

다목적실용위성 1호의 연성 하중 해석

이호형* · 김학정**

Coupled Loads Analysis of KOMPSAT-1

Lee, Ho Hyung* · Kim, Hak Jung**

Key Words: Coupled Loads Analysis(연성하중해석), KOMPSAT-1(다목적실용위성 1호), Launch(발사), Craig-Bampton Model(크레이그-뱌มป์톤 모델), ATM(가속도 변환행렬), DTM(변위변환행렬), LTM(하중변환행렬)

Abstract

The process and results of the Coupled Loads Analysis performed in the course of the development of the KOMPSAT-1 were introduced in this paper. The process of performing the Coupled Loads Analysis was explained. The finite-element model of KOMPSAT-1 was explained. The load cases analyzed were introduced. With the results obtained from the Coupled Loads Analysis, it was confirmed that the KOMPSAT-1 was safe from the loads transmitted from the launch vehicle during launch vehicle flight.

1. 서론

인공위성이 발사체에 실려 발사될 때에 매우 높은 가속도에 의한 정적하중 및 공기의 저항에 의한 하중, 연료의 연소시 발생하는 음향에 의한 하중 등 여러 가지의 극심한 하중 환경 하에 놓이게 되는데, 이러한 하중 하에서 인공위성의 구조물이 안전한가 여부를 예측하기 위하여 연성 하중 해석(Coupled Loads Analysis, CLA)을 수행한다. 연성 하중 해석은 그 해석 과정이 매우 복잡하고 필요로 하는 입력도 다양하며, 발사체 업체, 위성체 업체, 모터 제작 업체 등 관련되는 기관들도 다양하기 때문에 해석하는데 시간도 많이 걸리고 비용도

많이 든다.

발사체는 여러 개의 모터 및 서브구조물로 구성 되어 있고, 여기에 또 인공위성이 결합되므로, 전체를 하나의 시스템으로 해석하려면 컴퓨터의 용량도 매우 커야하고, 해석에 소요되는 시간도 상당하다. 또한, 각각의 서브시스템의 제작처도 서로 다르므로 한 서브시스템에서 변경이 발생하면 전체를 처음부터 다시 해야한다. 이러한 문제들은 서브구조물의 해석 모델을 연결(coupling)하는 방법을 사용함으로써 해결할 수가 있는데, 서브구조물을 연결하는 하나의 방법으로서 Craig-Bampton 모델이 가장 흔히 사용된다.

연성 하중 해석은 보통 발사체 업체에서 수행하고, 위성체 제작 기관에서는 연성 하중 해석을 위한 위성체 모델을 제공하고, 발사체 업체의 결과를 입력으로 이용하여 추가적인 해석을 수행하여 위

* 한국항공우주연구원
hhlee@kari.re.kr, Tel) 042-860-2811

** 한국항공우주연구원

성체 각 부품의 안전 여부를 판단한다. 연성 하중 해석은 위성 개발 과정 중 2-3 차례에 걸쳐 수행하게 되는데, 다목적실용위성 1호의 개발 과정에서도 3차례의 하중 해석이 수행되었다. 연성 하중 해석은 발사 업체인 미국의 Orbital Sciences Corporation사에서 수행하였으며, 위성체의 유한요소 모델 제공 및 위성체 각 부품에 대한 상세 하중 검토는 미국의 TRW사와 항우연이 공동으로 수행하였다.

본 논문에서는 다목적실용위성 1호의 연성 하중 해석 과정 및 결과를 소개하고자 한다.

2. Craig-Bampton 모델

다목적실용위성 1호의 연성하중해석은 NASTRAN을 이용하여 수행되었는데, NASTRAN에서는 여러 서브구조물을 coupling하는 방법으로, Craig-Bampton 모델을 사용한다. Craig-Bampton 모델에서는 정규모드(normal mode) 중 해석 결과에 영향이 큰 최소한의 정규모드와 구속모드(constraint mode)를 사용하여 구조물의 수학적 모델의 크기를 크게 줄여서 해석을 수행한다.

