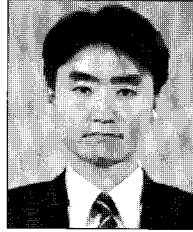
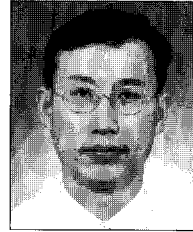


## 우주발사체 구조 해석 소개

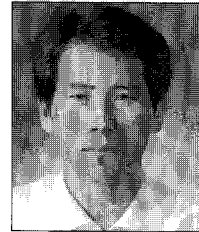
### Overview of Structural Analysis of Space Launch Vehicle



김 광 수\*



장 영 순\*\*



이 영 무\*\*\*

\* 한국항공우주연구원 우주발사체사업단 구조팀 선임연구원  
 \*\* 한국항공우주연구원 우주발사체사업단 구조팀 책임연구원  
 \*\*\* 한국항공우주연구원 우주발사체사업단 우주발사체기술실 책임연구원

### 1. 서 론

우주발사체는 대상 운반물(대개, Payload 또는 유효하중이라고 함)을 우주의 정해진 궤도상에 진입시키는 중요한 운송수단이라고 할 수 있다. 항공기 또는 비행선은 비교적 낮은 지구 대기권으로 그 활동영역이 제한되는데 비해 우주발사체는 인간의 활동영역을 우주로 확대시키는 운송수단을 제공한다는 면에서 매우 중요한 의미가 있다. 우주발사체의 이러한 역할은 경제적인 측면에서는 인공위성 발사와 같은 상업적인 목적에 이용될 수 있으며, 과학기술적인 측면에서는 한 국가의 과학 기술 역량을 대표하는 기술일 뿐만 아니라 우주과학 및 미래 우주공간의 활용을 위한 기반이 된다는 면에서 중요하다. 또한 우주발사체에 사용되는 여러 가지의 최첨단 기술은 일반 산업

에 활용되고 파급되어 일반 산업의 기술을 선도하며 국민의 삶의 질 향상에 도움을 주는 긍정적인 측면도 간과할 수 없다.

현재 전 세계에서 자국의 발사체로 인공위성을 띄워 올린 나라는 러시아, 미국, 프랑스, 일본, 중국, 영국, 인도, 이스라엘의 8개국 정도에 해당한다.<sup>1)</sup> 우리나라에서는 그간의 KSR-I(1990~1993), KSR-II(1993~1998), KSR-III(1997~2002) 등의 과학로켓에 대한 연구 개발을 통해 로켓 분야에 대한 독자적인 기술을 축적해 왔으며, 이러한 개발 경험을 바탕으로 현재 소형 위성 발사체인 KSLV-I(2002~2009)을 개발하고 있다.<sup>2)</sup> KSLV-I의 발사가 성공한다면 우리나라는 자국의 발사체로 자국의 위성을 발사하는 아홉 번째 국가가 된다. 소위 「우주클럽(Space Club)」의 반열에 당당히 오르는 것이다.<sup>2)</sup> 그림 1은 KSLV-I의 외형 및 주요 제원을 표시한다. KSLV-I은 전체 길이가 약 34m에 달하며 전체 무게는 143톤이

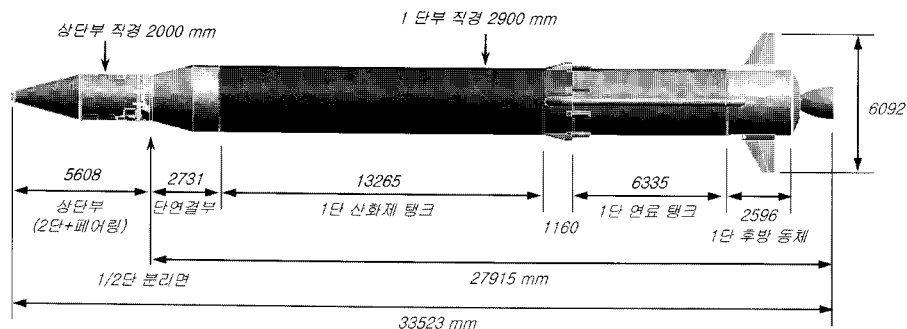


그림 1 KSLV-I 우주발사체 외형 및 제원

표 1 발사체 구조의 주요 단계별 설계하중 종류

단 계	하중 종류
지상 운용 단계	<ul style="list-style-type: none"> <li>• 지상 핸들링(이동 하중, 호이스트 하중, 지그 장착 하중)</li> <li>• 이동 하중(비행기, 선박, 트럭 운반 시 발생하는 진동, 충격 하중 및 압력, 온도, 습도 환경 등)</li> </ul>
발사 전 대기 단계	<ul style="list-style-type: none"> <li>• 발사체의 발사대 위에서 대기 동안의 하중</li> <li>• 지상풍에 의한 저항 하중, 바람에 의한 흔들림 굽힘하중</li> </ul>
비행 단계	<ul style="list-style-type: none"> <li>• 준정적 하중 : 추력 하중, 공력 하중에 의해 발사체에 작용하는 축력, 전단력, 굽힘력 하중</li> <li>• 진동 하중 : 추진력, 제어운동 및 불안정 공기력, 제트 및 공력 소음 등에 기인함</li> <li>• 조화 및 랜덤 하중 포함</li> <li>• 충격하중 : 엔진 점화 및 정지, 발사 시 고정 해제, 단 분리 및 파이로 장치 등에 기인함</li> <li>• 슬로싱(sloshing) 하중 : 추진제탱크 내부 연료의 저주파 흔들림은 발사체의 제어 시스템 및 전체 하중에 영향을 미칠 수 있음</li> <li>• 기타 : 버퍼팅(buffeting), 열하중 등</li> </ul>

며 주요 임무는 100kg급 과학위성을 지구 저궤도에 올리는 역할을 하게 된다. 발사체는 1단과 상단(2단+페어링)으로 구성된다.

