



J. Korean Soc. Aeronaut. Space Sci. 49(9), 739-748(2021)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2021.49.9.739

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

모달 질량 가속도 곡선을 이용한 인공위성 탑재품의 설계하중 예측 및 검증

고명석¹, 임재혁², 김경원³, 황도순⁴, 오현웅⁵

Prediction and Validation of Design Loads of Satellite Components Using Modal Mass Acceleration Curve

Myeong-Seok Go¹, Jae Hyuk Lim², Kyung-Won Kim³, Do-Soon Hwang⁴ and Hyunung Oh⁵
Jeonbuk National University^{1,2}, Korea Aerospace Research Institute^{3,4},
Agency for Defense Development/Chosun University⁵

ABSTRACT

This paper discusses the prediction and validation of design loads of satellite components using modal mass acceleration curve (Modal MAC). To calculate the acceleration upper bound of the satellite components subjected to the launch environment by the Modal MAC, the parameters of SpaceX Falcon 9 launch vehicle were used, and the acceleration upper bound curve in the modal domain was derived. After that, the maximum acceleration loads applied to the satellite components were predicted by combining Modal MAC with the spacecraft interface loads of the satellite/launch vehicle and modal information of the satellite. In addition, the accuracy of the Modal MAC was validated through comparison with the results of the coupled loads analysis using a simple satellite and launch vehicle model.

초 록

본 연구에서는 모달 질량 가속도 곡선을 이용한 인공위성 탑재품의 설계하중 예측 및 검증에 관해 다룬다. 모달 질량 가속도 곡선을 구성하기 위해 SpaceX의 Falcon 9 발사체 정보를 사용하였으며, 이를 통해 모달 영역에서의 상계가속도 곡선을 도출하고 이를 위성체/발사체 경계하중 및 위성체 모달 정보와 결합하여 위성체 탑재품이 발사환경에서 노출될 최대가속도 하중을 예측하였다. 또한 단순한 인공위성 및 발사체 모델을 이용한 연성하중해석 결과와 비교 검토하여 모달 질량 가속도 곡선이 적절한 상계해를 도출하는 것을 확인하였다.

Key Words : Mass Acceleration Curve(질량 가속도 곡선), Modal Mass Acceleration Curve(모달 질량 가속도 곡선), Preliminary Design(예비 설계), Design Load(설계하중), Satellite Component(인공위성 탑재품)

1. 서 론

위성체(Spacecraft, SC)를 발사체(Launch vehicle, LV)에 탑재하여 임무궤도에 발사하는 경우 다양한

정적 하중 및 동적하중에 노출되며[1] 이러한 환경에서 위성체의 구조적인 건전성이 발사 전에 각종 해석이나 지상시험으로 검증되어야 한다[2-5]. 이러한 하중은 발사체 특성에 따라 결정되나 인공위성 설계

† Received : May 12, 2021 Revised : June 24, 2021 Accepted : July 15, 2021

¹ Graduate Student, ^{2,5} Professor, ³ Researcher, ⁴ Senior Researcher

² Corresponding author, E-mail : jaehyuklim@jbnu.ac.kr, ORCID 0000-0001-7268-1691

© 2021 The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences

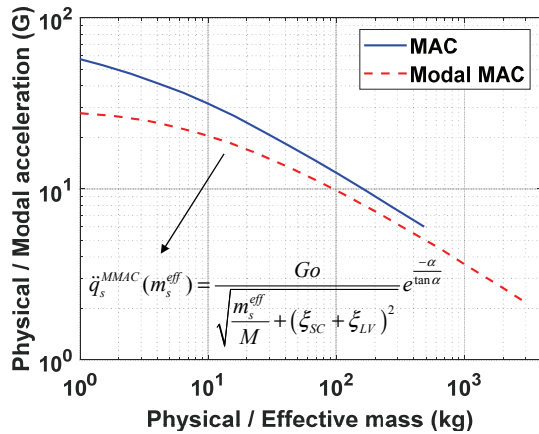


Fig. 1. MAC and Modal MAC for STS/IUS/Galileo [7]

초기단계에는 상용발사체 업체가 결정되지 않는 경우가 대부분이다. 따라서 인공위성 개념설계 및 예비설계를 위해서는 후보 발사체의 사용자 매뉴얼에 기술된 최대 가속도 하중들을 모두 고려하여 인공위성 주구조물(Primary structure)의 설계를 수행한다.

또한 인공위성 내부에는 탑재체(Payload)와 각종 전장품이 장착되며 플랫폼이나 패널 등에 부착되어 추가적인 가속도 증폭을 받게 된다[6]. 따라서 이러한 탑재품 설계를 위한 하중은 인공위성 탑재품으로 전달되는 질량 크기에 따라 최대 가속도로 구성된 질량 가속도 곡선(Mass Acceleration Curve, MAC) [7,8]을 이용해서 탑재품에 노출되는 설계하중을 설정하는 경우가 대부분이다(Fig. 1 참조).

그러나 단순히 MAC을 이용해서 설계하중을 설정하는 경우 과도한 설계하중이 도출되어 인공위성이 무겁게 개발되고 이로 인해 인공위성의 탑재품 지지능력이 작아지는 제약이 있다. 물론 인공위성 개발 초기에 발사체가 조기 선정되고 설계단계 초기부터 발사체와 연성하중해석(Coupled Loads Analysis, CLA)을 실시하여 실제적인 설계하중을 도출할 수 있으나, 대부분의 상용 발사체 계약이 예비설계검토회의(Preliminary Design Review, PDR) 이후에 이루어지며, 이후 예비연성하중해석(Preliminary Coupled Loads Analysis, PCLA)이 실시되는 경우가 많아 인공위성을 경량화 설계하기 위한 시점을 놓치는 경우가 대부분이다. 이러한 보수적인 MAC 기반 인공위성 탑재품의 설계하중의 산정 문제를 해결하기 위해서 정현파 해석(Sine analysis)[9,10]과 모달 질량 가속도 곡선(Modal Mass Acceleration Curve, Modal MAC)[7,9-11]을 이용한 설계하중 산정 방법이 NASA JPL을 중심으로 개발되어 인공위성 프로그램에 적용되어 왔다. 특히 Galileo (1989), Cassini (1997), Deep Space 1 (1998), MER (2003), MSL (2011) 등의 심우주 탐사 프로그램에 사용된 매우 무거운 탑재품을 포함한 인공위성에 Modal MAC 기법이 적용되어 적

절한 설계하중을 도출함으로써 설계단계부터 인공위성의 효과적인 경량화에 기여한 것으로 알려져 있다 [10]. Fig. 1에는 실제 STS/IUS/Galileo에 사용되었던 MAC과 Modal MAC의 예시를 나타내었다.

이와 같은 Modal MAC을 이용하면 발사체와 복잡한 협업 과정을 생략하고 발사체의 특성 계수, 경계하중과 같은 단순 정보 및 위성체만을 이용해서 설계하중을 도출할 수 있기 때문에 위성 및 탑재품을 경량화 하는데 큰 기여를 할 수 있을 것으로 여겨지고 있다. 또한 2016년과 2017년에 공개된 문헌[9,10]에 따르면, Modal MAC 기법으로 도출된 인공위성 탑재품의 설계하중이 실제 연성하중해석 결과의 상계해와 매우 잘 일치하여 높은 정확도를 갖는 것으로 보고된 바 있다.