구속모드는 경계에 있는 하나의 자유도를 제외한 모든 경계의 자유도를 구속시키고, 또 모든 내부자유도를 구속시키지 않은 상태에서 구속시키지 않은 하나의 경계자유도에 단위변위를 가함으로써 구해진다. 정규모드는 경계가 구속된 상태에서 내부자유도들의 자유진동을 나타내는 모드이다.

r번째 서브구조물에 대한 운동 방정식이 내부 자유도와 경계 자유도에 대하여 구분되어 운동 방정식이 아래와 같이 표현된다고 하자.

$$\begin{bmatrix} m^{BB} & m^{BN} \\ m^{NB} & m^{NN} \end{bmatrix}_r \begin{Bmatrix} \delta^B \\ \delta^N \end{Bmatrix}_r + \begin{bmatrix} k^{BB} & k^{BN} \\ k^{NB} & k^{NN} \end{bmatrix}_r \begin{Bmatrix} \delta^B \\ \delta^N \end{Bmatrix}_r = \begin{Bmatrix} F^B \\ F^N \end{Bmatrix}_r \quad (1)$$

여기서 위첨자 B와 N은 각각 경계와 내부를 의미한다. 좌표 $\{\delta^B\}_r$ 는 서브구조물 r의 경계점의 물리적 변위이고, $\{\delta^N\}_r$ 는 서브 구조물 r의 내부점의 물리적 변위이고, $\{F\}$ 는 강제함수(forcing

function)이다.

참고자료 1에서와 같이 최종 시스템의 운동 방정식을 구하면

$$[M]\{\ddot{q}\} + [K]\{q\} = \{Q\} \quad (2)$$

이되고, 여기서 $[M]$ 은 시스템의 질량행렬(mass matrix), $[K]$ 는 강성행렬(stiffness matrix), $\{Q\}$ 는 시간의 함수인 일반화힘 벡터(generalized force vector)이다. 이때 $[K]$ 는

$$[K] = \begin{bmatrix} [k^{NN}]_1 & & \\ & \ddots & \\ & & [k^{NN}]_r \\ & & & [K^{BB}] \end{bmatrix} \quad (3)$$

로 대각선행렬(diagonal matrix)이 되고, $[M]$ 은

$$[M] = \begin{bmatrix} [m^{NN}]_1 & & [M^{NB}]_1 \\ & \ddots & \\ & & [m^{NN}]_r & [M^{NB}]_r \\ [M^{BN}]_1 & \dots & [M^{BN}]_r & [M^{BB}] \end{bmatrix} \quad (4)$$

$$\{Q\} = [\beta]^T [a]^T \{F\} \quad (5)$$

이 된다. 여기서 $[a]$ 는 선택된 정규모드와 구속모드로 구성되는 변환행렬이고, $[\beta]$ 는 서브구조물 경계에서의 연속성을 만족시키는 변환행렬이다.

이들 운동방정식으로부터 변위, 속도, 및 가속도를 구하며, 이들을 이용하여 서브구조물 경계에서의 경계힘(interface force) 및 구조물 내부에서의 하중을 구할 수 있다.

3. KOMPSAT-1의 Coupled Loads Analysis

3.1 KOMPSAT-1의 FEM Model

일반적으로 연성 하중 해석을 수행 하는 단계는 위성체의 예비 유한요소 모델을 이용하여 예비 연성 하중 해석을 수행하고, 설계가 성숙되면, 최종 유한요소 모델을 이용하여 최종 연성 하중 해석을 수행한 후, 위성체가 제작이 되면 위성체의 유한요소 해석 모델을 시험에 의하여 검증 및 조정한 후 검증 연성 하중 해석을 수행한다. 다목적실용위성의 경우는 비행모델(Flight Model)과 동일한 준비행모델(Proto-Flight Model) 을 제작하여 진동시험한 결과를 이용하여 위성체의 유한요소모델을 조정(tuning) 하여 최종하중해석에 사용했기 때문에 위성체의 입장에서는 최종하중해석이 바로 검증하중해석에 해당한다. 그러나, 이 검증 연성하중 해석 수행 시 다목적실용위성과 함께 발사될 부탑재 위성의 유한요소 모델이 준비되지 않아 유사한 위성의 모델을 사용하였기 때문에 실제로 다목적 실용 위성과 함께 발사될 ACRIMSAT의 유한요소 모델이 준비되었을 때 두 번째 검증 연성 하중 해석을 수행하였다. 참고 자료에서 Orbital사의 final CLA는 TRW사에서는 두 번째 검증 하중 해석(VLC #2)에 해당된다.

