 해석 및 제작을 담당하고 있으며 본고에서는 현재 당사에서 수행중인 다목적실용위성 2호의 설계와 이를 위해

* (주)대한항공 항공기술연구원 연구원
** (주)대한항공 항공기술연구원 수석연구원
*** 정회원 · (주)대한항공 항공기술연구원 수석연구원

Table 1 The system performance of KOMPSAT-2

| | |
|---|---|
| 궤도 | 400~800km의 태양동기궤도 |
| 무게 | 800kg내외 |
| 수명 | 3년 이상 |
| 재관측 주기 | 최소 1일, 최대 3일 |
| 촬영폭 | 15km이상 |
| 탑재체 | Multi-Spectral Camera(MSC)<br>해상도 : 흑백-1m, 칼라-4m |
| 요구전력 | 1,000~1,200 W |
| 자세지향 정밀도 | 0.05° (roll 및 pitch 축), 0.08° (yaw 축) |
| 지향 방식 | 위성체 tilting |
| 위성자료 전송대역 | X-band |
| 위성관제통신대역 | S-band |
| 자료 저장용량 | 한 패스당 1,000km이상 영상저장 가능용량<br>(임무초기 94 Gbits 내외) |
| 자료 전송량 | Panchromatic data 실시간 전송가능 |

필수적으로 고려해야 하는 일반적인 구조해석기법을 소개하고자 한다. 현재 개발중인 다목적실용위성 2호의 시스템 성능규격은 Table 1과 같다[2].

## 2. 다목적실용위성 2호 구조계의 설계

위성 구조물은 본체 시스템과 탑재체를 지지하는 위성의 척추로서, 구조물의 형상은 모든 서브시스템의 기능요구조건을 만족시키고, 임무수행 구간에서 위성체를 안정적으로 지지하며, 무결성(integrity)을 유지하되 작은 중량을 지녀야 한다. 또한 발사체(launch vehicle)와 결합이 가능하고, 발사 중 발생하는 발사체의 모든 요구조건을 만족하여야 한다. 따라서 위성의 형상을 결정하는 형상설계는 위성의 임무수행에 필요로 하는 다양한 요구조건과 각 서브시스템의 요구를 충분히 수용해야 한다. 이러한 요구조건은 크게 임무목표, 환경, 동력원, 발사체의 종류에 따라 결정되며, 다목적실용위성 2호의 설계요구 인자와 그 조건을 Table 2에 제시하였다[3].

위성은 발사의 1회성이라는 특성상 보수설계(conservative design)의 개념으로 설계되고 지상에서의 완벽한 검증 후 발사된다. 이에 다목적실용위성2호는 설계과정 중에 STM과 FM의 두개의 모델이 설계된다. STM은 FM을 만들기 위한 구조, 열시험용 모델로 구조역학 등의 이론을 근거로 설계하여 제작되며, 개념설계(system design review : SDR)와 예비설계(preliminary design review : PDR) 단계를 통해 설계, 제작된다. 또한 STM은 실제 우주 공간상에서 비행하게 될 FM의 검증을 위해 우주환경보다 혹독한 환경하의 정적, 동적시험 및 환경시험을 거쳐 그 성능과 구조적 안정성을 평가 받고 이의 결과가 우수할 경우 STM을 근거로 최종 비행 모델인 FM이 설계, 제작되어 최종적으로 FM이 우주 공간상에서 인공위성으로서의 기능을 수행하게 된다.

다목적실용위성 2호의 설계에는 모듈화 설계개념이 도입된다. 모듈화 설계개념에서 서브시스템은 최초 서브시스템별 설계방법으로 설계되지만, 단일 임무에 국한되지 않고 특정범위에 속하는 다중 임무에 범용적으로 이용된다. 따라서 각각의 위성이 매번 새롭게 설계될 필요가 없으므로 개발비용 및 기간이 단축되며 동일 목적의 위성에 대한 기술축적이 가능하게 된다. 선진 위성사업체에서는 현재까지 개발한 많은 모위성(heritage)의 기술을 활용하여 위성설계의 표준화를 이룩하였으며, 다목적실용위성 2호의 경우도 이와 마찬가지로 다목적실용위성 1호의 모위성을 근거로 구조계의 모듈별 설계가 수행된다[3].