본 논문에서는 이러한 Modal MAC을 이용한 위성체 탑재품의 설계하중 산정방법에 대해 소개하고 실제 사례를 통해 검증하고자 한다. 이를 위해 단순 인공위성 및 발사체 유한요소모델을 이용해서 연성하중해석을 실시하고 그 결과를 Modal MAC을 이용해 도출된 설계하중과 비교 분석하였으며, 이로부터 Modal MAC이 적절한 상계해를 도출하는 것을 확인하였다.

본 논문의 구성은 2장에서는 Modal MAC을 이용한 위성체 탑재품의 설계하중 유도 방법에 대해 설명하고 3장에서는 단순 인공위성 및 발사체 모델을 이용해서 위성체 탑재품의 설계하중을 예측한다. 아울러, 연성하중해석을 실시하여 위성체가 노출되는 최대 가속도를 계산하고 이를 설계하중과 비교분석하여 그 정확도를 검토한다. 그리고 4장에서 결론을 짓는다.

II. Modal MAC을 이용한 위성체 탑재품의 설계하중 유도

Modal MAC을 이용한 위성체 탑재품의 가속도 상계값 계산 시 위성체의 강체모드 행렬(Φ^m), 고정단 경계모드 행렬(Φ^{mm}), 유효 질량(Effective mass)이 사용된다. 이는 위성체에 크레이그-뱌프톤(Craig-Bampton, CB) 방법[12-14]을 적용하여 계산할 수 있으며, 이로부터 최대가속도를 유도할 수 있다. 이에 대한 자세한 내용은 다음과 같다.

2.1 Craig-Bampton 방법

위성체의 전역 모델(Global model)에 대한 질량행렬(M_y) 및 강성행렬(K_y), 변위벡터(u_y)는 식 (1)과 같이 재배열할 수 있다.

$$M_y = \begin{bmatrix} M_b & M_c \\ M_c^T & M_i \end{bmatrix}, K_y = \begin{bmatrix} K_b & K_c \\ K_c^T & K_i \end{bmatrix}, u_y = \begin{Bmatrix} u_b \\ u_i \end{Bmatrix} \quad (1)$$

이때 하첨자 b, c, i 는 각각 경계(Boundary inter-

face) 자유도, 결합(Coupling), 내부(Internal) 자유도를 의미한다. 또한 경계 자유도는 위성체와 발사체가 접촉하는 지점의 자유도이며, 그 외의 자유도는 내부 자유도이다. CB 방법에서 내부 자유도에 대한 변위 \mathbf{u}_i 는 식 (2)와 같이 경계면 구속 응답과 경계면 고정 상태의 응답으로 나뉜다.

$$\mathbf{u}_i = \Psi \mathbf{u}_b + \Phi_i \mathbf{q} \quad (2)$$

여기서 Ψ 는 경계면 구속 모드(Interface constraint mode) 행렬, Φ_i 는 경계면 고정 상태의 탄성 모드(Fixed interface normal mode)에 대한 고유벡터 행렬, \mathbf{q} 는 내부 자유도에 대한 변위의 일반화 좌표 벡터이다. 이때 Ψ 는 $\Psi = -\mathbf{K}_i^{-1} \mathbf{K}_c^T$ 를 만족한다. 또한 Φ_i 는 식 (3)과 같은 고유값 문제로부터 계산된다.

$$\mathbf{K}_i \Phi_i = \mathbf{M}_i \Phi_i \Lambda_i \quad (3)$$

여기서 Λ_i 는 내부 자유도에 대한 고유값 대각행렬을 나타낸다. 또한 관심 주파수를 고려하기 위해 주파수 선정 규칙(Frequency cut-off rule)[15]을 적용하여 Φ_i 를 관심 주파수 이내의 저차모드에 해당하는 모드인 지배모드 Φ_d 와 그 외의 모드인 잔여모드 Φ_r 로 구분할 수 있다. 따라서 식 (2)를 이용하여 식 (1)의 전역 모델에 대한 변위벡터 \mathbf{u}_g 를 다시 쓰면 식 (4)와 같다.

$$\mathbf{u}_g = \begin{Bmatrix} \mathbf{u}_b \\ \mathbf{u}_i \end{Bmatrix} \cong \begin{bmatrix} \mathbf{I}_b & \mathbf{0} \\ \Psi & \Phi_i \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \mathbf{u}_b \\ \mathbf{q} \end{Bmatrix} \quad (4)$$

$$\Phi_i = [\Phi_d \Phi_r] \quad (5)$$

$$\mathbf{q} = [\mathbf{q}_d \mathbf{q}_r] \quad (6)$$

여기서 \mathbf{I}_b 는 경계 자유도에 대한 단위행렬을 의미하며, \mathbf{q}_d 는 지배모드에 해당하는 일반화 좌표 벡터, \mathbf{q}_r 는 잔여모드에 해당하는 일반화 좌표 벡터, 하첨자 d 와 r 은 각각 지배모드, 잔여모드를 나타낸다. 식 (4)의 Φ_i 에서 Φ_r 를 제외하고 Φ_d 만을 이용하면 \mathbf{u}_g 를 식 (7)과 같이 쓸 수 있으며, 이때 CB 변환행렬(\mathbf{T}_{CB})은 식 (8)과 같이 정의된다.

$$\mathbf{u}_g \cong \begin{bmatrix} \mathbf{I}_b & \mathbf{0} \\ \Psi & \Phi_d \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \mathbf{u}_b \\ \mathbf{q}_d \end{Bmatrix} \quad (7)$$

$$\mathbf{T}_{CB} = \begin{bmatrix} \mathbf{I}_b & \mathbf{0} \\ \Psi & \Phi_d \end{bmatrix} \quad (8)$$

또한 위성체의 강제모드 행렬(Φ^{cm})과 고정단 경계 모드 행렬(Φ^{nm})을 이용하여 식 (7)을 다시 쓰면 식 (9)와 같다.

$$\begin{aligned} \mathbf{u}_g &\cong \begin{bmatrix} \mathbf{I}_b & \mathbf{0} \\ \Psi & \Phi_d \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \mathbf{u}_b \\ \mathbf{q}_d \end{Bmatrix} = [\Phi^{cm} \Phi^{nm}] \begin{Bmatrix} \mathbf{u}_b \\ \mathbf{q}_d \end{Bmatrix} \\ &= \sum_{r=1}^6 \phi_r^{cm} u_r + \sum_{s=1}^{N_d} \phi_s^{nm} q_s \end{aligned} \quad (9)$$

$$\Phi^{cm} = \begin{bmatrix} \mathbf{I}_b \\ \Psi \end{bmatrix} = [\phi_1^{cm} \phi_2^{cm} \dots \phi_6^{cm}] \quad (10)$$

$$\Phi^{nm} = \begin{bmatrix} \mathbf{0} \\ \Phi_d \end{bmatrix} = [\phi_1^{nm} \phi_2^{nm} \dots \phi_k^{nm}] \quad (11)$$

$$\mathbf{u}_b = \{u_1 \ u_2 \ \dots \ u_6\}^T \quad (12)$$

$$\mathbf{q}_d = \{q_1 \ q_2 \ \dots \ q_k\}^T \quad (13)$$

여기서 N_d 는 지배모드의 수를 의미한다. 또한 ϕ_r^{cm} 은 Φ^{cm} 의 r 번째 강제모드, ϕ_s^{nm} 은 Φ^{nm} 의 s 번째 고정단 경계 모드, u_r 은 \mathbf{u}_b 의 r 번째 요소, q_s 은 \mathbf{q}_d 의 s 번째 요소를 의미하며 이를 수식으로 나타내면 식 (10)~(13)과 같다. 또한 식 (8)을 이용하면 식 (14), (15)와 같이 위성체의 축약된 질량행렬(\mathbf{M}_{CB}) 및 강성행렬(\mathbf{K}_{CB})을 계산할 수 있다.