예비 연성하중해석 단계에서는 아직 위성체의 제작이 이루어지지 않은 단계이기 때문에 시험에 의하여 위성체의 유한요소 모델을 검증하지 않고 바로 Craig-Bampton 모델로 변환하여 Orbital사에 제공하여 연성하중해석을 수행하였다.

검증하중해석 단계에서는 위성체의 준비행모델이 제작되어 있어 진동 시험을 수행 하여 위성체 모델을 검증한 후 Craig-Bampton 모델로 변환 하여 Orbital사에 제공 되었다.

위성의 유한요소 모델을 검증하기 위한 진동 시험을 수행하기 위하여, 전자광학 카메라 등의 중요 부품들은 실물을 장착하지 않고 모의질량을 사용한다. 그리고, 안전을 위하여 연료는 넣지 않은 상태에서 시험을 수행하므로, 유한요소 모델 에서도 연료의 무게는 고려되지 않는다. 본 시험 에서는 47개의 가속도계(accelerometer)를 위성의 각 부위에 부착하여 측정을 수행하였다. 가속도계를 부착 하는 위치는 유한요소 모델의 격자 위치와 일치하여야 한다. 위성체의 밀면을 가진하여 주파수 응답 해석(frequency response analysis)를 수행하여 응답 관찰 위치에서의 전달함수(transfer function)을

구하였다. 10Hz에서부터 90Hz까지의 주파수 범위 내에서 시험 결과와 해석 결과가 일치하도록 유한요소모델을 조정하였다. 90Hz 이상의 범위는 위성체의 하중에 크게 영향을 주지 않으므로 무시하였다. 또한, 축방향의 전달함수에 대해서만 조정을 수행하였고, 횡방향에 대해서는 조정을 수행하지 않았다.

시험에 의하여 검증된 위성체 모델은 모의질량을 다시 실제 컴포넌트로 대체하고, 연료의 무게를 추가하여 발사시의 형상으로 환원하고, 이를 Craig-Bampton모델로 변환한다. 위성체의 Craig-Bampton model에서는 100Hz 이하의 정규모드를 유지하였는데, 그 결과 38개의 내부 자유도와 접속부위에서는 6개의 자유도를 합하여 총 44개의 자유도만 남게 되었다. 분리장치 (separation system)은 발사체 모델에 포함되도록 되어 있고, 접속 부위는 위성체와 발사체의 분리장치가 접속 하는 곳에 있게된다. 다음의 표 1은 이들 자유도를 설명한다.

Table 1. KOMPSAT-1 FEM Model Frequency and Damping.

DOF	Freq. (Hz)	Modal Damping(%)	Description
1-2	29.3, 29.5	0.7	Payload platform S-band antenna modes
3-4	41.2, 41.9	1.5	First lateral bending modes
5-24	57.2 to 61.8	1.0	SAA modes
25	67.7	1.0	Tank support mode
26	71.0	2.0	Nadir platform mode
27	74.4	1.5	Propulsion platform mode
28	74.9	1.8	Payload platform mode
29	78.9	1.0	Tank support mode
30	87.7	1.0	Spacecraft torsion mode
31	88.7	2.0	Central platform mode
32-38	91.9-99.9	1.0	Higher order mode
39-44	-	-	LV interface DOF's

Modal damping 열은 각 컴포넌트에서 고려된 감쇠(damping) 정도를 나타낸다.