Table 2 Design factors of KOMPSAT-2

| | |
|---|---|
| 임무목표 | 400~800km의 태양동기궤도(저궤도)에서 지구관측 (지도제작 및 지리정보시스템 구축) |
| 탑재기기/계기 | MSC, X-band antenna, S-band antenna, GPS antenna, Propellant tank, Gyro reference assembly, Solar array, 각종 Sensor 등 |
| 환경 | 제작환경, 운송환경, 발사환경, 우주환경(태양거리, 대기, 복사에너지, 열, 진동, 음향 등) |
| 전력원 | 태양전지 시스템(1,000~1,200W) |
| 후보발사체 | Athena2, Cosmos, Delta, Eurockot, LM-2C, PSLV, Taurus XL |

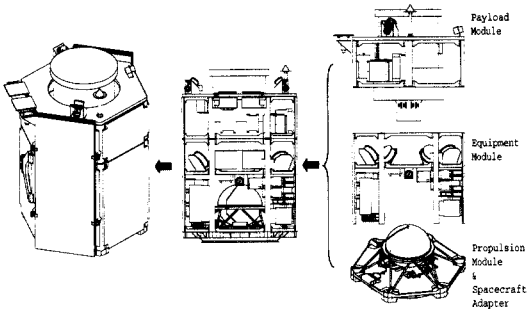



Fig. 1 Mechanical configuration of KOMPSAT-2

위성체 구조물은 주구조물(primary structure)과 부구조물(secondary structure)로 분류된다. 주구조물은 주요 하중을 견딜 수 있는 구조물로서 다양한 위성체 구성품으로부터 발사체의 연결부위까지의 효과적이고 직접적인 하중경로를 제공한다. 따라서 주구조물은 강도와 강성이 크고, 무게가 가볍고, 좌굴에 대한 내성이 크도록 설계된다. 반면 부구조물은 위성내에 장착되는 여러가지 시스템 장치들을 주구조물에 고정하는 역할을 한다. 부구조물에는 여러 종류의 브라켓(bracket), 태양전지 지지 구조물(solar array substrate) 등이 있다. 다목적실용위성 2호의 구조계는 Fig. 1에서와 같이 스킨-프레임 6각 기둥의 형상을 갖으며, 이는 탑재모듈(payload module), 장비모듈(equipment or avionics module),그리고 추진모듈(propulsion module)의 3가지 모듈과 위성과 발사체를 연결하는 위성체 어댑터(spacecraft adapter) 및 본체의 구조물에 탑재되는 각 전자장비를 지지하는 다수의 브라켓으로 구성된다[1].

다목적실용위성 2호 구조계의 구성을 살펴보면, 첫째 탑재모듈은 상/하단의 플랫폼(platform) 각 1개, 측면패널(closure panel) 6개, 상/하단 레일(rail) 각 6개, 론저론(longeron) 6개, 스트럿 어셈블리(strut assembly) 6개, 러그(lug) 6개로 구성된다. 탑재모듈은 MSC, X-band antenna, power supply unit, star tracker electronics, antenna pointing drive unit, 및 data compression storage encryption unit 등 관측과 데이터 송신에 필요한 시스템들의 탑재공간을 제공한다. 둘째, 장비모듈은 중앙플랫폼 1개, 측면패널 12개, 상/하단 레일 각 6개, 론저론 6개

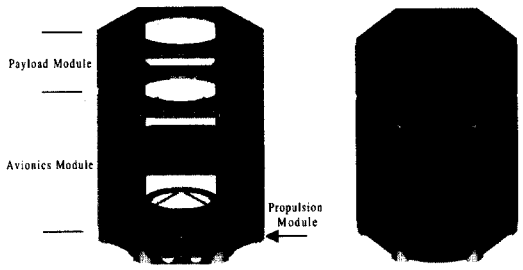



Fig. 2 Assembly model of KOMPSAT-2

의 구조로 구성되며, reaction wheel assembly, gyro reference assembly, EPS control unit, solar array drive electronics 등 위성의 자세제어와 태양전지판 구동을 위한 대부분의 시스템 장치들이 장치모듈에 장착된다. 끝으로 추진모듈은 링 1개, 스트럿 14개, 플랫폼 1개, 레일 6개로 구성되며 연료탱크, 추력기와 관련장비 등의 탑재공간을 제공한다. 이 밖에 발사 중 위성체 하중지지 및 위성체와 발사체를 연결하는 위성체 어댑터가 있다.