$$\mathbf{M}_{CB} = \mathbf{T}_{CB}^T \mathbf{M}_g \mathbf{T}_{CB} \quad (14)$$

$$\mathbf{K}_{CB} = \mathbf{T}_{CB}^T \mathbf{K}_g \mathbf{T}_{CB} \quad (15)$$

잔여모드의 수와 경계 자유도의 수를 각각 N_r , N_b 이라 할 때, 축약모델(Reduced model)의 자유도 수는 $N_d + N_b$ 인 반면 전체모델(Full model)의 자유도 수는 $N_d + N_r + N_b$ 이다. 대부분의 경우 N_d 와 N_b 에 비해 N_r 이 훨씬 크므로, 따라서 \mathbf{M}_{CB} 와 \mathbf{K}_{CB} 는 기존의 \mathbf{M}_g 와 \mathbf{K}_g 에 비해 훨씬 작은 크기를 갖게 된다.

CB 방법을 이용한 위성체의 가속도는 식 (9)를 이용하면 다음의 식 (16)과 같이 간단하게 유도할 수 있다.

$$\begin{aligned} \ddot{\mathbf{u}} &= \begin{Bmatrix} \ddot{\mathbf{u}}_b \\ \ddot{\mathbf{u}}_i \end{Bmatrix} \cong [\Phi^{cm} \Phi^{nm}] \begin{Bmatrix} \ddot{\mathbf{u}}_b \\ \ddot{\mathbf{q}}_d \end{Bmatrix} \\ &= \sum_{r=1}^6 \phi_r^{cm} \ddot{u}_r + \sum_{s=1}^{N_d} \phi_s^{nm} \ddot{q}_s \end{aligned} \quad (16)$$

또한 가속도의 보수적인 상계값 계산을 위해 식 (16)의 각 항에 절대값 및 가속도의 상계를 취하면 식 (17)과 같다. 여기서 T 는 전체 해석 시간을 의미한다.

$$\ddot{\mathbf{u}} \leq \sum_{r=1}^6 |\phi_r^{cm}| \ddot{u}_r^{\max} + \sum_{s=1}^{N_d} |\phi_s^{nm}| \ddot{q}_s^{\max} \quad (17)$$

$$\ddot{u}_r^{\max} = \max_{0 \leq t \leq T} (\ddot{u}_r(t)) \quad (18)$$

$$\ddot{q}_s^{\max} = \max_{0 \leq t \leq T} (\ddot{q}_s(t)) \quad (19)$$

2.2 모달 질량 가속도 곡선

Modal MAC은 다음과 같이 식 (20), (21)을 이용하여 계산된다[7].

$$\ddot{q}_s^{MMAC}(m_s^{eff}) = \frac{Go}{\sqrt{\frac{m_s^{eff}}{M} + (\xi_{SC} + \xi_{LV})^2}} e^{-\frac{\alpha}{\tan \alpha}} \quad (20)$$

$$\alpha = \tan^{-1} \left(\frac{\sqrt{m_s^{eff}/M}}{(\xi_{SC} + \xi_{LV})} \right) \quad (21)$$

여기서 m_s^{eff} 와 \ddot{q}_s^{MMAC} 는 각각 s 번째 고정단 경계 모드에 대한 유효 질량 및 Modal MAC으로 계산한 모달 가속도를 의미한다. 또한 Go 는 발사체 가속도 특성계수, M 은 발사체 중량 특성계수를 의미한다. 이러한 발사체 특성계수 값들은 발사체에서 주로 이전 프로젝트의 경험 및 데이터를 기반으로 결정한다. ξ_{SC} 는 위성체의 모달 댐핑, ξ_{LV} 는 발사체의 모달 댐핑을 의미한다. 이때 유효질량은 식 (22)를 이용하여 계산된다[7].

$$m_s^{eff} = m_s^{eff,1} + m_s^{eff,2} + m_s^{eff,3} \quad (22)$$

이때 s 번째 고정단 경계 모드에 대한 r 번째 자유도의 유효 질량인 $m_s^{eff,r}$ 은 식 (23)~(25)와 같이 계산할 수 있다[16].

$$m_s^{eff,r} = \frac{(L_{sr})^2}{\hat{m}_s} \quad \text{for } \begin{matrix} s = 1, 2, \dots, N_d \\ r = 1, 2, \dots, 6 \end{matrix} \quad (23)$$

$$L_{sr} = (\phi_s^{nm})^T \mathbf{M}_g \phi_r^{cm} \quad (24)$$

$$\hat{m}_s = (\phi_s^{nm})^T \mathbf{M}_g \phi_s^{nm} \quad (25)$$

여기서 L_{sr} 는 s 번째 고정단 경계 모드에 대한 r 번째 자유도의 모드참여계수(Modal participation factor)를 의미한다. 참고로 ϕ_d 가 질량 정규화된 경우 $\hat{m}_s = 1$ 을 만족한다. 이러한 위성체의 유효 질량은 상용 구조해석 프로그램인 Nastran과 Abaqus를 사용하여 각 모드 및 방향 별로 손쉽게 출력할 수 있다.

2.3 위성체 탑재품의 설계하중 유도

Modal MAC을 이용한 위성체 탑재품의 가속도 상계값은 다음과 같이 식 (26)을 이용하여 계산된다[11].

$$|\ddot{\mathbf{u}}(t)|_{bound} = \sum_{r=1}^6 \left| \phi_r^{cm} \ddot{u}_r^{MMAC} \right| + \sqrt{\sum_{s=1}^{N_d} \left(\phi_s^{nm} \sqrt{m_s^{eff}} \ddot{q}_s^{MMAC} \right)^2} \quad (26)$$

여기서 $|\ddot{\mathbf{u}}(t)|_{bound}$ 는 위성체 탑재품의 가속도 상계값, \ddot{u}_r^{MMAC} 는 발사체 사용자 매뉴얼에 기술된 위성체 인터페이스 가속도의 최대값, \ddot{q}_s^{MMAC} 는 앞서 언급한 식 (20)으로 계산한 Modal MAC에서 읽은 모달 가속도를 의미한다.