본 해석에서는 2개의 좌표계가 사용되었다. 하나는 위성체 좌표계로서 위성체에서 사용하는 좌표계의 표시 방법을 따라 궤도상에서 위성의 진행 방향을 x축으로 하였기 때문에 발사체의 길이 방향이 z축이 된다. 유한요소모델의 대부분의 격자는 이 위성체 좌표계에 속한다. 또 하나의 좌표계는 태양전지판의 응답을 쉽게 알아볼 수 있도록 하기 위한 좌표계로서, 태양전지판의 면에 직각인 방향이 x축이다. 발사체 접속격자 (interface grid)는 위성체 좌표계에서 정의되어 있다.

연성하중해석을 수행한 후 위성체 각부위에서의 가속도, 변위 및 하중은 각각 가속도 변환 행렬 (Acceleration Transformation Matrix, ATM), 변위 변환 행렬 (Displacement Transformation Matrix, DTM), 및 하중 변환 행렬 (Load Transformation Matrix, LTM)에 의하여 구해진다. 이들 ATM, DTM, LTM들은 Craig-Bampton 모델을 만드는 과정에서 구할 수 있다. 위성체 모델은 검증하중해석 단계에서 확정되어, 검증하중해석 #2에서도 동일한 위성체 모델이 사용되었다.

3.2 연성하중해석의 수행

다목적실용위성 1호의 연성하중해석은 발사용역 계약업체인 Orbital사에 의하여 수행되었다. 예비 연성 하중 해석은 1996년 9월 수행되었고, 검증 연성 하중 해석은 1998년 9월 수행되었으나, 이 때까지 다목적실용위성 1호와 함께 발사될 부탑재체가 확정되지 않아, 이 때까지는 FAST 위성의 유한요소 모델을 부탑재체 모델로 사용하였고, 부탑재체가 ACRIMSAT로 확정된 후 최종적으로 검증 연성 하중 해석 #2가 1999년 2월 수행되었다.

발사체 모델에서 제1단 모터, 제2단모터, 제3단모터, 제0단/제1단 interstage, 및 페어링 모델은 Taurus 발사체의 최초 발사 시 사용되었던 모델을 사용하였다. 최초 발사 때의 유한요소모델은 모드 조사 시험(modal survey test)을 수행하여 모델과 시험결과가 일치하도록 수정된 것이다. 제0단 모터의 모델은 모터 제작 업체인 Thiokol사에 의하여

제공되었다. 다목적 실용위성의 유한요소 모델은 KARI/TRW에 의하여 제공되었다. 부탑재체 ACRIMSAT의 유한요소 모델은 이 위성의 제작사인 Orbital사에 의하여 제공되었다.

다음과 같은 7가지 하중 조건에 대하여 해석을 수행하였다. 또한 각각의 하중조건에 대하여 바람의 방향을 두 좌표축 방향으로 각각 고려해야 하므로 실제 해석해야 할 하중의 경우는 이보다 훨씬 많다.

- a. Liftoff with Stage 0 Model
- b. Pre-Transonic Stage 0 Resonant burn with Stage 0 Model
- c. Buffet with Stage 0 Model
- d. Transonic Gust with Stage 0 Model
- e. Transonic Stage 0 Resonant burn Stage 0 Model
- f. Supersonic Gust with Stage 0 Model
- g. Stage 1 Motor resonant Burn Stage 1 Model

Liftoff case는 바람, ignition overpressure, stage 0 thrust 및 launch stand release에 의하여 발생되는 하중을 포함한다. Buffet load case는 천음속 비행 중에 발사체의 표면의 fluctuating pressure에 의하여 발생하는 하중을 포함한다. Fluctuating pressure는 천음속으로 진입하기 바로 직전이나 천음속 비행 중에 발사체의 표면에 발생하여 발사체를 따라 이동하는 충격파에 의하여 발생하는 불안정한 공기흐름에 의하여 발생된다.

Gust load case는 발사체의 받음각(angle of attack)에 갑작스런 변화를 줄 정도로 발사체의 속도에 비하여 약간 빠른 속도로 바람이 불 때에 발생된다.

Stage 0 resonant burn case는 fluctuating chamber pressure에 의하여 발생되는 하중을 포함한다. Fluctuating chamber pressure를 생성하기 위하여 정적점화시험(static fire test) 자료를 이용하였는데, 다른 유사한 모터에서 수행한 여러 번의 정적점화시험(static firing test) 결과의 크기 및 주파수를 다 망라할 수 있도록 척도구성(scaling) 하였다.

