

초요소를 이용한 인공위성 유한요소모델 축약연구

김경원*, 임재혁*, 김창호*, 황도순** 정회원

A Study on the FE-Model Reduction of Satellite Using Seperement Method

Kyung-Won Kim*, Jae-Hyuk Lim*, Chang-Ho Kim*, and Do-soon Hwang** *Regular Members*

요 약

인공위성에 대한 구조해석을 수행하기 위해서는 인공위성의 모든 기계적 특성이 반영된 유한요소모델을 필요로 한다. 인공위성의 개발특성상 여러 부품들은 서로 다른 회사에서 제작이 되며, 해당 유한요소모델의 제공이 불가능한 경우가 종종 발생하게 된다. 이러한 경우에 초요소 기법을 이용하면 쉽게 해결할 수 있다. 현재 개발중인 위성의 경우, 안테나 업체에서 안테나 기동시 발생하는 미소진동의 양을 계산하고자 인공위성 전체의 유한요소모델을 필요로 하였다. 이 때, 초요소 기법을 이용하여 축약된 모델을 제공할 수 있었다. 초요소기법은 Craig-Bampton 방법을 이용하여 유한요소모델을 동적축약하는 기법이며 본 논문에서는 인공위성 유한요소모델에 이를 적용하였다. 동적축약이 잘 이루어졌는지를 확인하기 위하여 전체 유한요소모델과, 축약모델의 모드해석 결과와 주파수 응답해석 결과를 비교하였으며, 두 결과가 매우 잘 맞는다는 것을 확인할 수 있었다. 이로부터 본 해석 방법의 유용성을 확인할 수 있었다.

Key Words : FE-model reduction, craig-bampton model, superelement, satellite, frequency response function

ABSTRACT

In order to perform the satellite structural analysis, FE-Model(Finite Element Model) considering all mechanical properties is necessary. Generally, different companies develop several satellite components, and sometimes it is very difficult to obtain FE-Model. In this case, FE-Model reduction using superelement method can be good solution. For developing satellite, antenna manufacturer required satellite FE-Model to calculate microvibration induced by antenna operation, and condensed model using superelement method was provided. Superelement method is based on Craig-Bampton method, and it is applied to spacecraft FE-Model reduction in this paper. From modal analysis and the frequency response analysis results between full FE-Model and condensed model, the usefulness of reduced model is confirmed.

I. 서 론

인공위성에 대한 구조해석을 수행하기 위해서는 주요 부품들의 기계적 특성이 모델링된 유한요소모델을 필요로 한다. 인공위성의 개발특성상, 여러 부품들은 서로 다른 회사에서 제작이 되는데, 보안성을 이유로 개발한 부품의 유한요소모델을 제공하지 않는 경우가 종종 발생한다. 이러한 경우에는 일반적으로 제작사에서 제공한 기본적인 기계적 특성만을 고려한 단순 유한요소모델을 이용하여 구조해석을 수행한다. 그러나, 해석의 목적에 따라서, 전체 유한요소모

델의 특성이 잘 반영된 단순 유한요소모델을 필요로 하며, 이러한 유한요소모델을 만들기 위하여 많은 노력과 시간을 필요로 한다. 본 논문에서는 많은 시간과 노력 없이 전체 유한요소모델의 특성이 잘 반영된 모델을 만들 수 있는 초요소 기법을 이용한 유한요소모델 축약법에 대하여 제시한다[1][2][3]. 초요소 기법을 이용할 경우 전체 유한요소모델이 질량과 강성행렬로 변환 되어 보안성 문제에서 자유로울 수 있다. 또한, 전체 유한요소모델의 특성을 매우 잘 표현하므로 단순 유한요소모델을 이용한 구조해석에 비하여 매우 정확한 해석결과를 도출할 수 있다. 현재 개발중인 인공위성의 경우 안테나 구동시 발생하는 미소진동의 영향성