III. 수치 예제

3.1 단순 인공위성 모델을 이용한 위성체 탑재품의 설계하중 계산

본 연구에서는 Fig. 2와 같이 단순화된 위성체 모델을 고려하였으며, 모델의 총 절점 수는 4,378개, 총 요소 수는 4,280개, 총 질량은 630 kg이다. 또한 가속도 상계값을 계산할 탑재품으로 60 kg의 질량을 갖는 Camera C.G.를 선택하였다. CB 방법 적용 시 발사체와 결합하는 부분인 1개의 위성체 인터페이스 절점을 경계절점으로 설정하였으며, Table 1과 같이 관심주파수 범위를 150 Hz까지 설정하여 총 12개의 지배모드를 선택하였다. 따라서 축약모델의 전체 자유도 수는 6개의 경계 자유도 수와 12개의 지배모드 수를 더한 값인 18개이다. 또한 Fig. 3에는 모드 1~4에 대한 위성체의 모드형상을 나타내었으며, 이로부터 모드 1, 2는 횡방향 모드이고 모드 3, 4는 종방향 모드인 것을 알 수 있다. 특히 모드 4의 경우 Camera C.G.가 종방향으로 진동하는 모드인 것을 알 수 있다. Fig. 4에는 MAC 및 Max-Lateral, Max-Axial 케이스에 따른 Modal MAC을 나타내었다. MAC의 경우 참고문헌의 그래프[8]를 활용하였고, Modal MAC의 경우 식 (20)을 이용하여 계산하였다. 이때 발사체 특성계수 값은 NASA JPL에서 사용하였던 SpaceX

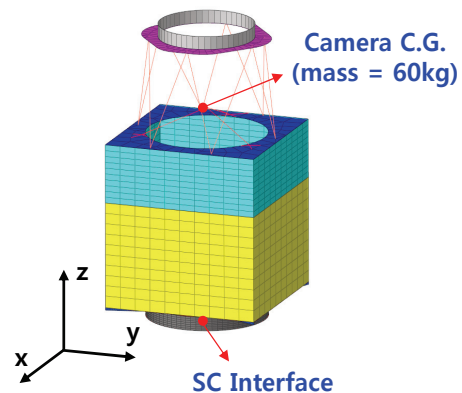


Fig. 2. Simple finite element model of spacecraft

Table 1. Natural frequency and effective mass ratio for each mode of spacecraft

Mode (No.)	SC fixed interface normal mode (Hz)	Effective mass ratio (%)		
		x-dir.	y-dir.	z-dir.
1	25.44 (SC Lateral mode)	0.0	51.4	0.0
2	25.46 (SC Lateral mode)	51.4	0.0	0.0
3	53.71 (SC Axial mode)	0.0	0.0	26.2
4	62.94 (SC Axial mode)	0.0	0.0	30.5
5	93.17 (SC Axial mode)	0.0	0.0	27.0
6	94.03	0.0	0.0	0.0
⋮	⋮	⋮	⋮	⋮
10	134.14	6.6	0.0	0.0
11	134.48	0.0	6.2	0.0
12	141.62	0.0	0.0	3.1

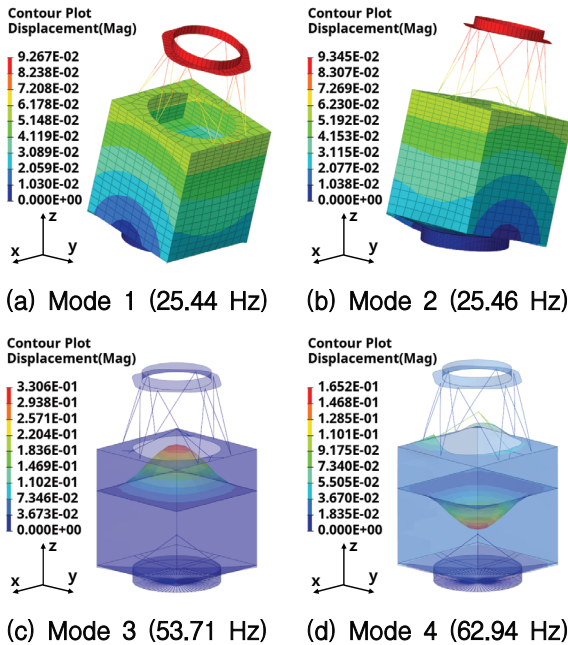


Fig. 3. Mode shapes for modes 1 to 4 of spacecraft

Falcon 9에 대한 파라미터[10]를 사용하였고, 그 값은 Max-Lateral 케이스의 경우 $G_0=1.7$ G, $M=5000$ lb이고 Max-Axial 케이스의 경우 $G_0=0.9$ G, $M=9000$ lb이다. 또한 위성체 및 발사체의 모달 댐핑은 1%로 가정하여 $\xi_{SC}=0.01$, $\xi_{LV}=0.01$ 이다.

먼저 Fig. 4의 MAC을 이용하여 Camera C.G.의 병진방향에 대한 가속도 상계값을 계산하였다. Camera C.G.의 질량인 60 kg에 해당하는 MAC의 가속도 값은 17.40 G이며, 이때 추력 방향(z축 방향)으로는 1.5

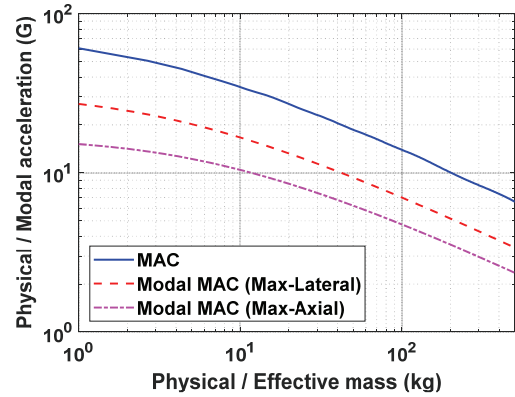


Fig. 4. MAC and Modal MAC

G의 가속도를 더하게 된다[8]. 따라서 MAC으로부터 도출한 Camera C.G.의 상계값은 각 병진자유도별로 (17.40 G, 17.40 G, 18.90 G)이다.

Modal MAC 해석을 위해 본 연구에서 선정한 후보 발사체는 Falcon 9이며, 발사체 사용자 매뉴얼에 기술된 위성체 인터페이스 가속도의 최대값은 Table 2에 정리되어 있다. 최종적으로 식 (26)과 Table 2의 위성체 인터페이스의 가속도를 이용하여 Modal MAC 해석을 수행하였으며, 이를 통해 Camera C.G.의 병진 자유도에 대한 가속도 상계값을 계산하여 Table 3에 정리하였다. 이로부터 Camera C.G.에 대한 각 병진 자유도의 설계하중은 (9.16 G, 9.92 G, 16.25 G)이다. 또한 Modal MAC을 이용하여 도출된 설계하중은 MAC을 이용하여 도출된 설계하중 대비 각 자유도별로 (47.36%, 42.99%, 14.02%)의 감소율을 보여 MAC에 비해 덜 보수적인 값이 도출되는 것을 확인하였다.