발사체의 골격을 구성하는 구조(Structure)는 발사체에서 추진제 및 각종 탑재물(각종 전자장비, 제어장비, 유공압장비, 배관 및 하니스 등)을 안전하게 보관, 장착 및 보호하며 지상 운용, 발사 전 대기 단계 및 비행 구간 등에서 발생하는 구조하중 및 환경을 견디는 역할을 한다. 우주 발사체 구조의 설계 시에 고려하는 상세한 설계하중의 종류는 표 1에 표시한 바와 같다.

우주발사체의 구조를 구조형식 및 기능에 따라 크게 분류하면 다음과 같으며 대략적인 부위는 그림 1을 참조하면 된다.

- 추진제 탱크 : 발사체 엔진에 공급되는 액체의 연료 및 산화제를 저장하는 탱크 구조에 해당하며 대개 발사체 구조에서 가장 큰 구조물에 해당한다. 비교적 작은 내부 압력과 함께 구조 하중을 견디도록 설계한다. 대개 금속재로 제작되며 보강구조(예: ISOGRID)형식을 갖고 있다.
- 동체 구조 : 추진제탱크와 연료탱크를 연결하는 탱크연결부, 1단과 2단을 연결하는 단연결부, 단(또는 추진제 탱크)의 앞뒤에 위치하는 스커트(Skirt) 등을 포함하는 구조에 해당하며 주로 구조 하중을 견디도록 설계한다. 동체 구조는 또한 내부에 많은 탑재물을 장착하고 보호하는 역할을 한다. 대개 금속재 또는 복합재의 세미-모노코크 또는 샌드위치 구조 형식을 갖고 있다.
- 페이로드 페어링 : 발사체에 실리는 위성체를 보호하기 위한 구조물에 해당한다. 구조하중보다는 열차폐, 음향소음 차폐, 페어링 분리 기능 등을 위주로 설계를 하게 된다. 대개 복합재 샌드위치 구조형식을 갖고 있다.
- 분리기구 및 파이로 장치 : 발사체의 단분리, 페어링 분리 및 위성분리 등을 위한 구조 및 파이로 장치를 포함한다.
- 고압압력용기 : 발사체의 기타(주로 제어) 시스템에서 필요

표 2 발사체 구조의 구성품별 주요 설계 기준 및 구조 해석 종류

구 성	주요 설계 기준	구조해석 종류
추진제 탱크	내부 압력, 구조정적하중, 슬로싱	구조 사이징 해석, 정적 구조해석, 슬로싱 해석
동체 구조 (탑재구조 포함)	구조정적하중, 진동하중	구조 사이징 해석, 정적 구조해석, 진동 해석
페이로드 페어링 (분리기구 포함)	분리 기능, 열차폐, 음향하중 차폐, 정하중	분리 해석, 음향 해석, 정적 구조해석
고압 압력 용기	압력하중, 제작 공정	정적 구조해석
위성 어댑터 (분리 기구 포함)	구조정적하중, 위성 분리 기능, 진동규격	정적 구조해석, 분리 해석, 진동 해석
전기체 (위성 연결 포함)	전기체 하중조건, 진동 규격	하중 해석, CLA(Couple load Analysis) 모드 해석
제작 공정 해석	제작성 평가	용접 공정 해석, 소성 가공 공정 해석, 복합재 접합 강도 해석

로 하는 고압의 기체나 액체를 저장하는 구조물에 해당한다.

- 기타 : 위성 어댑터(위성과 발사체를 연결하는 구조), 엔진지지구조(엔진을 장착하고 연결하는 구조), 동체페어링(발사체 외부에 부착되는 배관, 배선을 보호하는 구조)

발사체의 구조 개발을 위해서는 위에서 기술한 구조 구성품에 따라 다양한 요구조건 및 설계기준을 적용하여 설계를 수행하며 구조 해석을 통해 이를 확인하게 된다. 물론 최종적으로 시험/평가를 통해 요구규격에 대한 최종 만족 여부를 확인하기는 하지만, 설계단계에서 구조해석을 통해 요구규격의 만족 여부를 확인하고 최적의 설계를 선정하는 것은 효과적인 개발을 위해 매우 중요하다. 특히, 발사체 구조는 기타 다른 운송체(자동차, 선박 및 항공기)에 비해서 전체 무게 대비 구조체의 무게가 차지하는 비율이 가장 작다. 그 만큼 발사체에서 구조 경량화에 대한 요구는 중요하다고 할 수 있다. 따라서 정확한 구조 해석을 통해 무게를 경량화할 수 있는 구조를 초기에 결정하는 것이 요구된다. 표 2에서는 발사체의 주요 구조에 대한 설계 기준 및 구조해석 종류를 대략적으로 기재하였다.

본 기사에서는 발사체 개발을 위해 필요한 다양한 구조해석에 대해 소개하고자 한다. 다양한 해석을 모두 상세하게 다루기는 힘들기 때문에 대표적인 해석에 대해 간략하게 소개하는 수준에서 살펴보도록 하겠다. 2장에서는 주로 구조 사이징 및 정적 구조해석에 대해 소개하고, 3장에서는 진동 및 음향에 관련된 해석, 4장에서는 분리 해석 및 제작 공정에 관련된 해석에 대해 소개하도록 하겠다.

