

# 12U 큐브위성 경량화를 위한 구조설계 및 검증

## Structural Design and Verification of Weight Reduction for 12U Cube Satellite

안 찬 영

(Ahn Chan-Young)

지도교수 : 정 해 도

(Prof. Haedo Jeong)

**초록** 인공위성 발사에 드는 비용 중 상당 부분이 구조체 무게에 의존한다. 따라서, 요구조건을 만족한 구조체 경량화 연구가 필요하다. 특히 12U 규모의 큐브위성은 기존 큐브위성의 성능적 한계를 해결할 수 있으나, 상용화된 1U ~ 6U 규모와 달리 연구 개발 단계에 머무르고 있다. 본 연구에서는 기존 12U 위성의 비용 절감 및 성능 향상을 위해 구조체 경량화 최적 설계를 진행하였다. 구조적 안정에 영향을 주지 않는 구간을 제거하고 지지대를 추가하여 요구 강성을 만족하면서 무게 감량을 하였다. 또한, ANSYS Modal, Random Vibration 해석을 진행하여 구조체 안정성을 검증하였다. 그 결과로 초소형 인공위성에서 요구되는 안정성 조건을 만족하며 34%의 경량화를 달성하였다.

**ABSTRACT** Weight reduction of a satellite structure, which is one of the heaviest parts of a cube satellite, is discussed in this paper. The structural strength should be considered when attempting to reduce the structure weight. This paper presents the method for reducing the weight of Cube satellite structure, based on ANSYS analysis and engineer's intuition for optimal design. In this study, we proposed a structural design concept to reduces cost and improves mechanical durability by using a lightweight technique. The effectiveness of the design has been verified through structural analysis and vibration tests. Numerical simulation results showed that the Margin of Safety of the 12U structure was over 1.4 under the worst-case conditions. Our work allows 34% of lightweight by satisfying the requirement.

**Keywords** : CubeSat, Structural Analysis, Weight reduction

## 1. 서론

### 1.1 큐브위성 정의



**Figure 1.** 1U CubeSat CP1 (left), 3U CubeSat CP10(right)[Cal Poly]

일반적으로 위성을 분류할 때 무게를 기준으로 구분하며, 1000kg 이상은 대형 위성, 500kg 이상 1000kg 이하는 중형위성, 100kg 이상 500kg 이하는 소형위성, 1kg 이상 100kg 이하는 초소형 위성으로 분류한다.<sup>1</sup> 초소형 위성의 경우 대형 위성과 비교하였을 때, 개발에서 발사까지 드는 비용이 2500분의 1에 불과하며 소형화로 인해 쉽게 제작할 수 있다. 이 때문에 초소형 위성의 연구 및 상용화가 활발히 진행되고 있다.

큐브위성의 경우 1999년 미국의 칼 폴리(Cal Poly) 대학에서 규격을 발표하였으며, 초소형 위성의 발전은 큐브위성과 함께 시작되었다고 볼 수 있다. 큐브위성의 규격은 1U(Unit)당 크기를 10x 10 x 10cm<sup>3</sup> 및 무게는 1.3kg 이하로 정하고 있으며, 이는 큐브위성에 탑재되는 서브 시스템 간의 호환성을 높이고 제작 기간을 단축하는 효과를 가져왔다.<sup>2</sup>

## 1.2 큐브위성 연구 동향

초기 초소형 위성은 대학생들에게 위성 개발 경험을 제공하기 위한 교육적 목적으로 시작되었으나, 최근에는 초소형 위성의 제작 및 발사에 이르기까지 시장이 확대되고 관련 기업 또한 다수 출현하고 있다. 2017년 이후 발사가 급증하고 있으며, 이러한 추세는 Figure 2와 같이 지속할 것으로 예상된다.<sup>1, 3</sup>