*한국항공우주연구원 위성구조팀 (kwkim74@kari.re.kr, ljh77@kari.re.kr, kch@kari.re.kr)

**한국항공우주연구원 위성분체실 (dshwang@kari.re.kr)

접수일자 : 2011년 8월 30일, 수정완료일자: 2011년 10월 11일, 최종 게재확정일자 : 2011년 12월 2일

을 계산하기 위하여 안테나 제작업체에서 인공위성의 유한요소모델을 요청하였으며, 초요소 기법을 이용한 축약모델을 제공하였다. 초요소를 이용하여 유한요소모델을 축약하기 위하여 먼저 안테나 단순유한요소모델을 제거한 후, 초요소를 이용하여 전체 유한요소모델을 질량과 강성행렬로 변환하였다. 축약된 모델에 이상이 없는지 확인하기 위하여, 초요소 기법을 이용하여 축약된 인공위성 모델과 안테나 단순유한요소모델을 서로 결합하여 모드해석과 주파수 응답해석을 수행하였다. 축약된 모델의 정확성을 확인하기 위하여 전체 유한요소모델의 모드해석과 주파수 응답해석 결과와 비교하였다. 모드해석의 경우, 저주파대역에서는 매우 잘 맞음을 알 수 있었고, 고주파수 대역에서는 최대 2.3%의 오차가 발생함을 알 수 있었다. 주파수 응답해석의 경우에는 관심주파수 대역인 100Hz 이내에서 매우 잘 맞음을 확인할 수 있었다.

II. 본 론

1. Craig-Bampton 기본 이론

초요소를 이용한 유한요소모델 축약은 Craig-Bampton 방법을 이용한다 [4]. Craig-Bampton 모델의 기본 이론은 다음과 같다. 구조체의 동적 반응에 대한 해를 얻기 위해 사용하는 운동방정식에서 기준 자유도를 u 라고 하면 그 식은 식 (1)과 같다.

$$M\ddot{u} + C\dot{u} + Ku = F \quad (1)$$

여기서 u 를 내부자유도 u_I 와 경계자유도 u_B 의 두 부분으로 나누면 식(2)와 같이 정리된다.

$$\begin{bmatrix} M_{II} & M_{IB} \\ M_{BI} & M_{BB} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{u}_I \\ \ddot{u}_B \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} C_{II} & C_{IB} \\ C_{BI} & C_{BB} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{u}_I \\ \dot{u}_B \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} K_{II} & K_{IB} \\ K_{BI} & K_{BB} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u_I \\ u_B \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} F_I \\ F_B \end{bmatrix} \quad (2)$$

이때 각 점에서 작용하는 외력은 0이므로 $F_I=0$ 이다. 따라서 식 (2)를 식 (3)과 같이 정리할 수 있다.

$$M_{II}\ddot{u}_I + C_{II}\dot{u}_I + K_{II}u_I = -M_{IB}\ddot{u}_B - C_{IB}\dot{u}_B - K_{IB}u_B \quad (3)$$

식 (3)을 $u_B=0$ 일 때, $u_I=\Phi_I q_I$ 라고 놓고, 이 식을 질량행렬에 대하여 정상화시키면 식 (4)와 같이 나타낼 수 있다.

$$\Phi_I^T M_{II} \Phi_I \ddot{q}_I + \Phi_I^T C_{II} \Phi_I \dot{q}_I + \Phi_I^T K_{II} \Phi_I q_I = 0 \quad (4)$$

여기에서 Φ_I 는 구조체의 모드를 나타내고, q_I 는 모달좌표계를 나타낸다. 식 (4)를 질량행렬 M 에 대하여 정상화시키면 식(5)와 식(6)으로 나타낼 수 있다.

$$\Phi_I^T M_{II} \Phi_I = I \quad (5)$$

$$\Phi_I^T K_{II} \Phi_I = [\omega^2] \quad (6)$$

또한, $q_I=0$ 일 때, $u_I=\Phi_B u_B$ 라고 놓으면 u 는 결국 식 (7)과 같이 정리할 수 있다.