## 2. 구조 사이징 및 정적 구조 해석

### 2.1 구조 사이징 해석

구조 사이징 해석은 주로 동체 및 추진제 탱크 구조에 대해

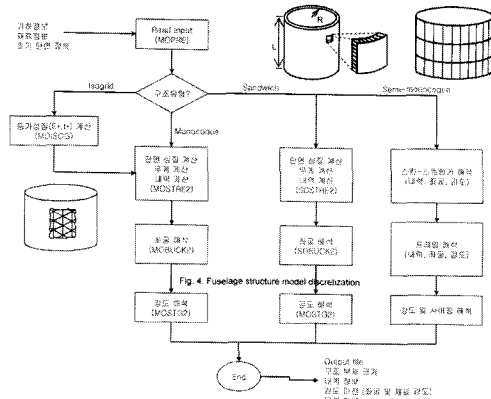
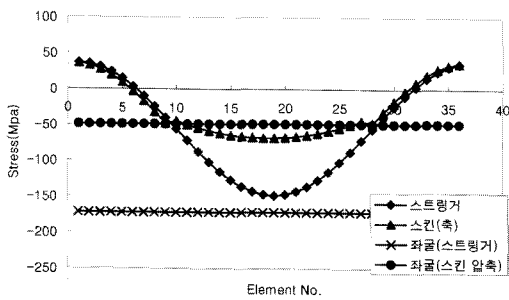
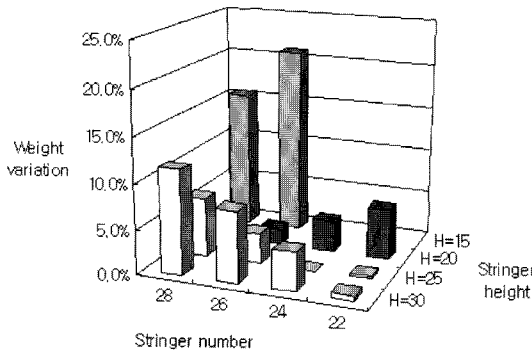


그림 2 동체 구조 사이징 In-house 프로그램 흐름도



(가) 스킨-스트링거 내력 및 좌굴 결과



(나) 스트링거 배치 및 치수의 무게 영향

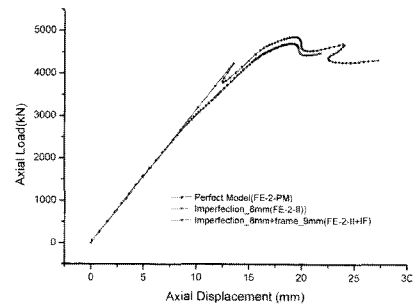
그림 3 세미-모노코크 동체 사이징 해석 결과 예

초기 설계 단계에서 수행하게 된다. 구조 사이징은 In-house 프로그램을 이용하여, 여기에 적용되는 방법은 주로 고체역학의 빔이론 및 각종 설계 매뉴얼에 있는 준-경험적인 다양한 방법을 이용하게 된다.<sup>3,4)</sup> 전체 발사체의 초기 외형이 결정되고 동체 색선의 제원 및 하중이 준비되면 In-house 프로그램을 이용해 구조 사이징을 수행하게 된다. 구조 사이징은 금속재료 및 복합재료의 세미-모노코크, 샌드위치, ISOGRID, 모노코크 형식의 다양한 형식에 대해서 가능하며 구조 형상 및 하중에 맞는 최적의 구조 형식과 함께 주요 구조부재에 대한 구조 크기를 결정하게 된다. 구조 사이징 해석의 흐름도는 그림 2와 같다. 또한 세미-모노코크 동체에 대해서는 스트링거 및 프레임 구조 배치에 대해 트레이드 연구 또한 가능하며 적절한 구조

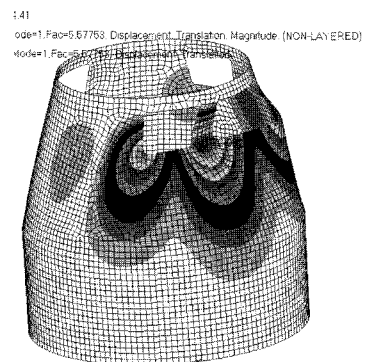
배치를 결정할 수 있다. 샌드위치 및 ISOGRID 동체 대해서도 상세한 구조 치수(예를 들면, 샌드위치의 면재 두께, 코어(core) 높이, 셀의 크기 등, ISOGRID의 높이 셀의 크기 등)에 대해서도 경량화를 위한 적절한 치수를 결정할 수 있다. In-house 프로그램에서 고려하는 파손 모드는 세미-모노코크 동체의 경우, 스킨 좌굴(전단, 압축, 조합), 스트링거 좌굴, 프레임 및 동체의 전체 좌굴 및 모든 부재의 재료 파손에 해당한다. 샌드위치 동체의 경우, 면재파손, 코아파손, 샌드위치패널의 각종 좌굴 파손(전체좌굴, dimpling, wrinkling, shear crimping 등)을 고려한다. ISOGRID 동체의 경우, 전체 좌굴과 국부좌굴, 재료 파손을 고려한다. 그림 3은 In-house 프로그램을 이용한 사이징 해석 결과의 예를 보여주고 있다. 그림 3(가)의 경우, 세미-모노코크 동체에서 스킨 및 스트링거 부재의 내력 결과와 좌굴 강도 결과를 표시하고 있다. 그림 3(나)의 경우는 스트링거 배치 수량과 스트링거 높이 치수를 변하게 하면서 사이징된 동체의 무게 변화를 계산한 것이다. 이 결과를 이용할 경우, 경량화를 위한 적절한 스트링거 배치 및 단면 치수를 선정할 수 있게 된다.

## 2.2 정적 구조 해석

앞서 구조사이징에 의해 동체 또는 추진제 탱크의 구조 크기가 결정되면 전체 구조의 무게 및 구조배치에 대한 기본적인 설계가 준비되고 이를 바탕으로 더욱 상세한 발사체 전체의 하



(가) 하중-축변위 곡선



(나) 좌굴 변형 모양

그림 4 단연결부 비선형 구조해석 결과

중해석 분석이 이루어지게 된다. 그러면 더 정확한 구조하중 데이터가 산출되고 이를 이용해 상세한 구조 해석을 수행하게 된다. 이때 구조 해석은 유한요소해석 방법의 상용 코드를 이용해 수행하게 된다. 발사체 동체 및 추진제 탱크는 대개 압축 하중과 굽힘하중을 많이 받게 되므로 좌굴이 중요한 파손모드 중에 하나로 고려되어야 하기 때문에 해석은 대개 비선형 구조 해석을 통해 이루어진다. 그림 4는 단연결부 동체의 비선형 구조 해석 결과를 보여주고 있다.<sup>5)</sup> 단연결부 동체는 프레임은 알루미늄 합금으로 스킨패널은 복합재 샌드위치로 제작되어진 것이다. 해석은 몇 가지 관심 있는 하중조건(예를 들면, 등가 압축, 전단+등가압축, 전단+굽힘+압축 등)에서 수행한다. 좌굴의 경우, 제품의 초기 변형에 민감한 영향을 받으므로 초기 변형을 고려하여 해석을 수행한다. 점검창이 있는 경우에도 이를 고려한다. 단연결부 동체의 경우, 산화제탱크와 접하게 되는데, 산화제탱크의 온도는 내부의 극저온액체연료로 인해 -180도 정도의 온도가 되므로 이러한 온도에 의한 초기 변형 또한 고려하여 해석을 수행하게 된다. 해석 결과, 좌굴을 포함한 각종 파손 모드를 고려하여 파손을 평가하게 된다.