다목적실용위성 2호 개발의 개념설계 기간 중 다목적실용위성 1호의 모위성을 근간으로 Fig. 2와 같이 STM 구조계의 모듈 및 위성체 어댑터의 설계가 완료되었으며 현재 예비설계가 진행 중에 있다. 형상결정 단계의 개념설계와 달리 예비설계 단계에서는 주로 위성체의 중량을 줄이기 위한 주구조물의 치수결정을 위주로 설계가 진행되며, 또한 STM에 장착될 시스템 장치들의 모형질량(dummy mass)및 각종 브라켓의 설계가 진행된다. 이를 위해 상용소프트웨어(I-DEAS)의 최적설계 모듈과 당사에서 개발한 in-house 설계프로그램을 병행하여 사용하고 있다.

## 3. 다목적실용위성 2호의 구조해석

위성체 구조물은 서브시스템의 각종 장비를 적절히 수용하고, 구조적으로 지지하는 역할을 한다. 위성체 구조물은 구조물의 가공 및 조립, 위성체의 취급, 운반, 시험, 보관, 발사 및 운용에 이르는 모든 환경하에서 파괴가 발생하지 않도록 충분한 강도(strength)를 보유하여야 하며, 이러한 환경들의 모든 하중조건을 고려하여 위성체에 대한 설계하중

이 결정된다.

위성체의 주구조물의 설계에는 주로 발사체의 준정적하중(quasi-static load)이 적용되며, 새로이 개발되는 구조물 부품에 대해서는 경우에 따라 불확실성을 고려하여 하중에 대한 가중치(design factor)를 적용한다. 준정적하중은 발사체 자체의 정적하중(static load)과 저주파과도하중(low frequency transient load)의 조합을 의미한다. 일반적으로 준정적하중은 후보발사체(candidate launch vehicle)에 대해 발사체 제작사에서 제공하는 하중 중 최대값에 동적불확실계수(dynamic uncertainty factor)를 곱한 값을 사용한다[4]. 한편 부구조물의 설계에 적용되는 하중은 발사체의 동적하중(dynamic load)이며 base drive analysis를 수행하여 구한다. 1차적으로 최종 설계된 위성체 모델은 발사체와의 연성하중해석(coupled load analysis)을 수행하여 각각의 구조물에 적용된 설계하중의 적절성이 검토되며, 필요시 재설계를 수행한다.

설계안전계수(design factor of safety)는 응력해석에 사용되는 유한요소모델, 각종 가정, 제작상의 미세 오류 등의 불확실성을 고려하여 정해지며, 위성체 구조물의 설계중량과 직결된다. 다목적실용위성 2호 구조물의 설계에 적용되는 설계안전계수는 소재의 항복 및 극한 허용치에 대해 각각 1.25과 1.4이며, 좌굴이 발생할 가능성이 있는 요소나 체결요소에 대해서는 1.15의 가중치를 적용한다.

또한, 위성체의 주요 고유진동주파수는 발사체의 저주파 가진과의 공진이 발생하지 않도록 발사체에 따라 정해지는 최소 축방향과 횡방향 주파수 요구조건 보다 크도록 설계되어야 하며, 이러한 강성은 진동모드해석과 시험을 통하여 확인되어야 한다. Table 3에 다목적실용위성 2호의 설계요구조건을 제시하였다[5].

다목적실용위성 2호의 구조적 안정성 평가를 위해 발사중 발사가속도에 의해 야기되는 준정적하중을 고려한 정적해석과 발사체와 위성체간의 공진을 피하기 위한 동적모드해석, 그리고 발사초기의 각종 진동 및 소음과 발사체 분리시 충격을 고려한 동적해석을 수행한다. 다목적실용위성 2호의 구조해석에는 보편적인 도구인 유한요소법이

Table 3 Design requirement of KOMPSAT-2

| | | |
|---|---|---|
| Stiffness of Spacecraft | Lateral | Axial |
| | > 25Hz | > 40Hz |
| Quasi-static Load of Spacecraft | Lateral | Axial |
| | ±3.5g | ± 10g |
| Margin of Safety | Strength | Stability |
| | > 0.0 | > 0.15 |
| | Factor of Safety | |
| | Ultimate : 1.4 , Yield : 1.25<br>Fitting : 1.15 , Stability : 1.15 | |
| Stiffness of Deployed Solar Array | > 0.6Hz | |
| Weight Allocation | 200kg | |
| 1st Natural Frequency of MSC | > 100Hz | |
| Quasi-static Load of MSC | 15g in Any Direction | |

이용되며, 이를 위해 주구조물, 시스템 장치 및 체결요소를 유한요소로 모델링하고 각 해석에 맞는 경계조건 및 하중조건을 부여한다.