Table 2. Upper Bounds of SC interface acceleration for Falcon 9 [17]

Load description		Bound of SC interface acceleration
Max-Lateral	Lateral	2.0 G
	Axial	3.5 G
Max-Axial	Lateral	0.5 G
	Axial	6.0 G

Table 3. Acceleration upper bound of Camera C.G. according to MAC and Modal MAC for Falcon 9

DOFs	Modal MAC (A)		MAC (B)	Reduction ratio $\left(\frac{B - \max(A)}{B}\right)$
	Max-Lateral	Max-Axial		
x-dir.	9.16 G	5.36 G	17.40 G	47.36%
y-dir.	9.92 G	5.83 G	17.40 G	42.99%
z-dir.	16.25 G	14.58 G	18.90 G	14.02%

3.2 연성하중해석과의 비교검토

Modal MAC의 정확도를 검토하기 위해 MSC Nastran을 이용하여 가상의 연성하중해석을 수행하였다. 발사체 모델은 Fig. 5와 같이 빔 요소를 사용하여 Falcon 9 모델을 간략화한 모델을 사용하였다.

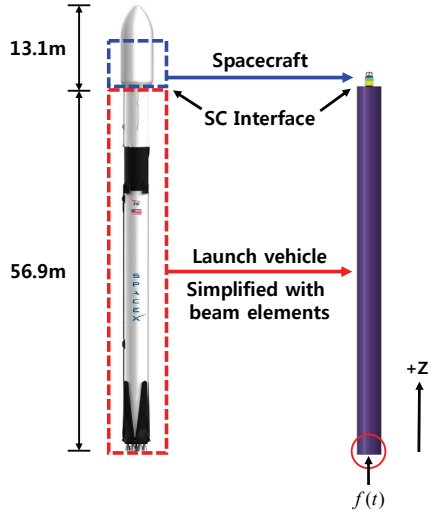


Fig. 5. Simplified assembly model for coupled loads analysis [17]

Table 4. Natural frequency and effective mass ratio for each mode less than 40 Hz for launch vehicle

Mode (No.)	LV fixed interface normal mode (Hz)	Effective mass ratio (%)		
		x-dir.	y-dir.	z-dir.
1	0.12 (LV Lateral mode)	44.4	17.2	0.0
2	0.12 (LV Lateral mode)	17.2	44.4	0.0
3	0.74 (LV Lateral mode)	0.4	19.1	0.0
4	0.74 (LV Lateral mode)	19.1	0.4	0.0
5	1.95 (LV Lateral mode)	0.4	6.4	0.0
6	1.95 (LV Lateral mode)	6.4	0.4	0.0
7	2.39 (LV Axial mode)	0.0	0.0	81.1
⋮	⋮	⋮	⋮	⋮
15	9.63	0.4	0.6	0.0
16	9.63	0.6	0.4	0.0
⋮	⋮	⋮	⋮	⋮
47	38.11	0.1	0.0	0.0
48	38.11	0.0	0.1	0.0

이때 해석의 단순화를 위해 발사체의 구조 및 연료 탱크의 위치에 따른 불균일한 질량 분포는 고려하지 않았으며, 비구조적 질량(Nonstructural mass)을 사용하여 발사체의 길이방향에 따라 균등한 질량 분포를 갖도록 가정하였다. 또한 발사체는 페어링(Fairing) 부분을 제외한 나머지 부분만을 고려하였으며, 빔 요소는 외경 1.85 m, 두께 3.5 mm인 원형 단면으로 설정하였다. Table 4에는 발사체 인터페이스 고정 시 발사체 모드에 대해 40 Hz 미만의 고유진동수 및 유효 질량을 나타내었다. 이로부터 10 Hz 미만의 모드에 전체 유효 질량의 대부분을 차지하는 공진모드들이 집중되어 있는 것을 알 수 있다.

각 모델에 사용된 절점 및 요소개수와 질량은 Table 5와 같다. 위성체와 발사체는 위성체 인터페이스 지점에서 무한강성 스프링을 통해 결합된다. 또한 위성체는 3.1절에서 생성하였던 CB 축약모델을 사용하였고, 발사체는 전체모델을 사용하였다. Table 6에는 위성체 축약모델/발사체 전체모델 및 위성체 전체모델/발사체 전체모델에 대한 고유진동수를 비교

Table 5. Number of nodes and elements and mass of each model

	Launch vehicle	Spacecraft	Assembly model
Number of nodes	1,139	4,378	5,517
Number of elements	1,138	4,280	5,418
Mass	549,054 kg	630 kg	549,684 kg

Table 6. Comparison of natural frequencies according to full SC and reduced SC

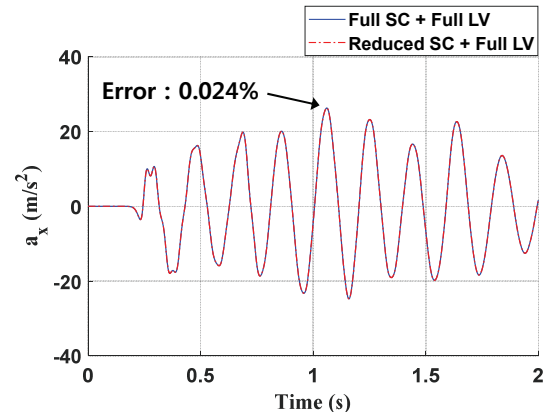
Mode (No.)	Natural frequency (Hz)		Relative error (%)
	Full SC + Full LV (Reference)	Reduced SC + Full LV	
1~6	0	0	N.A.
7	0.77	0.77	0.00
8	0.77	0.77	0.00
9	2.02	2.02	0.00
10	2.02	2.02	0.00
⋮	⋮	⋮	⋮
189	146.97	146.92	-0.04
190	147.94	147.93	-0.01
191	149.01	148.95	-0.04
192	149.01	148.95	-0.04

하였으며, 이로부터 위성체의 축약모델이 충분한 정확도를 갖는 것을 알 수 있다. 위성체/발사체 결합 모델의 연성하중해석을 수행하기 위해 Nastran SOL 112를 사용하여 총 2초간의 모달 과도 해석(Modal transient analysis)을 수행하였다. 이때 150 Hz 이하의 저차모드를 선택하여 총 192개의 모드를 고려하였다. 또한 댐핑의 경우 전체 모드에 1%의 모달 댐핑을 적용하였으며 쿨롱 댐핑, 구조 댐핑 등의 다른 댐핑들은 고려하지 않았다. 발사 하중은 간단한 사인파를 이용하여 발사체 하단에 주어지며, 이때 원하는 가속도를 주기 위해 거대질량법(Large mass method) [18]을 적용하였다. 모달 과도 해석 결과로 위성체 인터페이스에 대한 물리적 가속도 \ddot{u}_i 와 내부 자유도에 대한 모달 가속도인 \ddot{q}_i 가 계산된다. 이때 \ddot{q}_i 를 물리적 가속도로 변환하기 위해 2.1절의 식 (16)과 같이 CB 변환행렬인 $[\Phi^m \Phi^{nm}]$ 를 이용한다.