그림 5는 1단 추진제탱크(의 일부 섹션)에 대한 구조 해석 결과를 보여 주고 있다.<sup>6)</sup> 이 해석은 앞서 In-house 프로그램을 이용한 사이징 해석보다 좀 더 정밀한 해석을 수행하며, 사이징 해석에서 고려하지 못하는 하중 및 경계조건(예를 들면, 내압하중, 초기 변형 등)을 고려하는 상세한 해석이라고 할 수 있다. 본 해석을 통해, ISOGRID 동체에 대한 구조 강도, 좌굴 강도, 좌굴 모드에 대해 파악하고 검증하는 것이 목표라고 할 수 있다. ISOGRID형태의 보강재를 세부적으로 모델링하다 보면 동체 모델의 사이즈가 너무 커지는 문제가 있으므로 동체 모델은 주로 최종 설계에 대한 확인 차원에서 수행되며, 이전의 여러 후보 설계에 대한 해석은 패널 형태의 모델에 대해 수행하게 된다. 그림 5에는 패널과 동체 전체에 대한 해석 결과를 모두 표시하였다.

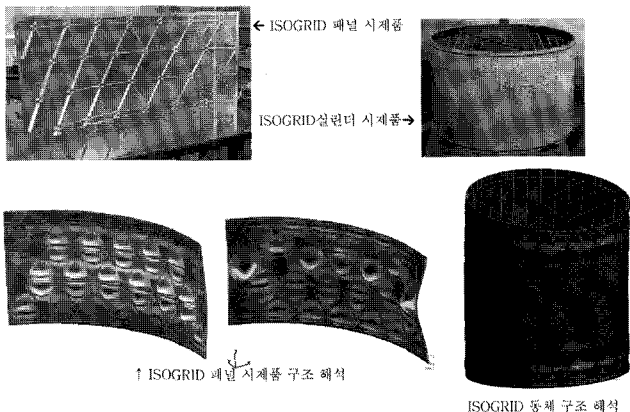
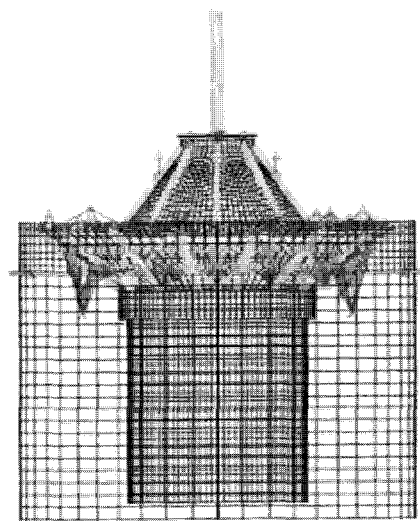


그림 5 ISOGRID 추진제탱크 일부 섹션의 비선형 구조 해석

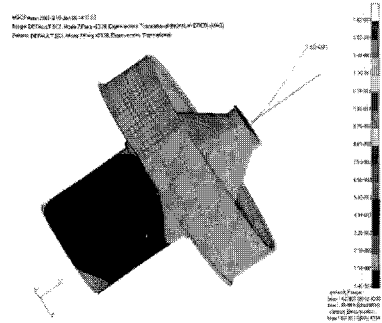
### 3. 진동 및 음향 해석

#### 3.1 모드 해석

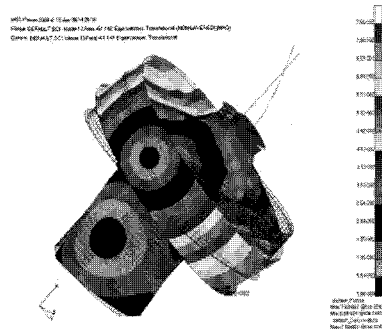
모드 해석은 구조체의 기본적인 진동 특성 파악을 위해 필수적인 해석이다. 즉, 해석 모델의 고유진동 모드와 진동수에 대한 튜닝을 위해 모드해석이 필수적이며 이후의 연성하중해석(couple load analysis), 랜덤진동해석, 주파수진동해석을 위한 준비를 수행하게 되는 것이다. 또한 1단과 2단 사이 또는 발사체와 위성 사이에서 동적 연계를 방지하기 위해 두 영역사이에