### 3.1 다목적실용위성 2호의 유한요소 생성 (FE Modeling)

다목적실용위성2호의 구조물은 해석을 위해 Fig. 3과 같이 보/쉘/강체/집중질량 요소(beam/shell/rigid/lumped mass elements) 등으로 단순화되어 유한요소 모델이 구성되었다. 즉 위성체 구조물중 모든 측면패널과 플랫폼 및 MSC는 쉘요소로 구성되었고, 론저론, 레일, 추진모듈의 링과 스트럿 등은 보요소로, 전자장비는 집중질량(lumped mass) 요소, 그리고 각각의 구조물은 강체요소로 체결되었다. 한편, 위성체 어댑터는 형상의 복잡성으로 인해 플랜지 및 실린더 부분은 빔 요소로 론저론과의 연결부위는 솔리드 요소로 모델링되었다. 이때 생성된 FE 모델의 총 절점과 요소의 수는 각각 8,103과 9,630이다.

### 3.2 진동모드해석

진동모드해석(normal mode analysis)은 발사체로부터 유입되는 각종 진동에 의한 위성체 구조물의

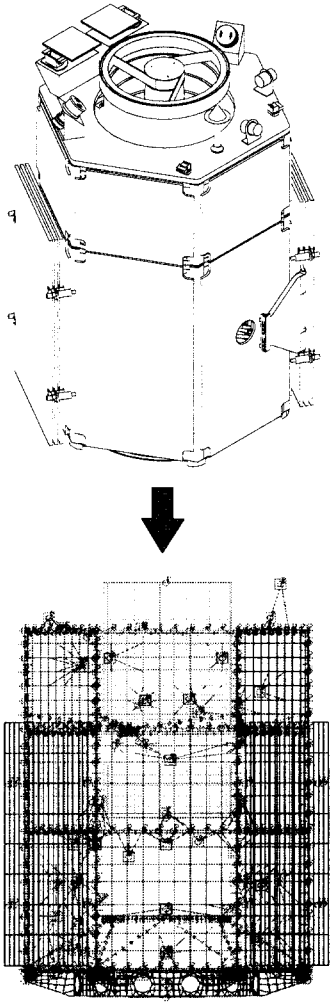


Fig. 3 Finite element model of KOMPSAT-2

공진을 최소화하기 위해 위성체 구조물의 고유진동수 및 진동모드를 계산하여 위성체 구조물이 최소 공진주파수 영역 이상의 강성(stiffness)을 갖도록 설계하기 위해 수행된다. 진동모드해석에서 주관심사는 주구조물의 동적 거동과 전체구조물(bus structure)의 진동주파수이다. 다목적실용위성 2호의 경우 요구되는 최소 공진주파수는 발사체의 종류에 따라 결정되며, 현재 발사체가 선정되지 않은 상태이므로 모든 후보 발사체와의 공진을 피할 수 있는 주파수를 설계주파수로 사용하고 있고 그 값은 각각 횡방향 25Hz, 축방향 40Hz이다. 다목적실용위성 2호의 고유진동수를 계산하기 위한 경계조건은 위성체 어댑터 밑부분의 완전 고정이다. 발사체가 결정되지 않은 시점의 이러한 경계조건의 부여는 위성체와 발사체의 연결부위인 경계조건 부위의 강성을 크게 함으로써 실제에 비해 높은 고유진동수를 발생시키고, 이는 위성체 구조물의 강성에 대해 과소평가하는 결과를 초래함으로써 위성체 주구조물의 과소설계(under-design)를 야기하므로STM의 시험평가와 연성하중 해석 후 요구 설계주파수의 변경 및 위성체 주구조물의 설계변경이 필요하다. Fig. 4는 개념설계 단계에서 설계가 완료된 다목적실 용위성 2호의 축방향, 횡방향의 고유 진동수와 고유진동모드를 보여주고 있다.