$$\Phi_B = -K_{II}^{-1} K_{IB} \quad (7)$$

결국 u 는 식 (8)과 같이 나타낼 수 있다.

$$\begin{pmatrix} u_I \\ u_B \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \Phi_I & \Phi_B \\ 0 & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} q_I \\ q_B \end{pmatrix} \quad (8)$$

식 (8)을 식(4)에 대입하여 전개하면 M 과 K 에 대한 각 요소의 값을 얻을 수 있다. 이 결과들을 Craig-Bampton 형식으로 정리하면 식 (9)와 같이 나타낼 수 있다.

$$M_{CB} \ddot{X}_{CB} + C_{CB} \dot{X}_{CB} + K_{CB} X_{CB} = F_{CB} \quad (9)$$

여기에서 $X_{CB} = \begin{pmatrix} q_I \\ u_B \end{pmatrix}$ 이다.

2. 위성체 유한요소모델

모델 축약에 사용된 인공위성의 유한요소모델은 그림 1과 같이 태양전지판이 모두 전개된 형상이다. 그림 1에 나타난 유한요소모델에 대한 모델 정보는 표 1과 같으며, 경계조건은 구속이 전혀 없는 자유상태이다. 그림 1의 형상에서 모드해석을 수행하여, 동적 특성을 파악하였다. 모드해석 결과 표 2와 같이 초기 6개의 강체모드가 나왔고, 이를 제외한 첫 번째 고유진동수는 7.91Hz 임을 확인할 수 있었다.

3. 초요소기법을 이용한 모델축약

안테나의 위치는 그림 2에 나타난 바와 같이 인공위성의 상단에 해당하며, 총 2개가 장착 된다. 안테나를 인공위성에 장착하기 위해서는 브라켓이 필요하며, 이의 유한요소모델은 그림 3에 나타난 바와 같다.

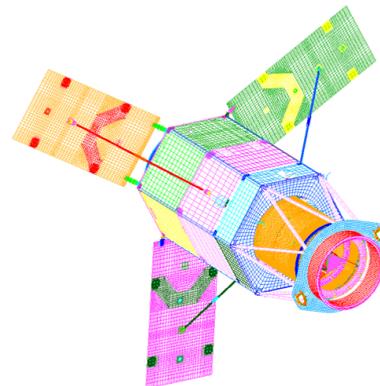


그림 1. 인공위성 유한요소모델

표 1. 유한요소모델 모델 정보

Node/Elements	Number
Node	244315
CBAR	4715
CBEAM	36
CBUSH	6
CHEXA	15476
CONM2	99
CPENTA	51864
CQUAD4	129900
CTRIA3	138058
RBE2	1451