(가) 해석 모델

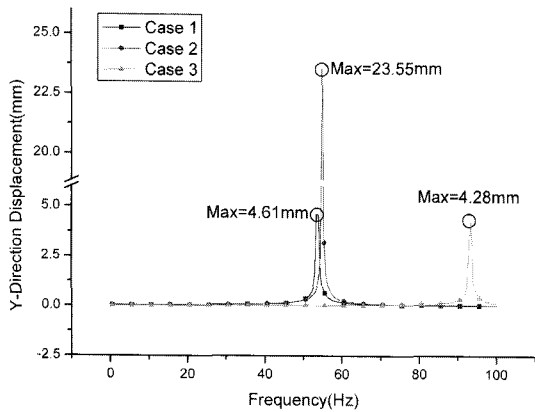


(나) 1차모드 23.4Hz

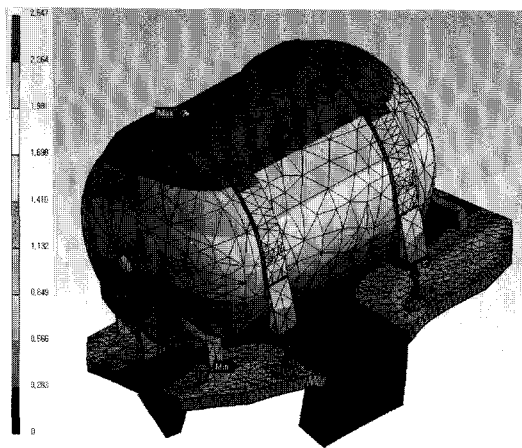


(다) 2차모드 61.1Hz

그림 6 2단 전기체 모드 해석 결과



(가) 주파수별 진동 변위



(나) 진동 변형 모양

그림 7 탑재대 구조의 정현파 진동 해석

고유진동수를 제한하는 요구조건을 부가하기도 하는데, 이 경우, 모드해석을 통해 특정영역의 고유진동수 요구조건을 만족하는지 확인하게 된다. 그림 6은 KSLV-I 2단에 대해 고유진동수 요구조건의 만족여부를 확인하기 위한 모드해석 결과를 표시하고 있다.<sup>7)</sup> 이러한 고유진동수 요구조건은 탑재물을 장착하는 탑재대 구조에도 부가하기도 한다.

### 3.2 진동 해석

발사체는 지상운용 및 발사과정에서 여러 가지 진동환경에 노출되어진다. 대표적인 것이 정현파진동(100Hz이하), 랜덤진동(2000Hz이하), 파이프 충격하중(10kHz이하) 이라고 할 수 있다. 정현파진동은 대개 구조물 및 체결부의 강도에 영향을 미칠 수 있으므로 필요한 부분은 정현파진동해석을 통해 강도를 검증하게 된다. 특히 탑재대 구조의 경우, 변위를 제한하는 경우(예를 들면, 과도한 변위가 배관의 변형 등에 영향을 미칠 수 있는 경우)도 있으며 이 경우 변위요구조건을 만족여부도 확인하게 된다.

그림 7은 2단부 구조의 한 부분으로서 탱크를 장착하고 있는

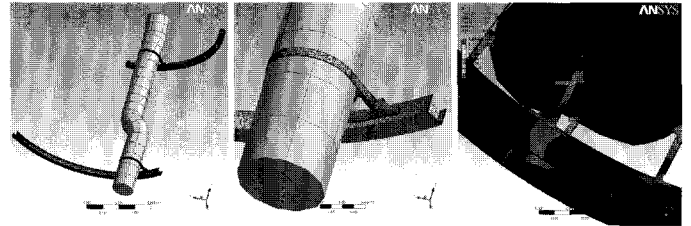


그림 8 파이프 연결부에 대한 랜덤 진동에 의한 응력 분포 결과 탑재대 구조의 정현파 해석 결과에 해당한다.<sup>8)</sup> 이 해석은 탑재대 구조의 동적 강도 안정성과 변위 발생 여부를 확인하고 요구조건 만족여부를 판단하기 위한 것이다. 그림 7(가)는 100Hz 이하의 정현파 진동환경에서 탱크의 관심부위(예: 배관 연결부위)의 변위 결과를 표시하고 있으며 그림 7(나)는 진동 변형 모양을 나타내고 있다. 이 결과를 통해, 관심부분의 변형량이 너무 크게 되면 변위를 감소시키는 방향으로 설계 변경을 수행하게 된다.

그림 8은 발사체 내부에 있는 배관을 고정하는 연결구조의 랜덤 진동 해석 결과를 표시하고 있다.<sup>9)</sup> 이 해석에서는 랜덤진동환경에서 배관연결구조의 구조적인 강도가 안전하지 확인하기 위한 것이다. 그림 8의 왼쪽 두 개의 그림은 해석 모델을 나타내며, 세 번째 그림은 응력 분포를 표시하고 있다.

### 3.3 음향 해석

발사체의 발사 순간 및 비행 과정에서 외부(예를 들면 엔진 및 공력 소음)에서 들어오는 음향 소음이 발사체 내부의 전자장비나 위성체에 영향을 미칠 수 있으므로 발사체 내부 공간(특히, 위성체가 실리는 노즈 페어링 내부)에는 적절한 음향소음의 상한치를 규제하게 된다. 따라서 외부의 소음이 내부로 전파되는 것을 차단하거나, 내부에서 음향하중을 흡수(또는 흡

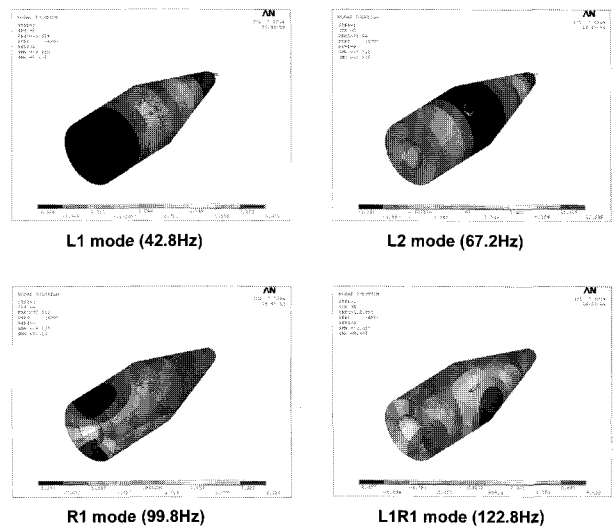
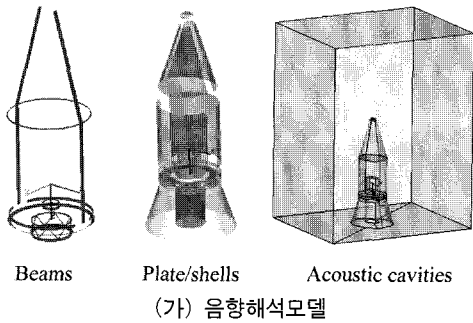
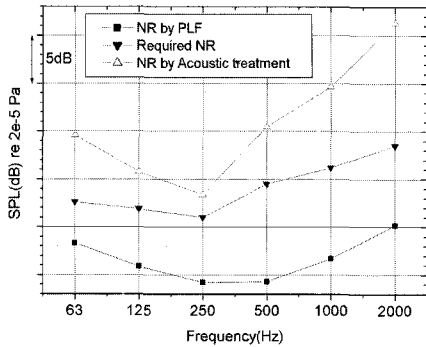