### 3.3 정적해석

위성체 구조물의 정적해석(static load analysis)은

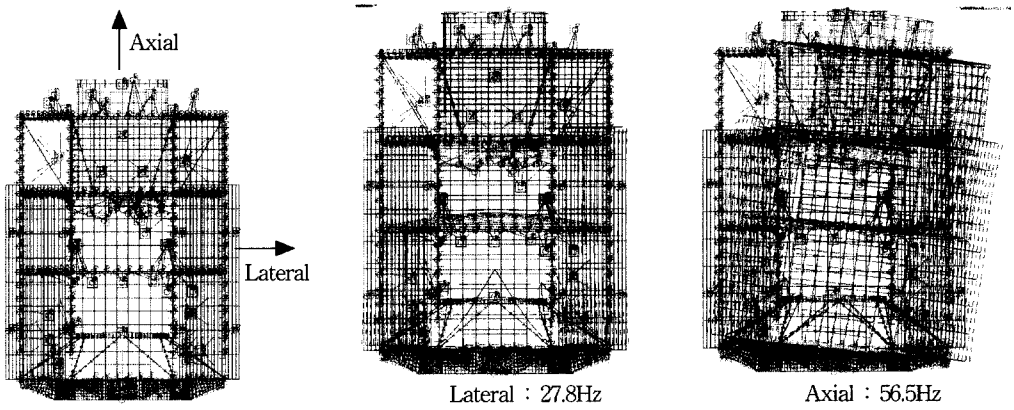



Fig. 4 Lateral and axial modes and natural frequencies of KOMPSAT-2

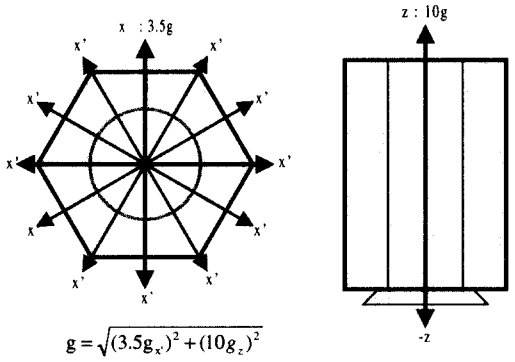



Fig. 5 Quasi-static load cases for KOMPSAT-2

주로 정적하중에 의한 주구조물의 강도(strength)를 평가하기 위해 수행된다. 일반적으로 위성에 작용하는 정적하중은 위성체의 가공 및 조립, 취급, 운반, 시험, 보관, 발사 및 운용 중 발생하는 모든 하중을 포함하며 이는 각각의 경우에 따라 그 값이 설계기준(design criteria)에 정해져 있다. 그러나 대부분의 하중 중 발사시 위성체에 가해지는 가속도인 준정적하중이 다른 하중에 비해 가장 큰 하중이므로 위성체 설계에 이용된다. 다목적실용위성2호의 경우 준정적하중은 횡방향 가속도 ±3.5g, 축방향 가속도 ±10g로 정의되며, Fig. 5와 같이 횡방향 가속도의 경우 원주방향으로 각 30°씩 방향을 바꿔 계산하여 총 24개의 하중경우(load cases)가 이용된다.

다목적실용위성 2호 주구조물의 강도 평가는 유한요소법을 이용한 하중추출 및 수계산을 통해 이루어진다. 즉 Fig. 3의 유한요소모델의 정적해석으로부터 하중경우별로 각 부재의 요소력(element force)을 산출한 후 그 중 최대 값을 이용하여 해석을 수행한다. 해석시 최대하중을 사용함으로써 보다 보수적인 해석(conservative analysis)이 가능하다. 각 부재의 강도평가는 부재의 형상, 체결조건 및 하중부하조건 등에 따른 부재의 파괴모드(failure modes)에 대해 수행되며, 각 부품의 파괴모드에 대한 안전여유(margin of safety)를 산출한다. 안전여유는 작용하중과 허용하중의 비를 의미한다. 다목적실용위성 2호 구조물 요소의 안전여유는 인장, 압축, 굽힘 및 전단의 복합 파괴모드에 대해 0보다 커야 하며, 좌굴이나 crippling과 같은 불안정 파괴모드에 대해서는 0.15이상의 조건이 정해져 있다. 또한 부재에 따라서 특정한 안전여유의 값을 정해 설계를 수행하기도 한다. 일례로 Table 4는 개념설계단계에서 산출된 다목적실용위성 2호 플랫폼의 파괴모드별 안전여유를 보여주고 있으며, 개념설계단계에서 모든 구조계 부품들은 모든 파괴모드에 대해 구조적으로 안전

Table 4 Margin of safety of platforms by Modules

| | Module / Failure Mode | Upper payload | Lower Payload | Avionics | Propulsion |
|---|---|---|---|---|---|
| Facesheet | von-Mises(yld) | High | High | High | High |
| | Max. principal(ult) | High | High | High | High |
| | Max. shear(ult) | High | High | High | High |
| Core | Core shear(ult) | 0.99 | 9.43 | 1.82 | 3.73 |
| | Core crushing(ult) | 0.63 | 1.12 | 0.68 | 0.7 |
| Fastening | Bearing(yld/ult) | 0.64/1.10 | 0.91/1.47 | 1.66/2.38 | 1.04/1.60 |
| | Insert pull-out | 2.17 | 4.24 | 1.8 | 9.83 |
| | Bearing(MSC) | | High* | | |
| | Insert pull-out(MSC) | | High* | | |
| Stability | Facesheet wrinkling | High | High | High | High |
| | Facesheet dimpling | High | High | High | High |
| | Shear crimping | High | High | High | High |

* yld : yield, ult : ultimate
** High : MS > 10

한 범위내에서 설계가 완료되었다[1].