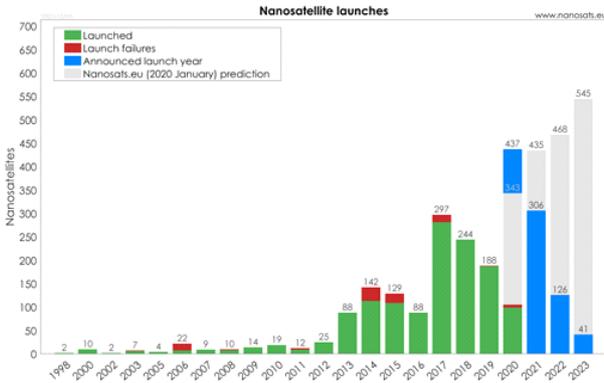


Figure 2. Number of nanosatellite launches

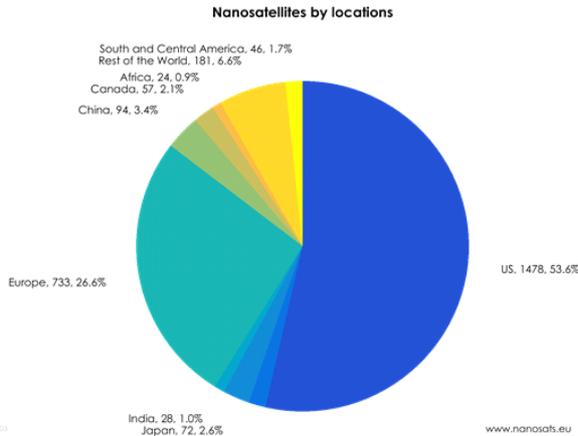


Figure 3. Nanosatellites by locations

특히, Figure 3에서 확인할 수 있듯이 초소형 위성 발사 수의 경우 미국이 가장 많으며, 국내보다는 서양권 국가에서 연구 및 개발이 활발히 이뤄지고 있음을 알 수 있다.<sup>3</sup>

국내의 큐브위성 연구 및 개발은 대학을 중심으로 진행되고 있다. 국내에서 개발된 큐브위성을 시기적으로 살펴보면, 2000년대에 경희대학교의 KHUSAT-01, 02 (CINEMA 2, 3호), 한국항공대학교의 한누리 1호 등 대학교에서 독자적인 큐브위성 개발을 시도하였다. 2012년부터는 한국항공우주연구원 주관의 큐브위성 경연대회를 통해 위성 개발이

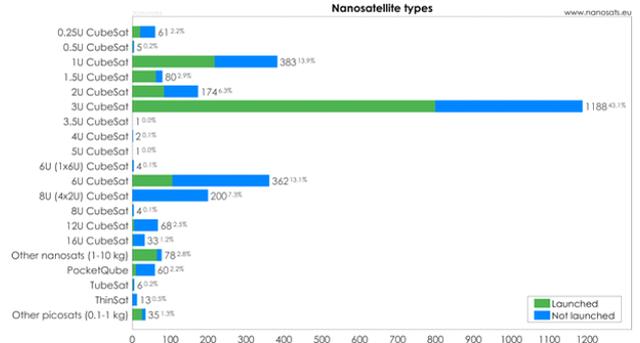


Figure 4. Nanosatellite types

이루어지고 있다. 그 외에도 2017년 한국항공우주연구원에서 6U급 초소형 위성 국산화 표준모델 및 비행모델 개발을 진행하였다. 최근 5년 사이에는 나라스페이스 테크놀로지, 솔탑 등 국내에서도 큐브위성과 관련한 산업체 또한 성장하고 있다.<sup>2, 4</sup>

해외의 큐브위성 연구 및 개발은 국내보다 활발히 진행되고 있다. 대표적으로 미국의 NASA는 Small Spacecraft Technology Program을 통하여 산업체, 대학 및 NASA 자체에서 1U~6U급 나노/초소형 위성의 기술개발 사업을 수행하였다. 국내와 달리 교육적 목적뿐만 아니라, 상업 목적으로도 상당수 개발 중이다. 대표사례로서, 미국 스타트업 중 하나인 플래닛(planet) 사는 100기 이상의 3U 큐브위성을 위성군 형태로 운영하여 지구 관측 영상을 제공한다.<sup>2</sup> 그 외에도 큐브위성용 플랫폼 생산을 하는 기업인 GOMSpace, Pumpkin, ISIS 등의 많은 기업이 큐브위성 시장에서 활동하고 있다.<sup>5</sup>

## 1.3 연구의 필요성

12U 큐브위성의 경우 기존 규모의 초소형 위성보다 성능적 한계를 극복할 뿐만 아니라, 경제적 이점 또한 얻을 수 있다. 그러나, Figure 4에서 볼 수 있듯이 1U~6U급 초소형 위성의 경우 활발히 연구 및 개발이 이루어진 반면 12U 규모의 위성은 아직 개발 단계에 있다. 작은 규모의 큐브위성의 경우 많은 수가 발사되어 운영 중이나, 12U의 경우 2024년 예정된 NASA의 ARTEMIS 프로젝트 등 발사 준비 단계에 있다. 따라서 이를 위해 12U 위성 구조체의 안전성을 고려한 최적화 설계가 필요하다.