그림 9 페어링 내부 공간 음향 모드 해석 결과



Beams Plate/shells Acoustic cavities  
(가) 음향해석모델



(나) 음향하중저감예측결과  
그림 10 KSLV-I 음향해석 결과 예

음)하는 장치 또는 구조물을 이용하게 된다. 대표적으로 음향 하중을 차단하는 장치(또는 구조)로서 음향 블랭킷과 흡음을 위한 음향 공명기를 들 수 있다. 이와 같은 흡차음 구조 설계를 확인하고 노즈페어링 내부에 음향 하중 수준이 요구조건을 만족하는지를 확인하기 위해 음향해석을 수행하게 된다.

그림 9는 페어링 내부 공간의 음향 모드 해석 결과를 나타내고 있다. 음향 모드 해석은 페어링 내부 공간에서의 음향모드 및 주파수를 확인하기 위한 것이다.<sup>10)</sup> 파악된 이러한 결과를 이용해 음향하중의 흡차음 설계를 진행하게 된다. 대개 100hz 이상의 영역은 음향블랭킷으로 흡차음 성능을 기대할 수 있으며 100Hz 이하의 영역은 공명기를 이용하게 된다. 음향블랭킷과 공명기의 설계 및 이들의 배치 설계가 수행되면 페어링 외부 가진 음향 레벨에 대해 내부 음향 레벨을 해석적으로 평가하게 된다. 그림 10은 페어링 내부의 흡차음 구조 배치에 따른 음향 하중 해석 결과를 보여주고 있다.<sup>11)</sup>

## 4. 분리 해석 및 제작 공정 해석

### 4.1 페어링 분리 해석

우주발사체 내부에 실리게 되는 위성체는 적정한 시점에서 우주 궤도에 투입되어야 한다. 따라서 위성체가 우주로 투입되기 위해서는 위성체를 싸고 있는 페어링이 먼저 분리되어야 한다. 따라서 분리 해석을 통해 페어링 분리 속도 및 분리 후 발사체와의 충돌 여부 등을 해석하게 된다. 페어링을 분리하기 위해

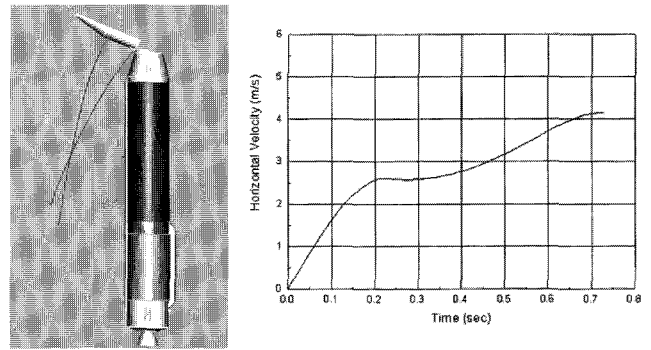


그림 11 페어링 분리 운동 해석 결과

서는 페어링 구조를 연결하고 있는 부분을 절단해주는 장치(주로 파이로 장치를 사용함)와 절단된 페어링 조각을 발사체에서 바깥으로 밀어주는 장치(주로 분리 스프링을 사용함)가 필요하다. 이러한 분리 메커니즘을 반영하여 분리해석을 수행하게 된다.<sup>12)</sup> 그림 11은 KSLV-I 발사체의 페어링 분리 해석 결과를 보여 주고 있다. 그림을 통해, 분리된 페어링 조각이 발사체와 충돌 없이 지나가는 궤적을 볼 수 있다. 분리 해석을 통해, 요구 조건을 만족하지 못할 경우, 페어링의 질량 정보, 스프링의 강성, 스트로크, 스프링 수량, 위치 등을 조정하여 설계를 변경하게 된다.

### 4.2 위성 분리 해석

위성분리장치에 대해서는 위성의 분리 속도 및 분리 후 자세 오차에 대한 요구조건을 만족하도록 분리 시스템을 설계해야 한다. 위성분리 장치도 위성을 잡고 있던 구조물을 절단 또는 풀어주는 장치와 위성을 밀어주는 장치로 나눌 수 있다. 이를 위해 KSLV-I에서는 파이로 커터와 분리 스프링을 사용하였다. 파이로 커터는 위성을 잡아주고 있는 밴드의 연결 볼트를 끊어주는 장치로서 이로 인해 위성을 고정하는 밴드의 고정력이 해제되는 방식으로 되어 있다. 그런데, 위성의 경우 분리 기능 자체뿐만 아니라 분리 속도 및 분리 후 자세오차를 만족하기 위해서는 세밀한 설계가 필요하다. 이것은 위성의 질량이 작기 때문에 분리 스프링의 위치 오차 또는 제작상의 불균일성, 고정 밴드 등의 마찰력에 따라 민감하게 영향을 받기 때문이다. 따라서 이러한 사항을 고려하여 분리 운동 해석을 수행하게 된다.<sup>13)</sup> 그림 12는 KSLV-I 위성분리 운동 해석 결과를 보여주고 있다.