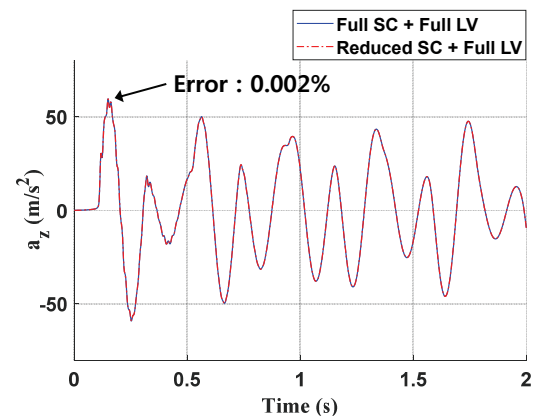
본 연구에서는 발사체 하단에 가해지는 발사 하중의 가진 방향에 따라 두 가지 케이스로 구분하였다. 첫 번째 케이스는 Lateral 방향(x축 방향)으로 0.6 G의 크기를 갖고 5 Hz, 10 Hz, 20 Hz, 40 Hz의 진동수를 갖는 사인파로 가진한다. 두 번째 케이스는 Axial 방향(z축 방향)으로 3.0 G의 크기를 갖고 5 Hz, 10 Hz, 20 Hz, 40 Hz의 진동수를 갖는 사인파로 가진한다. 이와 같이 진동수를 설정한 이유는 공진에 의한 영향을 비교하기 위해서이다. 또한 Table 2에 기술된 위성체 인터페이스의 최대 가속도는 정적 하중과 동적 하중의 합으로 나타내어지지만, 본 논문에서는 진동수 변화에 의한 공진 영향성 효과를 최대화하기 위하여 사인파의 동적 하중만을 발사 하중으로 선정하였다. 사인파의 크기는 5 Hz의 진동수를 갖는 발사 하중을 적용했을 때 연성하중해석으로 도출된 위성체 인터페이스의 가속도 응답이 발사체 매뉴얼에 기술된 위성체 인터페이스 가속도의 최대값보다 작도록 설정하였다.

먼저 연성하중해석을 통해 도출한 응답의 정확성을 검증하기 위해 Fig. 6과 같이 Lateral 및 Axial에 대한 대표 하중 케이스에 대해 발사체 전체모델과 위성체 전체모델을 결합한 모델과의 Camera C.G.에 대한 가속도 응답을 비교하였다. 이로부터 위성체 축약모델을 사용한 연성하중해석의 가속도 해는 위성체 전체모델을 사용한 경우와 비교했을 때 0%에 가까운 오차를 보이는 것을 알 수 있으며, 따라서 연성하중해석으로 도출한 응답이 충분한 정확성을 보이는 것을 알 수 있다.

Table 7에는 각 하중 케이스 별 연성하중해석 결과를 정리하였다. 이로부터 0.6 G 크기의 사인파로 가진하는 Lateral 케이스의 경우 위성체 인터페이스에 작용하는 가속도의 최대값은 Table 2의 발사체 사용자 매뉴얼에 기술된 위성체 인터페이스의 최대값보



(a) Lateral, 0.6 G, 5 Hz, sine wave



(b) Axial, 3.0 G, 5 Hz, sine wave

Fig. 6. Comparison of transient response of Camera C.G. according to full SC and reduced SC

다 작은 것을 확인하였다. 연성하중해석으로 계산한 Camera C.G. 가속도의 최대값은 Table 3의 Modal MAC으로 계산한 가속도 상계값보다 작은 것을 알 수 있다. 또한 Table 1, 4로부터 발사체 자체의 공진 모드 중 유효 질량이 큰 모드가 10 Hz 미만의 모드에 모여 있는 반면 위성체의 횡방향 모드는 약 25 Hz이므로 5 Hz의 발사 하중으로 가진하게 되면 0.6 G의 입력은 발사체 공진모드의 영향으로 인해 위성체 인터페이스에서 1.99 G로 증폭되고, 위성체 공진모드의 영향은 적게 받아 Camera C.G.에서 2.68 G로 약간 증폭된 것을 알 수 있다. 그러나 20 Hz의 발사 하중으로 가진하게 되면 발사체 공진모드의 영향이 줄어 위성체 인터페이스에서의 증폭은 1.08 G 수준으로 감소하나, 위성체 공진모드의 영향을 크게 받아 Camera C.G.에서 5.39 G로 큰 증폭이 발생하는 것을 알 수 있다. Fig. 7에는 Lateral 케이스 중 5 Hz, 20 Hz의 발사 하중일 때 최대 위성체 인터페이스 가속도 값을 갖는 순간의 변형 형상을 보여준다. 이로부터 20 Hz 대비 5 Hz일 때 발사체 공진모드의 영향을 크게 받는 것을 알 수 있다.

Table 7. Results of CLA for each load case

Load Case		Output point	Acceleration (G)		
			x-dir.	y-dir.	z-dir.
Max-Lateral		SC interface	2.0	2.0	3.5
Lateral (0.6 G)	5 Hz, sine wave	SC interface	1.99	0.00	0.00
		Camera C.G.	2.68	0.00	0.00
	10 Hz, sine wave	SC interface	1.96	0.00	0.00
		Camera C.G.	3.24	0.00	0.00
	20 Hz, sine wave	SC interface	1.08	0.00	0.00
		Camera C.G.	5.39	0.00	0.01
	40 Hz, sine wave	SC interface	0.93	0.00	0.00
		Camera C.G.	1.82	0.00	0.01
Max-Axial		SC interface	0.5	0.5	6.0
Axial (3.0 G)	5 Hz, sine wave	SC interface	0.00	0.00	5.80
		Camera C.G.	0.00	0.04	6.07
	10 Hz, sine wave	SC interface	0.00	0.00	5.62
		Camera C.G.	0.01	0.09	6.38
	20 Hz, sine wave	SC interface	0.00	0.00	5.70
		Camera C.G.	0.02	0.20	8.95
	40 Hz, sine wave	SC interface	0.00	0.00	8.27
		Camera C.G.	0.06	0.52	18.43

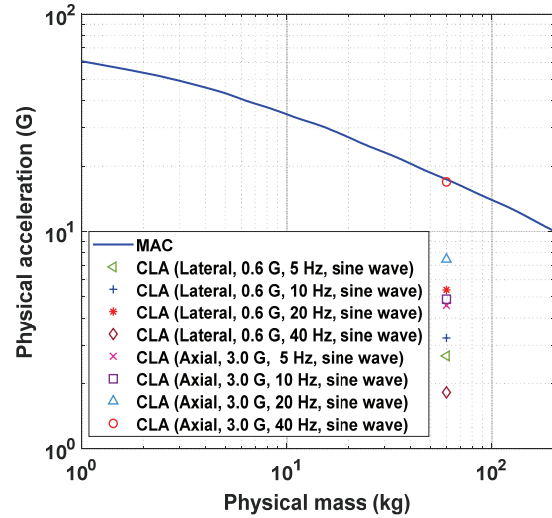


Fig. 8. Comparison of the physical acceleration according to MAC and CLA

3.0 G 크기의 사인파로 가진하는 Axial 케이스의 경우 발사 하중의 진동수가 5 Hz, 10 Hz, 20 Hz 일 때 위성체 인터페이스의 가속도 최대값은 발사체 사용자 매뉴얼의 위성체 인터페이스 최대값보다 작은 것을 알 수 있으며, 연성하중해석으로 계산한 Camera C.G. 가속도의 최대값은 Modal MAC으로 계산한 가속도 상계값보다 작은 것을 알 수 있다. 하지만 가진주파수가 40 Hz인 경우에는 위성체의 z축 방향 공진모드에 의한 영향을 크게 받아 연성하중해석으로 계산한 가속도의 최대값이 Modal MAC으로 계산한 가속도 상계값보다 큰 값이 도출되는 것을 알 수 있다.