본 연구에서는 기존 12U 위성의 비용 절감 및 성능 향상을 위해 구조체 경량화 최적 설계를 진행하였다. 인공위성 발사에 소요하는 비용 중 상당 부분이 무게에 의존하기 때문에, 최적 설계를 통한 경량화로 비용을 절감할 수 있다. 따라서, 구조적 안정에 영향을 주지 않는 구간을 제거하고 지지대를 추가하여 요구 강성을 만족하면서 무게 감량을 하였다. 또한, ANSYS Modal, Random Vibration 해석을 진행하여 구조체 안정성을 검증하였다. 그 결과로 초소형 인공위성에서

요구되는 안정성 조건을 만족하며 34%의 경량화를 달성하였다. 본 연구에서 제작한 구조체 모델의 경우 기존 모델 대비 발사비용에서 약 1억 원 이상 절감 가능성을 확인할 수 있다.

## 2. 본론

### 2.1 구조체 설계

본 연구에서는 12U 급의 초소형 위성의 구조체 최적 설계를 진행하고, 이를 ANSYS 해석을 통해 검증 후 구조체 개발을 목표로 하였다. 세부 연구 개발 목표 및 내용은 아래의 Figure 5와 같다.

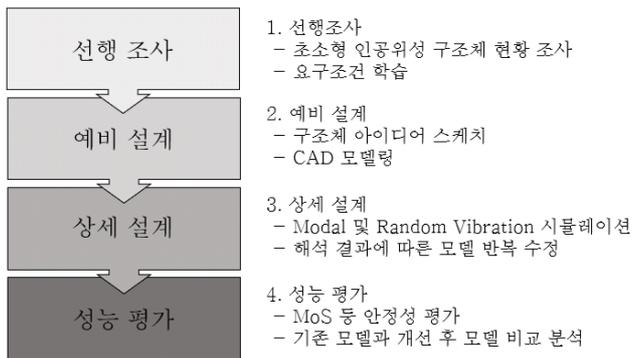


Figure 5. Research procedure

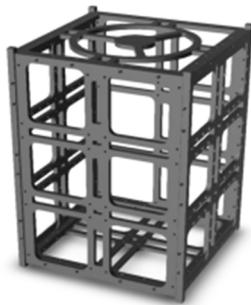


Figure 6. Existing Model

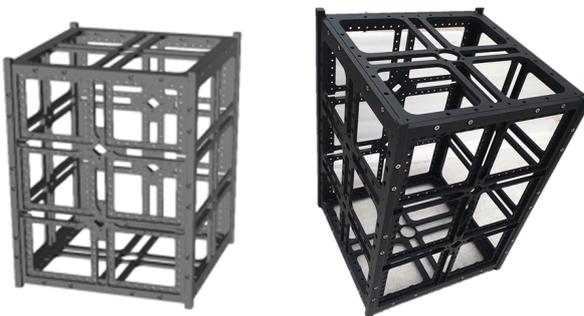


Figure 7. Final Model:  
CAD File (Left), Prototype(Right)

Figure 6(Left)은 구조체 설계를 위해 Nara space technology에서 제공한 기본 12U 구조체의 모델링 형상이다. P-POD에 장착되기 위한 기하학적 요건을 갖추었으나, 경제성을 위해 경량화가 필요하다. 경량화 후 최종 모델은 Figure 7에서 확인할 수 있다.

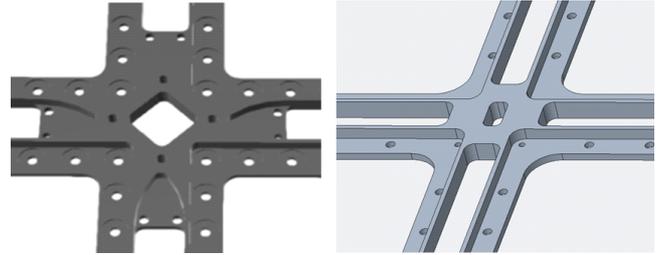


Figure 8. Back Part(Left), Front Part(Right)

구조체 경량화 설계를 위해 기존 모델 구조 해석 결과를 바탕으로 구조적 안정에 영향을 덜 미치는 구간을 제거하였다. 또한, 각 부품의 두께를 조금씩 줄여나가는 방향으로 경량화를 진행하였다. Front, Back의 두께를 8.5 mm에서 2~6 mm로 줄이는 작업을 거쳤다. Figure 8은 Front와 Back의 지지대를 나타낸다. 두께가 얇아짐으로써 발생하는 불안정성을 보완하기 위해 Front와 Back에 살 형태의 중간 지지대를 덧붙였다. 또한, Front와 Back 부품에 구멍을 삽입하여 무게 감량과 모듈 장착 범용성을 극대화하였다.