표 2. 모드해석결과

Mode Number	Frequency(Hz)
1 ~ 6	≈ 0
7	7.91
8	7.92
9	8.04
10	11.03

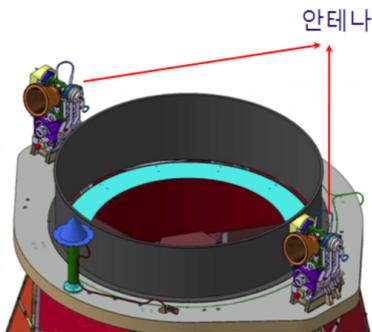


그림 2. 안테나 장착위치

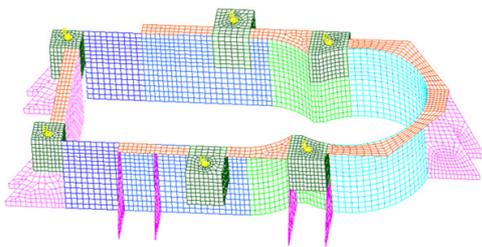


그림 3. 안테나 브라켓 유한요소모델

축약된 인공위성 모델에 안테나를 연결하기 위해서는 초요소를 이용한 모델축약시 연결 노드 정보를 미리 선언해 주어야 한다. 안테나가 브라켓에 장착될 시에는 총 6개의 볼트/너트가 이용된다. 안테나가 모두 2개이므로 총 12개의 연결 노드가 정의되어야 한다. 그림 4와 표 3에는 안테나 업체에서 제공한 안테나의 상세유한요소모델의 연결 노드에 대한 정보가 나타나 있다. 표 3에 나타난 좌표는 안테나의 부분좌표계를 기준으로 나타나 있다. 이들 노드와 잘 맞을 수 있도록 안테나 브라켓에도 그림 5와 같이 연결 노드를

정의하였다. 표 4에는 인공위성 전체 좌표계를 기준으로 좌표를 표시하였다. 표 3과 표 4의 좌표는 절대적인 수치는 서로 다르지만, 표 3의 좌표를 평행이동하면 표 3과 표 4의 좌표는 일치함을 알 수 있다.

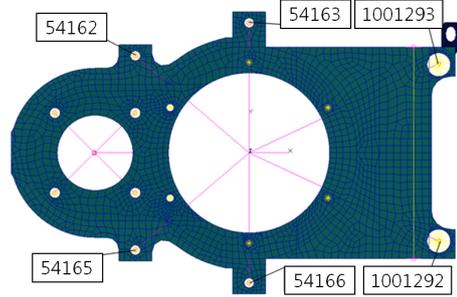


그림 4. 안테나 연결노드

표 3 안테나 연결노드 좌표

Node	X(m)	Y(m)
54162	-0.048	0.0413
54163	0	0.0553
1001293	0.08	0.0375
1001292	0.08	-0.0375
54166	0	-0.0553
54165	-0.048	-0.0413

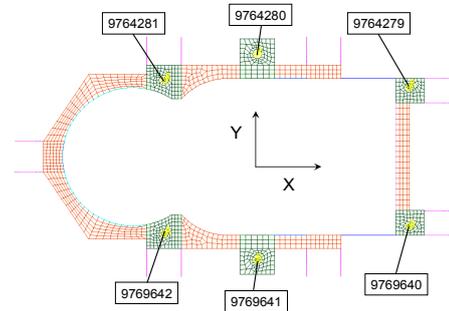


그림 5. 안테나 브라켓 연결노드

표 4 안테나 브라켓 연결노드 좌표

Node	X(m)	Y(m)
9764281	-0.048	0.7076
9764280	0	0.7216
9764279	0.08	-0.0413
9769640	0.08	-0.0553
9769641	0	0.611
9769642	-0.048	0.625

초요소 기법을 이용한 모델축약은 MSC/Nastran V2007 버전을 사용하였고, 초요소를 이용한 모델축약의 여러 방법 중에서 DMIG 방법을 사용하였다. 모델축약시 관심주파수 대역은 100Hz이하였다. 따라서, 150Hz까지의 모드를 이용하여 모델축약을 수행하였다.