제1단 모터의 resonant burn은 fluctuating

motor chamber pressure에 의하여 발생된 하중을 포함한다.

4. 해석 결과

예비연성하중해석 단계에서는 위성체 설계가 아직 확정된 상태가 아니기 때문에 동적 불확정 인수(Dynamic Uncertainty Factor) 1.25를 적용하여 해석 결과를 1.25배 증가시켜 검토하였다. 검증하중해석에서는 위성체의 모델이 시험에 의하여 검증된 상태이기 때문에 동적 불확정 인수는 1.10을 적용하였다. 검증하중해석 #2에서의 다목적실용위성 1호의 무게중심에서의 가속도 계산 결과는 표 2와 같다. 다목적실용위성 1호는 준정적 가속도가 11g까지 견딜 수 있도록 설계되어 있는데, Pretransonic Resonant Burn Case에서 최대 가속도가 6.3 g이므로 준 정적 가속도 요구조건을 만족 시킴을 알 수 있다.

Table 2. Acceleration at KOMPSAT-1 C.G.

방향	횡방향	축방향
단위	g's	g's
Liftoff-XY	0.48	3.52
Liftoff-XZ	0.50	3.52
Pretransonic Resonant Burn	0.05	6.28
Transonic-XY	1.49	4.71
Transonic-XZ	1.47	4.71
Supersonic-XY	0.64	3.79
Supersonic-XZ	0.66	3.79
Stage 1 Resonant Burn	0.01	3.80
최 대	1.49	6.28

변위 변환 행렬(DTM)을 이용하여 위성체 각 컴포넌트의 변위를 계산한 결과 페어링과 위성체 사이의 간격이 최대 6.7mm 줄어 들어 위성체가 페어링에 부딪힐 염려가 없음을 알 수 있었다. 그리고, 태양전지판 사이의 간격에 6.4mm까지의 여유가 있는데 0.2mm 밖에 줄어들지 않아 태양 전지판도 안전함을 확인하였다.

이제 하중 변환 행렬(LTM)을 이용하여 구한 위성체 각 부품의 하중의 주요 결과에 대하여 설명하고자 한다. 예비하중해석 시 위성체 각 부품에 대한 하중을 검토한 결과 Propulsion Platform에서의 하중이 설계치를 초과하는 것으로 나타났다. 초기 설계는 표면 알루미늄판의 두께는 0.5 인치이고, 알루미늄 하니콤의 두께는 0.032 인치였다. 표면 알루미늄판의 두께를 0.032 인치에서 0.05 인치로 증가시키고, 하니콤을 좀 더 밀도가 3.5 lb/ft³인 것에서 4.5 lb/ft³인 것으로 변경하여, 위성체 각 부품의 하중을 다시 검토한 결과 Propulsion Platform의 하중이 설계치 이하가 되어 안전함을 확인하였다. 각 하중해석 단계에서 의 하중상태를 표 3에 요약하여 보여주었다. 응력은 단위 길이당 힘 N에 의한 응력과 단위 길이 당 모멘트 M에 의한 응력의 합으로 구할 수 있는데, 응력 계산을 통하여 안전함이 확인된 예비 하중 해석 시의 N 과 M에 비하여 검증 하중 해석 결과와 검증 하중 해석 #2의 결과가 N은 비슷 하나, M이 크게 감소하였으므로 예비 연성 하중 해석 결과에 비하여 응력이 크게 낮아질 것임을 알 수 있다. 따라서 Propulsion Platform이 안전함을 알 수 있다.

Table 3. Propulsion Platform LTM Results.