Table 1. Mass of Nanosatellite parts

(kg)	기존 모델	수정1	수정2	최종 모델
Front	0.47	0.449	0.31	<b>0.331</b>
Back	0.607	0.599	0.591	<b>0.431</b>
Top	0.428	0.36	0.202	<b>0.215</b>
Total	2.916	2.891	2.207	<b>1.955</b>

Table 1은 구조체 경량화 설계 후 부품별 무게를 나타낸 것이다. 부품 수정 후 2.2 구조 해석을 진행하는 Trial and error 방식으로 경량화를 진행하였다. 최종 모델의 경우 34% 경량화하여 기존 무게보다 약 1kg 감소했음을 볼 수 있다.

### 2.2 구조 해석(FEM)

위 방식으로 구조체의 경량화 작업을 반복 진행함과 동시에 구조체의 안정성을 확인하기 위해 Modal 및 Random vibration 해석을 진행하였다. 고유 진동수 해석, 진동해석이라 불리는 이 방법은 구조물이 가지고 있는 고유진동수와 진동수의 변형형상을 파악하여 동적 특성을 예측하는 것으로 공진파악과 일정한 주파수의 진동이 반복적으로 작용하는 인공위성 구조물에 필수적이다. 최종적으로 제작하기 이전에 해석을 통해 공진의 발생 여부와 형상의 취약부 파악을 통해

서 유연한 설계 수정의 반복으로 안정성을 높일 수 있는 장점이 있다.

### 2.2.1 해석 전처리 과정

위성체 모델의 원활한 해석을 위해 조립에 필요하지 않은 구멍을 없애는 단순화 과정을 거쳤다. 또한, 전처리 단계에서 Table 2의 알루미늄 6061의 물성값을 입력하였다. connection 단계에서는 볼트/너트로 조립하는 부분에 contact 조건을 주어 부품을 고정하였다. Modal 해석과 발사 환경에서 받게 되는 Random Vibration은 조립한 12U 모델에 대해 수행하였다.

**Table 2.** Material properties<sup>6</sup>

	Density ( $kg/m^3$ )	Young's Modulus ( $GPa$ )	Poissons's ratio	Yield Stress ( $MPa$ )
Al 6061 T6	2703	68.9	0.33	276

### 2.2.2 Modal Analysis

위성체는 발사체와의 공진을 피하기 위해서는 발사체의 진동 환경보다 10 Hz 이상 여유가 있는 고유진동수를 가져야 한다. 발사체 업체에서 제공한 발사 환경과 임무 요구조건에 따라 횡 방향으로 100 Hz, 종 방향으로 55 Hz 이상의 고유진동수를 확보해야 한다.<sup>7, 8</sup>

Modal Analysis를 진행하기 위해 위성체가 발사체에 장착되었을 때를 가정하여 양 끝 모서리에 Fixed Support로 고정하였다. Modal Analysis 결과는 1차부터 10차까지의 고유진동수로 나타내었으며, Table 3에서 Mode 주파수 중 최소 주파수인 Mode 1을 나타내었다. 그 결과로 큐브위성의 고유진동수가 100 Hz 이상이어야 한다는 요구조건이 충족됨을 확인하였다.

**Table 3.** Modal Analysis Result

	최소 주파수(Mode 1)
기존 모델	637.19Hz
수정1	550.36Hz
수정2	374.97Hz
<b>최종 모델</b>	<b>392.53Hz</b>

### 2.2.3 Random Vibration Analysis

발사 환경에서는 소음, 공기 마찰 등에 의한 랜덤 진동이 발생하며, 발사체에 따라 랜덤 진동 환경이 다르다. 이에 대한 안전성을 파악하기 위해서 NASA-GSFC-STD-7000A의 Qualification 수준 랜덤 진동 환경을 사용하였다. 그 상세 수치는 Table 4와 같다.<sup>7</sup>

**Table 4** Qualification ASD Level<sup>9</sup>

Frequency (Hz)	ASD Level ( $g^2/Hz$ )
20	0.026
20-50	+ 6 dB/oct
50-800	0.16
800-2000	- 6 dB/oct
2000	0.026