한편 브라켓 등 다목적실용위성 2호의 부구조물은 시스템장치의 자중에 의해 발생하는 하중을 주구조물에 전달하는 역할을 하므로 정적하중보다는 동적거동에 의해 발생하는 하중에 지배적이다. 그러나 예비설계단계에서 브라켓의 강도평가시 동적하중을 사용하지 않고 대부분의 위성 제작업체들은 자회사에서 산출한 준정적하중을 이용한다. 준정적하중은 브라켓의 고유진동수가 100Hz이상이어야 한다는 요구 조건하에 발사체의 종류, 발사상태, 시스템장치의 중량 등에 따라 결정되며, 이 하중 값은 여러가지 조건에 따라 결정된 값들 중 최대 값을 의미한다.

따라서 실제 시스템장치에서 나타나는 값보다는 크며 예비설계단계에서 보수설계를 제공한다. 그러나 고유진동수가 100Hz이하인 브라켓의 경우 주어진 준정적하중보다 큰 하중이 나타날 수 있으므로 연성하중해석의 결과와 비교하여 재해석을 수행해야 한다. 다목적실용위성 2호에 장착되는 브라켓의 하중은 다목적실용위성 1호에서 사용되었던 부구조물의 하중 그래프에 따라 결정되며 Fig. 6에 이를 소개하였다. 이는 미국의 TRW사의 부구조물의 설계하중치(design load factor)이며, 그림에서 보는 바와 같이 가로축은 브라켓과 시스템의 중량의 합, 세로축은 이 중량 합에 따른 가속도를 나타낸다.

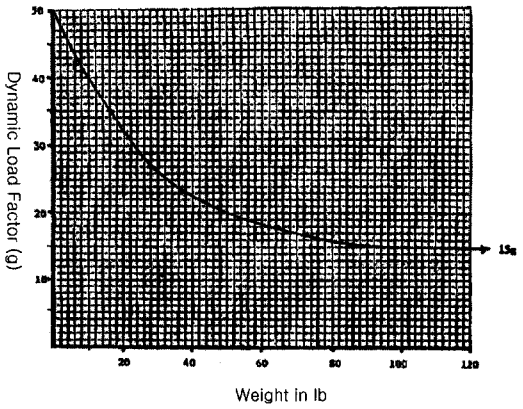



Fig. 6 Preliminary design load factor of KOMPSAT-2 secondary structures(Mass Acceleration Curve)

### 3.4 동적해석(Model Response Analysis)

위성체 구조물은 발사초기부터 본 궤도 진입시까지 다양한 형태의 동하중에 노출된다. 즉 발사시 발사체 터보 펌프의 주기적인 회전에 의해 발생하는 조화진동(sinusoidal vibration), 연료 점화시 불규칙 연소 및 화염등에 의해 발생하는 불규칙진동(random vibration), 비행 중 발사체 분리시 발생하는 충격력(shock), 그리고 발사초기 소음과 비행 중 공기역학적 간섭에 의해 발생하는 충격파의 타격에 의한 음압진동(acoustic vibration)이 위성체에 동하중을 작용시키며, 이는 저주파수에서 고주파영역까지 다양하게 존재함으로써 공진을 야기하여 위성체 구조물의 치명적인 파손을 초래할 수 있다. 따라서 정적해석으로부터 설계된 위성체는 반드시 동적해석과 실험을 통해 동하중에 의한 안정성 평가를 받는다.

동하중의 특성을 살펴보면 조화진동은 10Hz에서 100Hz사이의 저주파수영역에서 최대값을 갖고 상대적으로 강성이 큰 주구조물에 지배적인 영향을 미친다.