### 4.3 소성 가공 공정 해석

발사체 구조에서 고압압력용기 또는 일체형 보강 패널 구조를 제작하기 위해 소성 가공 공정을 사용하기도 한다. 예를 들면, 그림 13의 오른쪽 그림과 같은 보강된 구조를 제작하기 위해서는 확산 접합(Diffusion Bonding) 및 블로우포밍(Blow

포밍 공정에 대해 해석을 통해 제품의 형상을 예측한 결과와 실제 제품의 형상을 비교한 것이다. 해석 결과와 실제 제품의 형상이 잘 일치하는 것을 알 수 있다.<sup>14)</sup>

4.4 복합재 스킨-보강재 접합 공정에 따른 강도 평가

발사체 동체의 경량화를 위해 탄소섬유 복합재료를 이용해 동체 구조를 제작하는 방법은 매우 효과적인 방법이다. 그래서 하중 조건이 그다지 중요하지 않은(또는 하중에 대해 구조 강도 마진이 충분히 있는) 노즈 페어링 등에는 이미 복합재료를 적용하고 있다. 하지만, 설계하중이 크고 구조 강도 마진이 매우 작은 단연결부, 탱크연결부 등의 동체에는 복합재료를 적용

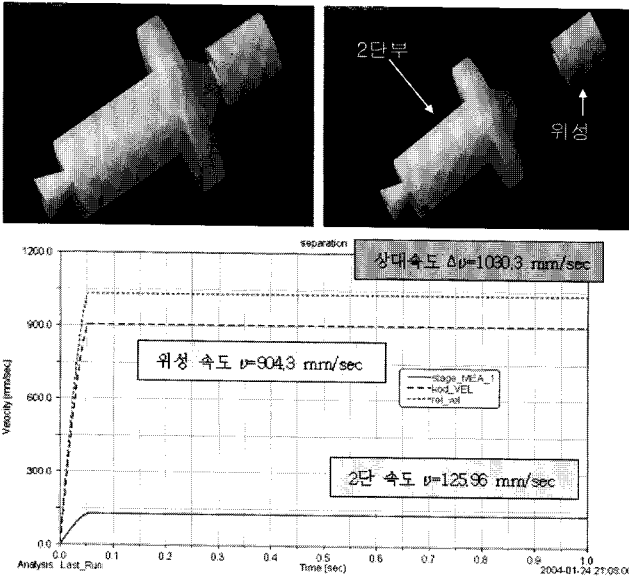


그림 12 위성 분리 운동 해석 결과

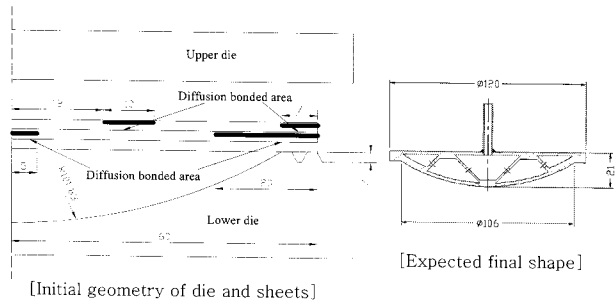


그림 13 블로우포밍 소성 고정해석을 위한 초기 상태 및 최종 제품 형상

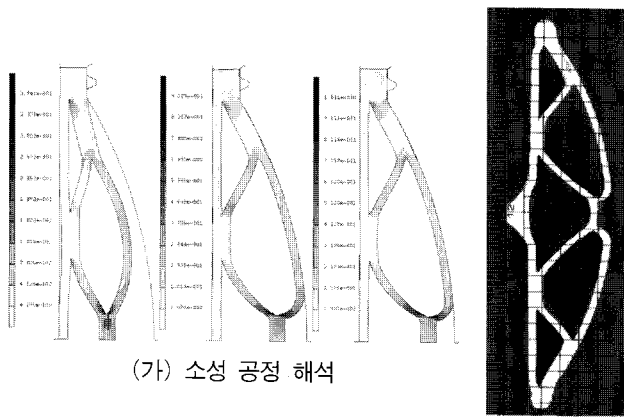
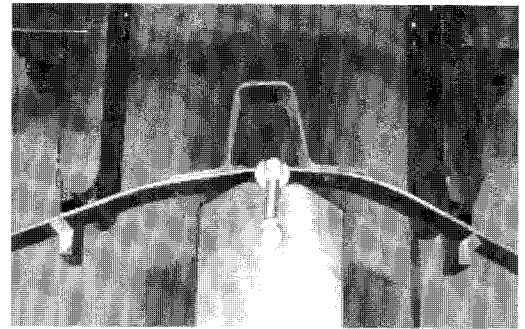
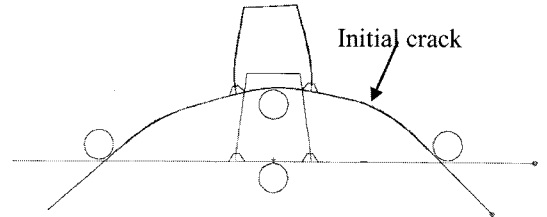


그림 14 소성 공정 해석 결과 및 제품의 비교

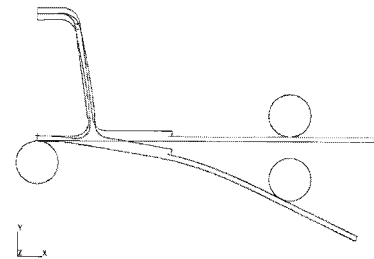
Forming)의 제작방법을 이용하게 된다. 이러한 공정으로 제품을 제작할 경우, 해석을 통해 제작 공정의 타당성을 미리 검토해 보는 것이 제작 과정에서의 시행착오 및 비용, 시간 등을 줄일 수 있는 방법이다. 그림 13은 확산 접합된 여러 장의 판재를 이용해 블로우포밍으로 원하는 형상을 만들고자 할 때, 초기 형상과 최종 제품의 형상을 표시하고 있다. 그림 14는 블로우



(가) 실험 시편



(나) 해석 결과(3D 모델)



(다) 해석 결과(3D 모델)

Bond method	Failure mode	GIC of 3D Model
Secondary bonding (EA9309.3NA)	Interfacial failure	0.815
Co-curing (inter layer between -45/90)	2/3 layer delamination	0.913
Co-curing (inter layer between 45/-45)	1/2 layer delamination	1.319