또한 Fig. 8로부터 모든 하중 케이스에서 연성하중 해석으로 계산한 가속도의 최대값이 MAC으로부터 도출한 가속도 상계값(17.40 G, 17.40 G, 18.90 G)보다 작은 것을 알 수 있다. 이때 각 하중 케이스의 자유도 별로 가장 큰 가속도 값만 표시하였으며, z축 방향의 가속도의 경우 MAC과 비교를 위해 1.5 G 값을 빼서 표시하였다. Fig. 9에는 연성하중해석을 통해 계산한 위성체의 각 모드별 유효 질량에 따른 모달 가속도의 최대값을 표시하였으며, 이를 Modal MAC과 비교하였다. 위성체의 첫 번째 횡방향 공진주파수(25.44 Hz)를 고려하면 가진주파수가 공진주파수 25.44 Hz로부터 멀어질수록 동적인 응답이 작아진다. 따라서 Fig. 9(a)의 Lateral case에서는 20 Hz, 40 Hz, 10 Hz, 5 Hz 순으로 동적응답이 작아지는 것을 확인할 수 있다. 이와 마찬가지로 이유로 Fig. 9(b)의 Axial case의 경우, 가진주파수가 위성체의 첫 번째 종방향 공진주파수(53.71 Hz)로부터 멀어질수록 동적인 응답이 작아진다. 따라서 40 Hz, 20 Hz, 10 Hz, 5 Hz 순으로 동적응답이 작아지는 것을 확인할 수 있다. 특히 두 케이스 모두 가장 멀리 떨어진 5 Hz의 입력 하중에 대한 모달 가속도에 대해 Modal

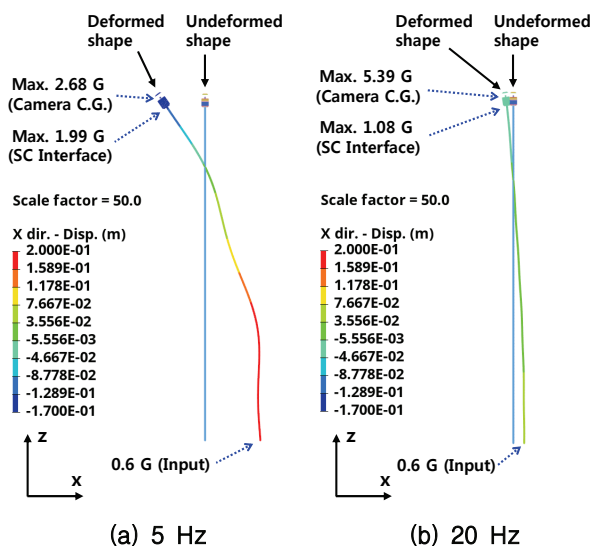
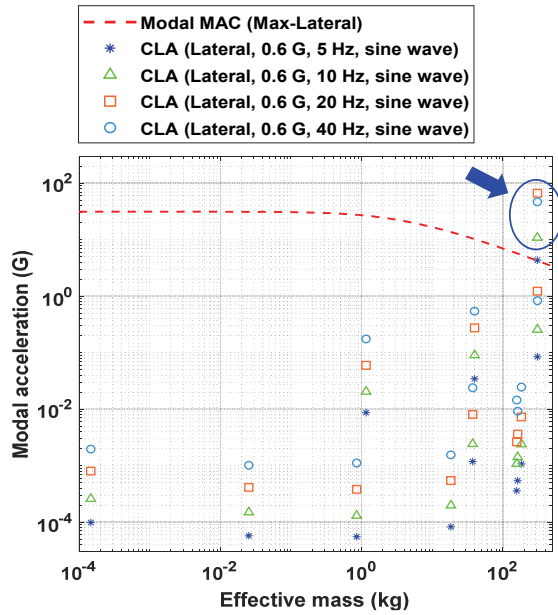
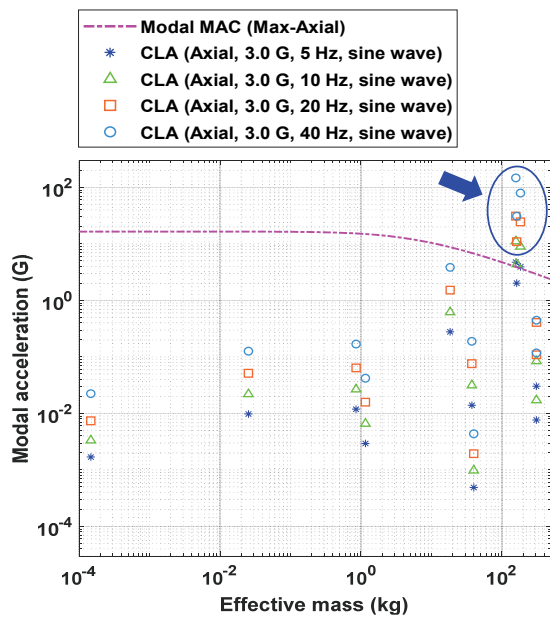


Fig. 7. Comparison of the deformed shapes of the SC/LV assembly model at maximum SC interface acceleration (Lateral case, 0.6 G sine wave)



(a) Lateral case



(b) Axial case

Fig. 9. Comparison of the modal acceleration according to Modal MAC and CLA

MAC이 경계를 이루는 것을 알 수 있으며, 화살표로 표시된 부분은 위성체에 의한 공진의 영향으로 인해 연성하중해석에 의한 모달 가속도가 Modal MAC보다 큰 값을 갖는 것을 알 수 있다. 이러한 결과들을 종합해보면, 발사 하중의 가진주파수와 위성체의 공진주파수가 충분히 분리된 경우에는 Modal MAC을 통해 적절한 상계해를 도출할 수 있다. 하지만 그렇지 않은 경우에는 상계해를 도출하지 못하는 것을 알 수 있다. 실제적인 인공위성 설계 적용관점에서

살펴보면 과학위성이나 큐브셋과 같이 위성체 질량이 상대적으로 작은 150 kg 이내의 소형/경량 인공위성의 경우 자체 공진주파수가 50 Hz 이상 수준이다[2,19-21]. 따라서 통상 발사 하중의 주파수 성분이 10 Hz 이내인 경우는 공진의 위험이 크게 없어 Modal MAC을 이용한 설계하중 설정이 무리가 없어 보인다. 그러나 위성체 질량이 1톤 이상인 다목적실용위성이나 정지궤도위성의 경우에는 횡방향 공진주파수가 10 Hz 후반에 형성되므로 약간의 공진에 의한 가속도 증폭이 발생할 수 있다. 따라서 Modal MAC을 적용하여 설계하중을 결정할 때 추가적인 가속도를 더 고려하거나 추후 연성하중해석을 통해서 그 결과를 재검토하는 것이 필요해 보인다. 또한 Modal MAC이 상계해를 도출할 수 있도록 발사체 특성계수의 적절한 보정이 필요할 것으로 판단된다.