4. 초요소기법을 이용한 모델축약결과

축약된 인공위성 모델과 안테나의 상세유한요소모델 결합시 이상이 없는지, 모델 축약시 정의된 응답 노드에서의 응답이 잘 나오는지 확인하였다. 현재 상세유한요소모델이 없기 때문에, 그림 6과 같이 안테나의 기계적인 특성만을 고려하여 집중질량과 강체요소로 안테나 간략유한요소모델이 작성되었다. 안테나가 안테나 브라켓에 장착되어 인공위성에 장착된 유한요소모델은 그림 7과 같다. 안테나 간략유한요소모델과 초요소기법을 통하여 축약된 모델을 서로 결합하여 모드해석을 수행하였다. 초요소 기법을 이용하여 계산된 모드해석결과가 얼마나 정확한지를 알아보기 위하여, 전체 유한요소모델만을 이용하여 계산한 모드해석결과와 비교하여 표 5에 나타내었다. 비교결과 60Hz까지는 오차가 0.2% 이내였으며, 주파수가 증가할수록 모드 차수 오차에 의하여 오차가 증가하였으며, 최대 2.3%의 오차가 발생하였다. 주파수 응답해석을 수행하여 그 결과를 서로 비교하였다. 가진 노드는, 그림 6의 안테나 간략유한요소모델에서의 질량중심이며, 응답 지점은 모델축약시 사용하였던 응답노드를 선택하였다. 감쇠계수는 전 주파수대역에서 1%를 고려하였다. 가진은 각 병진방향으로 단위 힘을 적용하였다. 이 중, X 방향 단위 하중 가진시 2개의 응답노드에서의 X 방향 응답을 그림 8과 그림 9에 나타내었다. 그림 8과 그림 9를 보면 관심주파수 대역인 100Hz까지는 두 개의 결과가 거의 일치하는 것을 알 수 있다.



그림 6. 간략화된 안테나 유한요소모델

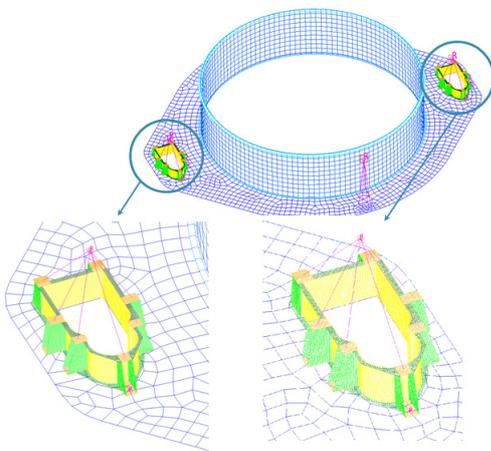


그림 7. 간략화된 안테나가 안테나 브라켓에 장착된 유한요소모델

표 5 모드해석결과 비교

Mode	Full FE-model	Reduced Model	Error (%)
1	2.549E-04	8.028E-03	-
2	2.240E-04	4.815E-03	-
3	1.127E-04	1.896E-03	-
4	6.098E-05	1.121E-03	-
5	1.352E-04	4.189E-03	-
6	3.053E-04	8.546E-03	-
7	7.909E+00	7.909E+00	0.0000
8	7.923E+00	7.923E+00	0.0000
...
131	1.399E+02	1.403E+02	0.2813
132	1.405E+02	1.429E+02	1.7024
133	1.436E+02	1.436E+02	0.0012
134	1.439E+02	1.440E+02	0.0584
135	1.445E+02	1.446E+02	0.0271
136	1.459E+02	1.464E+02	0.3285
137	1.465E+02	1.487E+02	1.5064

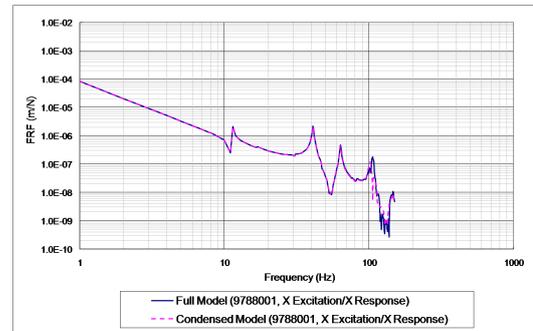


그림 8. 주파수 응답해석 결과 (X 가진)

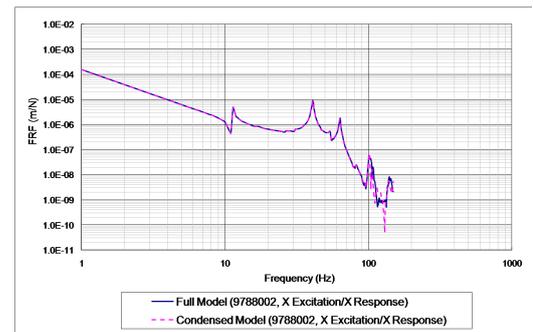


그림 9. 주파수 응답해석 결과 (X 가진)