불규칙진동은 10Hz에서 1,000Hz이상의 폭 넓은 주파수대에 분포하며 최대 값은 100Hz이상의 비교적 높은 주파수대에서 발생하여 주로 시스템장치와 이를 연결하는 부구조물에 영향을 준다. 발사체의 분리 시 발생하는 충격은 100Hz에서 10,000Hz사이의 고주파수영역에서 짧은 순간에 수1000g이상의 가속도를 발생시켜 상대적으로 고유진동수가 높은 부구조물과 시스템장치 내부의 소형, 경량 전자부품의 파손을 야기한다. 이와 마찬가지로 음압진동 역시 100Hz이상의 고주파수 영역에서 부구조물과 시스템장치에 영향을 미친다.

일반적으로 위성체에 작용하는 동하중은 발사체와 발사조건에 의해 그 값이 결정된다. 따라서 대부분의 발사체 제작사에서는 보유 발사체의 진동특성에 대한 데이터를 보유하고 있으며 위성체 구조계 제작사에게 Fig. 7과 같은 후보발사체의 주파수별 진동특성의 한계치를 제공한다. 이를 바탕으로 위성체 구조계 제작사는 위성체의 주구조물과 부구조물을 설계한다. 그러나 이러한 설계는 발사체가 강체라는 가정하에서 수행되므로 진동에

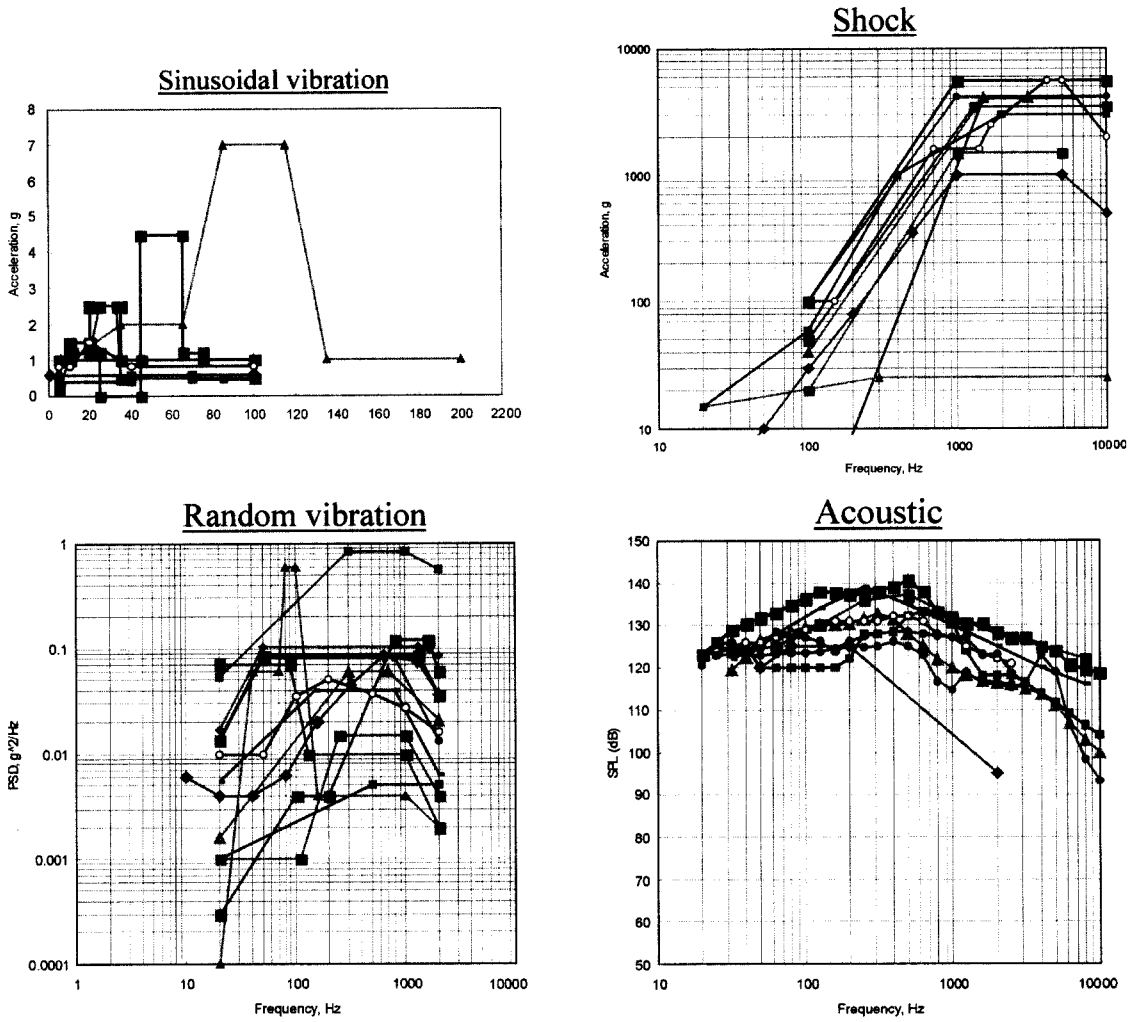
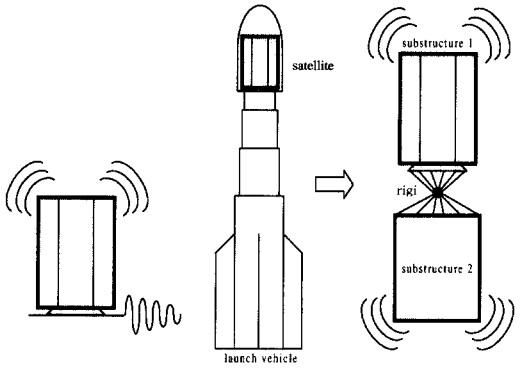