(라) 접합방법에 따른 파손 모드 및 임계파괴강도

그림 15 복합재료 동체의 스킨-보강재 접합 공정에 대한 구조 해석


하는 데에 아직도 어려움이 있는 것이 사실이다. 복합재료를 이용해 세미-모노코크(다시 말해, 보강 패널 구조) 형태의 동체를 제작하려고 할 때, 스킨과 스트링거(길이 방향 보강재를 말함)를 접합하게 된다. 금속재 동체의 경우, 기계적인 체결을 이용하면 되지만, 복합재료는 기계적 체결 부위가 취약해지는 단점이 있기 때문에 기계 체결을 피해야 한다. 따라서 스킨과 스트링거의 접합은 복합재 동체의 제작에서 중요하다. 특히, 동체의 스킨 좌굴이 발생하더라도 스킨과 스트링거의 분리 파손이 발생하지 않도록 해야 한다. 그래서 복합재 동체를 제작하기 전에 스킨-보강재의 접합 공정에 대한 평가를 수행하였다. 이를 통해, 적절한 접합 방법 및 파라미터를 선정하게 되며, 스킨-보강재 시편 시험 결과와 비교하므로 분리 파손에 대한 파괴 강도를 결정하게 된다.<sup>15)</sup> 결정된 파괴 강도는 동체 또는 동체 패널의 해석을 통해, 실제 설계에서 분리 파손 여부를 확인하게 된다. 그림 15은 복합재료 동체의 스킨-보강재 접합 공정에 대한 구조 해석 결과를 표시하고 있다.

## 5. 결 론

발사체 구조는 그 구성품에 따라 다양한 요구조건과 설계기준이 적용됨에 따라 구성품에 맞는 적절한 구조해석이 필요하다. 이러한 구조해석을 통해 설계 단계에서 무게 경량화, 제작 비용, 신뢰성 면에서 최적의 설계와 제작 방법을 결정하는 것은 매우 중요하기 때문이다. 본 논문에서는 발사체 구조 개발을 위해 수행되는 다양한 구조해석에 대해 소개하였다. 발사체 주구조물인 동체와 추진제탱크에 대한 구조 사이징 해석과 정적 구조해석에 대해 먼저 살펴보았다. 구조 사이징은 비교적 초기 단계에 최소한의 설계정보를 이용해 신속하고 효과적으로 구조형식, 구조크기, 구조배치를 결정할 수 있도록 In-house 프로그램을 이용하였다. 정적 구조해석은 가장 많이 이루어지는 해석이며, 조인트 및 적절한 조립체 단위에서 효과적으로 수행하는 것이 필요하다. 진동해석에서는 모드해석, 정현파해석, 랜덤진동해석 등을 통해, 진동 특성, 동적강도, 변위 수준 및 진동 레벨에 대한 평가를 수행하게 된다. 음향해석에서는 탑재 공간 내부의 음향 특성 및 흡차음 구조에 대한 평가를 수행하게 된다. 단분리, 위성분리, 페어링 분리 구조에 대해서는 분리 운동 해석이 필요하다. 발사체 구조를 제작하기 위해서는 다양한 제작 공정이 적용되는데, 효과적이고 적합한 제작 공정의 결정을 위해 제작 공정을 위한 구조해석을 또한 수행한다.

## 참 고 문 헌

1. 홍용식 (1990), 우주추진공학, 청문각.

2. www.kari.re.kr, 한국항공우주연구원 홈페이지.
3. 김광수, 이영무 (2000), "항공우주비행체 동체 주구조물 최적화 연구", 한국항공우주학회지, 제28권 제5호, pp.123~132.
4. 김광수 (2007), 모노코크, ISOGRID, 샌드위치 동체 사이징 해석 코드 매뉴얼, 한국항공우주연구원 내부 기술 자료, GD0MAG0P0001.
5. 안재모, 김광수 (2008), KSLV-I 국산화 단연결부 초기 변형 및 극저온 변형을 고려한 동체 정적 구조해석 결과(II), 한국항공우주연구원 내부 기술 자료, DR0MAG0P0024.
6. 유준태, 이종용, 윤종훈, 장영순, 이영무 (2006), "직경 2.4m급 isogrid 실린더의 비선형 좌굴 해석 및 압축하중 시험", 대한기계학회 춘계학술대회 논문집(CD).
7. Sang-Hyun Seo, Ho-Kyeong Jeong, Se-Hyun Youn, Soon-Hong Park, Young -Soon Jang, Yeong-Moo Yi, Gwang-Rae Cho (2007), "Modal Test and Analysis of the 2ND Stage of Small Launch Vehicle", 13th International Congress on Sound and Vibration.
8. 안재모, 김광수 (2007), KSLV-I KMS RCS 탱크 탑재 패널 조화 해석 결과, 한국항공우주연구원 내부 기술 자료, DR14334PA00000-0020.
9. 서상현 (2007), KSLV-I 음향블랭킷 및 TCCS 덕트 체결부 랜덤진동 해석, 한국항공우주연구원 내부 기술 자료, DR16335 PA00000-0007.
10. 서상현, 정호경, 박순홍, 장영순, 이영무 (2007), "KSLV-I 페이로드 페어링 내부에서의 공명기를 이용한 음향모드 제어", 제8회 우주발사체기술 심포지움, pp.212~216.
11. S.-H. Park, S.-H. Seo, H.-K. Jeong, Y.-S. Jang, Y.-M. Yi, and G.-R. Cho (2006), Lift-off vibro-acoustic analysis of the upper stage of small launch vehicle, The 13th International Congress on Sound and Vibration.
12. 은세원, 공철원, 장영순, 이영무 (2005), "KSLV-I 노즈페어링 분리 운동의 해석", 제6회 우주발사체기술 심포지움 논문집, pp.422~425.
13. 정호경, 박순홍, 서상현, 위성분리 시험 결과를 적용한 분리 운동 예측, 한국항공우주연구원 내부 기술 자료, DR14332PA00000-0008.
14. Jong Hoon Yoon, Ho Sung Lee, Young Soon Jang and Yeong Moo Yi (2006), "Finite Element Simulation of Superplastic Blow Forming of Axi-Symmetrically Diffusion Bonded Ti-6Al-4V Sheets", International Union of Materials Research Societies.
15. 김광수, 장영순, 이영무 (2007), "복합재 스킨-보강재 시편의 분리 파손 해석", 한국항공우주학회 춘계학술대회, pp. 271~275. 

[ 담당 : 이주훈, 편집위원 ]