IV. 결 론

본 연구에서는 Modal MAC을 이용하여 인공위성 탑재품의 설계하중을 도출하고 검증하였다. SpaceX사의 Falcon 9의 발사체 특성계수를 사용하여 Modal MAC을 계산하였으며, 이를 이용하여 간단한 위성체 모델의 탑재품에 대한 설계하중을 도출하였다. 이를 통해 MAC으로 도출한 설계하중에 비해 Modal MAC으로 도출한 설계하중이 덜 보수적이며 발사 하중에 의한 위성체 최대가속도를 적절히 예측함을 확인하였다. 또한 단순화된 발사체 모델과 위성체 모델을 결합하여 가상의 연성하중해석을 수행하여 위성체 탑재품의 설계하중을 계산하고 이를 Modal MAC을 이용하여 도출한 설계하중과 비교하였다. 그 결과, 연성하중해석으로 계산한 설계하중에 비해 Modal MAC으로 계산한 설계하중이 상계값을 갖는 것을 확인하였다. 또한 공진의 영향을 거의 받지 않는 입력 하중에 대해, 연성하중해석으로부터 계산된 유효 질량에 따른 모달 가속도에 대해 Modal MAC이 경계를 이루는 것을 확인하였으며, 따라서 이러한 결과들로부터 Modal MAC이 적절한 상계값을 도출하는 것을 확인하였다. 그러나 이러한 Modal MAC 방식은 소형/경량 인공위성처럼 발사 하중의 주파수와 위성체의 고유진동수가 충분히 분리된 경우에는 상계해를 도출하지만, 충분히 분리되지 못하는 경우에는 상계해를 도출하지 못함을 확인하였다. 따라서 이 경우에는 Modal MAC으로 도출된 설계하중이 충분히 상계해를 갖고 있는지를 연성하중해석결과와 비교분석이 필요함을 의미한다. 아울러 최근 들어 SpaceX와 같이 보다 많은 다수의 소형/경량 위성을 싸고 신속하게 동시발사가 요구되는 추세에서 이러한 적절한 탑재품의 설계하중을 산정하는 방법은 우리나라의 후속 인공위성 경량화 설계에 적절한 도움이 되리라 판단된다.

후 기

본 논문은 국방과학연구소의 2019 미래도전기술 개발사업 PM 기획사업(초소형 SAR 위성군 설계 및 제작을 통한 운용능력 확보)을 통해 도출된 연구 결과입니다.

References

- 1) Lim, J. H., Hwang, D.-S., Kim, K.-W., Lee, G. H. and Kim, J.-G., "A coupled dynamic loads analysis of satellites with an enhanced Craig-Bampton approach," *Aerospace Science and Technology*, Vol. 69, 2017, pp. 114~122.
- 2) Lim, J. H., Kim, K.-W., Kim, S.-H. and Hwang, D.-S., "Finite Element Model Updating and Validation of Satellites for Coupled Load Analysis," *Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences*, Vol. 41, No. 8, 2013, pp. 605~612.
- 3) Hwang, D.-S., Lee, Y.-S. and Kim, I.-G., "A Study on the Optimization of a Spacecraft Structure by Using Coupled Load Analysis Model and Modal Transient Analysis," *Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences*, Vol. 32, No. 6, 2004, pp. 34~48.
- 4) Hwang, D.-S., Lee, Y.-S. and Kim, I.-G., "Optimization of Spacecraft Structure by Using Coupled Load Analysis," *Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences*, Vol. 30, No. 4, 2002, pp. 106~113.
- 5) Kim, K.-W., Kim, S.-W., Lim, J.-H., Kim, C.-H. and Hwang, D.-S., "A Study on the Verifying Structural Safety of Satellite Structure by Coupled Load Analysis," *Journal of Satellite, Information and Communications*, Vol. 5, No. 1, 2010, pp. 63~68.
- 6) Lim, J. H., Hwang, D.-S., Sohn, D. and Kim, J.-G., "Improving the reliability of the frequency response function through semi-direct finite element model updating," *Aerospace Science and Technology*, Vol. 54, 2016, pp. 59~71.
- 7) Trubert, M., "Mass Acceleration Curve for Spacecraft Structural Design," *JPL D-5882*, NASA Jet Propulsion Laboratory, 1989.
- 8) Kern, D., "Science Instrument Design Loads," Joint JPL-UCB Random Vibration Workshop, NASA Jet Propulsion Laboratory, 2008.
- 9) Chen, B. C., "Modal MAC Analysis vs. Sine Vibe, A Case Study," NASA Jet Propulsion Laboratory, 2016.
- 10) Mourhatch, R., Chen, B.-C., Tsuha, W., Mohasseb, P. and Peng, C.-Y., "A Case Study of Modal Mass Acceleration Curve Loads vs. Sine Loads," NASA Jet Propulsion Laboratory, 2017 SLAMS Early Career Forum, 2017.
- 11) Tsuha, W. S. and Peng, C.-Y. P., "Modal MAC Launch Loads for SMAP Structural Design," NASA Jet Propulsion Laboratory, 2012.
- 12) Craig, R. R. and Bampton, B. C. C., "Coupling of Substructures for Dynamic Analyses," *AIAA Journal*, Vol. 6, 1968, pp. 1313~1319.
- 13) Kim, J.-G., Seo, J. and Lim, J. H., "Novel modal methods for transient analysis with a reduced order model based on enhanced Craig-Bampton formulation," *Applied Mathematics and Computation*, Vol. 344~355, 2019, pp. 30~45.
- 14) Go, M.-S., Lim, J. H., Kim, J.-G. and Hwang, K.-R., "A family of Craig-Bampton methods considering residual mode compensation," *Applied Mathematics and Computation*, Vol. 369, 124822, 2020.
- 15) Hurty, W. C., "A Criterion for Selecting Realistic Natural Modes of a Structure," *TM33-364*, NASA Jet Propulsion Laboratory, Pasadena, CA, 1967.
- 16) Wijker, J. J., *Spacecraft Structures*, Springer Science & Business Media, 2008.
- 17) *Falcon User's Guide*, SpaceX, 2020.
- 18) *MSC/NASTRAN Basic Dynamic Analysis User's Guide*, MacNeal-Schwendler Corporation, Vol. 68, 1993.
- 19) Cho, H.-K., Seo, J.-K. and Myung, N.-H., "Spectrum and Equivalent Transient Vibration Analysis of Small Composite Satellite Structure," *Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences*, Vol. 37, No. 6, 2009, pp. 586~594.
- 20) Song, S., Lee, S.-Y., Kim, H.-R. and Chang, Y.-K., "KAUSAT-5 Development and Verification based on 3U Cubesat Standard Platform," *Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences*, Vol. 45, No. 8, 2017, pp. 686~696.
- 21) Lim, J. H., "A correlation study of satellite finite element model for coupled load analysis using transmissibility with modified correlation measures," *Aerospace Science and Technology*, Vol. 33, No. 1, 2014, pp. 82~91.