Fig. 7 Dynamic environment of candidate launch vehicles

대한 위성체의 보수설계를 제공하지만 실제 발사조건와 일치하지 않으며 지나친 과도설계를 야기할 수 있다. 따라서 일련의 예비설계가 끝난 위성체 구조물의 경우 진동에 의한 거동의 보다 정확한 판단을 위해 연성하중해석이 수행되며, 이는 선정된 발사체 제작사에서 수행하게 된다.

연성하중해석은 구조물을 몇 개의 하위구조물(substructure)로 나누고 각각의 하위구조물을 동적 모델링한 후 하위구조물의 동적특성과 고유모드, 그리고 하위구조물간의 연결조건을 적용하고 하위구조물을 새롭게 변환된 자유도로 합성하여 원하는 진동모드까지의 동적 특성과 외력을 받는 하위구조물과 연결된 다른 하위구조물의 동적거동을 해석하는 것이다.[6] 이를 위해 Fig. 8과 같이 위성체 구조물은 연성하중해석시 위성체와 발사체는 간단한 구조물로 모델링되어 각각의 동적 거동을 해석하게 된다. 따라서 이러한 해석을 통해 위성체 과도/과소설계를 수정하고 초기설계 시 결정된 구조물의 안정성에 대한 검증, 수정 및 보완이 실질적인 조건의 적용으로 가능하게 된다.




(a) base drive analysis for preliminary design (b) coupled load analysis

Fig. 8 Base drive analysis and coupled load analysis

## 4. 결 론

본고에서는 당사에서 개발중인 다목적실용위성 2호 구조계의 설계 및 해석기법에 대해 기술하였다. 전술하였듯이 다목적실용위성 2호의 개발 기간 중 STM과 FM이 개발되며, 현재는 STM의 예비설계 단계에 있다. 다목적위성 2호 구조계는 모위성을 근거로 한 모듈화 설계가 이루어지며, 3개-탑재, 장비 및 추진-의 모듈에 대한 설계가 완료되었다. 한편 해석에 있어서도 준정적하중을 고려한 정적해석 및 진동모드해석이 수행되었고 모든 구조계 부품들이 구조적으로 안전한 범위내에 있음이 확인되었다. 또한 전체구조물의 강성도 요구조건을 만족시키고 있다.

따라서 이후 예비설계에서는 최적화기법을 통해 주구조물의 설계변경에 관한 연구가 수행되며, 특히 위성체 어댑터, 브라켓 및 모형질량 등의 부구조물에 주안점을 둔 설계 및 해석이 수행된다.

## 참 고 문 헌

1. (주)대한항공 항공기술연구원, "다목적 실용위성2호 구조계 개발 사업(I)", ㈜대한항공 보고서, 2000. 9
2. (주)대한항공 항공기술연구원, "다목적 실용위성2호 구조계 개발 사업", ㈜대한항공 사업제안서, 1999. 12
3. 노수혁, 박종성, 박준성, 김창호, "인공위성 본체구조물 기술개발 동향", 한국항공우주공학회지, Vol. 27, No. 8, pp.170~180
4. 김진희, 황도순, 이주훈, 김성훈, "다목적실용위성 2호의 예비구조해석", '2000 SDRC Users' Conference, 2000. 11
5. KOMPSAT-2 System Design Review-Internal Assessment, 2000. 8
6. 충남대학교 첨단수송체연구소, "위성체와 발사체간의 CLA해석 기법 개발(I)", 충남대학교 첨단수송체연구소 보고서, 2000. 8