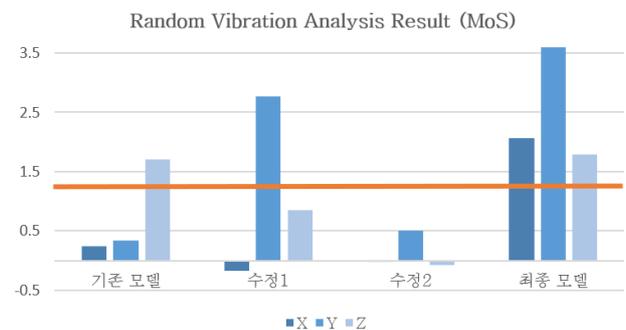
초소형 인공위성은 worst case design에서 고유진동수 100 Hz 이상이어야 하며, 식 (1)의 MoS 값 또한 모든 축 방향에서 1.4 이상이어야 안정성을 확보할 수 있다. 이를 고려하여 X, Y, Z축에 대해 수행한 랜덤 진동시험을 진행하였고, 최대 응력을 이용해 MoS를 구하였다.

허용 하중 276 MPa, 안전율 4에 따른 MoS(Margin of Safety) 값을 Table 5에 나타내었다.

$$MoS = \frac{\sigma_{allowable}}{FS \times \sigma_{max}} - 1 \quad (1)$$

**Table 5.** Random Vibration Analysis Result

	MoS(Margin of Safety)		
	X	Y	Z
기존 모델	0.24	0.34	1.7
수정1	-0.17	2.77	0.85
수정2	-0.02	0.5	-0.07
<b>최종 모델</b>	<b>2.07</b>	<b>3.6</b>	<b>1.79</b>



**Figure 9.** Random Vibration MoS by axis

Figure 9는 각 모델의 축별 MoS 값이 1.4 이상인지 확인할 수 있는 그래프이다. 모든 축에서 MoS가 1.4 이상인 조건을 최종 모델이 만족함을 확인하였다.

### 3. 결론

본 연구에서는 12U 구조체 경량화 및 최적 설계를 진행하였다. 경량화를 위한 설계를 진행하고, 구조 해석과 진동시험을 통해 안정성을 검증하였다. 본 12U 큐브위성에서는 무게 감량으로 인한 불안정성을 보완하기 위해 덧살 형태의 지지대를 추가하였으며, 여러 모듈의 장착을 위해 조립 구멍을 다수 구성하였다.

또한, 제안한 구조설계의 유효성 확인을 위해 모드 해석, 랜덤 진동해석을 진행하였고, 요구조건에 부합하여 설계의 타당함을 입증하였다. 그 결과로 34%의 경량화를 달성하였다. 본 연구에서 제작한 구조체 모델의 경우 기존 모델 대비 발사비용에서 약 1억 원 이상 절감 가능성을 확인할 수 있다.

경량화 작업으로 무게를 줄이며 반복 시험을 통해 안정성과 신뢰성 높은 본 모델은 12U 인공위성을 제작할 때 경량모델의 표본으로 사용될 수 있다. 같은 방법으로 12U보다 크기가 작은 위성에도 표본 구조체의 적용이 가능하여, 경제적인 효율성을 높일 수 있을 것이라 기대한다.

### 참고문헌

1. Xue, Y., Li, Y., Guang, J., Zhang, X., & Guo, J., "Small satellite remote sensing and applications - history", *current and future. International Journal of Remote Sensing*, **29**(15), 4339-4372 (2008).
2. Han, S., Choi, Y., Cho, D.-H., Choi, W.-S., Gong, H. C., Kim, H.-D., & Choi, G.-H., "Analysis of Cubesat Development Status in Korea", *Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences*, **45**(11), 975 - 988 (2017).
3. Nanosats Database, <http://nanosats.eu/> [Date:2020.10.21]
4. 한국항공우주연구원, "초소형위성을 이용한 미래 우주탐사 핵심기술개발 주요사업보고서", (2017. 01)
5. 교육과학기술부, "해외 경연대회 사례 분석을 통해 우주기술 저변확대를 위한 초소형 위성 프로그램 추진방향 연구", 정책연구 11-4, 12p (2011. 12)
6. [www.matweb.com](http://www.matweb.com)[Date:2020.10.21]
7. Yeon-Kyu Park, Geuk-Nam Kim, Sang-Young Park, "CubeSat Structural Analysis for CANYVAL-C Mission", *KSAS 2019 Spring Conference*, (2019).
8. Roethlisberger, G., "S3-C-STRU-1 - 6-Launch Environment", *EPFL Lausanne Switzerland*, pp 8 (2008).
9. NASA Goddard Space Flight Center, "General Environmental Verification Standard For GSFC Flight Programs and Projects, G S F C - S T D - 7 0 0 0 A " , <https://standards.nasa.gov/documents/gsfcl1-203> (2013).