III. 결 론

본 논문에서는 초요소 기법을 이용하여 인공위성 유한요소 모델을 축약하였다. 초요소 기법을 이용한 모델축약시, 유한요소모델은 질량과 강성 행렬로 변환이 되어, 보안성에서 자유로울 수 있다. 또한, 전체유한요소모델과 동적특성이 거의 일치하기 때문에, 정확한 구조해석을 수행할 수 있다. 인공위성 개발시, 안테나 제작업체에서 전체유한요소모델을

요청하였으며, 초요소 기법을 이용하여 축약된 모델을 안테나 제작업체에 제공하였다. 축약된 모델이 이상이 없는지를 알아보기 위하여, 축약된 모델과, 안테나 간략유한요소모델을 결합한 후 모드해석과 주파수 응답해석을 수행하였다. 이 해석결과와 모델축약 이전의 전체 유한요소모델을 이용한 해석결과와 비교하였다. 비교결과, 모드해석의 경우 매우 잘 맞음을 알 수 있었고, 최대 2.3%의 오차가 발생함을 알 수 있었다. 주파수 응답해석 결과의 경우, 관심주파수 대역인 100Hz 내에는 매우 잘 맞는 것을 확인할 수 있었다.

참 고 문 헌

[1] 김경원, 김선원, 임재혁, 이주훈, 황도순, "MSC/Nastran Superelement 기법을 이용한 위성체 구조해석 모델링에 대한 연구", 2009 Korea VPD Conference, 2009
 [2] 김경원, 김선원, 임재혁, 이주훈, 황도순, "Superelement 기법을 이용한 인공위성 유한요소모델축약기법", 한국항공우주학회 추계학술발표회 논문집, pp. 947~950, 2009
 [3] 오덕균, "MSC/Nastran 기술자료 (External Superelement의 활용)", MSC Software Korea 기술지원부, 2005
 [4] R. R. Criag and M. C. Bampton, "Coupling of Substructures for Dynamic Analysis", AIAA Journal, Vol. 6, No. 8, pp. 1313~1319, 1968

저 자

김 경 원(Kyung-Won Kim) 정회원



2001년 2월 : 한양대학교
 기계공학부 학사졸업
 2003년 2월 : 한국과학기술원
 기계공학과 공학석사
 2003년 3월~현재 : 한국항공우주
 연구원 위성구조팀

<관심분야> 구조진동, 구조동역학, 구조해석

임 재 혁(Jae-Hyuk Lim) 정회원



2000년 2월 : 인하대학교
 기계공학과 학사졸업
 2002년 2월 : 한국과학기술원
 기계공학과 공학석사
 2006년 8월 : 한국과학기술원
 기계공학과 공학박사

2007년 8월~현재 : 한국항공우주 연구원 위성구조팀

<관심분야> 구조해석, 구조동역학

김 창 호(Chang-Ho Kim) 정회원



1999년 2월 : 서울대학교
 항공우주공학과 학사졸업
 2001년 2월 : 서울대학교
 항공우주공학 공학석사
 2004년 1월~현재 : 한국항공우주
 연구원 위성구조팀

<관심분야> 구조해석, 구조동역학

황 도 순(Do-Soon Hwang) 정회원



1984년 2월 : 인하대학교
 항공공학과 학사졸업
 1986년 2월 : 인하대학교
 항공공학과 공학석사
 2003년 8월 : 충남대학교
 기계설계 공학박사

1986년 2월~1991년 : 삼성항공산업

1991년~현재 : 한국항공우주연구원 위성본체실

<관심분야> 구조해석, 구조동역학