자유도	검증하중 해석 #2	검증하중해석	예비하중해석
N-x	40.4	26.5	50.8
N-y	38.8	22.6	38.3
N-xy	43.2	16.7	33.2
M-x	19.9	32.3	229.3
M-y	27.9	41.6	126.4

다음으로 가장 중요한 탑재체인 전자 광학 카메라 등의 장비들이 탑재되어 있는 Payload Platform의 하중 상태는 표 4에서 볼 수 있다. Payload Platform은 표면 알루미늄판의 두께가 0.063인치이고 하니콤의 두께는 1.25 인치, 밀도는 8.1 lb/ft³인 샌드위치 패널이다. 이 Payload Platform은 예비하중해석 시 안전함이 확인되었는데, 위에서와 같이 모멘트가 크게 줄었으므로 Payload Platform이 안전함을 알 수 있다.

Table 4. Payload Platform LTM Results.

자유도	검증하중 해석 #2	검증하중해석	예비하중해석
N-x	23.9	17.3	45.5
N-y	10.9	15.2	35.8
N-xy	28.2	15.4	31.2
M-x	19	66.7	301.0
M-y	15.1	51.2	324.2

표 5는 위성체 각 컴포넌트의 가속도를 구한 결과이다. 하중해석의 결과 얻어진 가속도가 설계치보다 낮음을 알 수 있다.

Table 5. Acceleration of Major S/C Components.

컴포넌트(위치)	방향	검증하중 사 이 클 #2	설계치
Nadir Platform Center	축방향	9.134	13.5
Propulsion Tank Center of Mass	축방향	7.099	12.0
Nadir Platform Gyro Ref. Assy. #2	축방향	8.356	46.0
Nadir Platform Reaction Wheel Assy. #1	횡방향	3.063	44.0
Nadir Platform Reaction Wheel Assy. #1	축방향	8.021	44.0
Nadir Platform Reaction Wheel Assy. #2	횡방향	3.225	44.0
Nadir Platform Reaction Wheel Assy. #3	축방향	8.987	44.0
Nadir Platform Reaction Wheel Assy. #4	횡방향	3.366	44.0

5. 결론

위에서 설명한 바와 같이 다목적실용위성 1호를 개발하면서 수행했던 연성하중해석의 과정 및 결과로부터 다목적실용위성 발사시 위성에 전달되

는 하중으로부터 위성이 안전함을 알 수 있었다. 연성하중해석을 수행하여 실제 비행 시 측정된 결과치에 근접하는 좋은 결과를 얻기 위해서는 발사체 및 위성체의 모델을 잘 만드는 것도 중요하지만, 강제함수 (forcing fuction)를 얼마만큼 실제 상황과 일치하도록 잘 구성하는 가는 더욱 더 중요하다. 바람에 의한 하중함수 같은 것은 그 발사 지역에서의 장기간에 걸친 측정 결과를 필요로 하기도 하고, 모터의 연소 시험으로부터 얻어지는 하중함수들은 비용이 많이 소요되기도 한다.

이제 2005년 부터는, 소형의 과학 위성이기는 하지만, 우리가 만든 위성을 우리 발사체로 발사하려고 하고 있다. 위성의 독자 발사를 위해서는 연성하중해석등의 위성체와 발사체 사이의 접속 해석도 독자적으로 수행을 하여야 하므로, 이에 필요한 데이터의 확보가 꾸준히 이루어져야 할 것이다.

참고문헌

- (1) Craig, R. R. Jr. and Bampton, M. C., 1968, "Coupling of Structures For Dynamic Analysis," AIAA Journal 6(7), pp. 1313~1319.
- (2) A.C. Wong, April 27, 1998, "KOMPSAT Model Tuned to Measured Transfer Functions," TRW Report, KOMPSAT.98.420-004.
- (3) A.D. Olszewskki, Nov. 25, 1998, "Summary of KOMPSAT/Taurus Verification Coupled Loads Analysis Results," TRW Report, KOMPSAT.98.420-009.
- (4) B. Neugent, May 24, 1999, "KOMPSAT Verification Load Cycle #2 Analysis Results," TRW Report, KOMPSAT.99.420-004.
- (5) OSC, Aug. 29, 1996, "Taurus KOMPSAT Preliminary Coupled Loads Analysis," OSC Report, TM-12960.
- (6) OSC, Jan. 27, 1999, "Taurus/KOMPSAT Final CLA Report," OSC Report. TM-14452.