

그물 기반 우주 물체 포획 기술을 위한 사출 메커니즘 설계

Ejection Mechanism Design for Space-net-based Active Debris Removal

김 세 준* · 송 다 한* · 김 혜 진* · 박 재 상** · 조 해 성†
Sejun Kim*, Dahan Song*, Hyejin Kim*, Jae-sang Park** and Haeseong Cho†

(Received March 4, 2024 ; Revised May 3, 2024 ; Accepted May 12, 2024)

Key Words : Active Debris Removal(우주 잔해물 능동 제거), Space Net(우주 그물), Spring Based Ejection Mechanism(스프링 기반 사출 메커니즘), Structural Analysis(구조 해석)

ABSTRACT

This paper presents an ejector for active debris removal using a space net. A non-explosive space-net ejection mechanism based on a spring's elastic restoration force was developed. Through a literature review, the key parameters for the ejection mechanism were defined. Then, a spring design that satisfies these parameters was developed and verified through numerical simulations. Based on the designed spring, a three-dimensional configuration of a single space-net ejector was developed. Structural analysis was conducted under static and dynamic conditions to investigate the relevancy of the design, accounting for the spring's elastic restoration force and launch environment. Finally, the ejector was fabricated, and the hold down and release mechanism was validated.

기 호 설 명

- $V_{\text{projectile}}$: 사출 속도
- $\alpha_{\text{projectile}}$: 사출 각도
- k : 스프링 상수
- F : 스프링 탄성 복원력
- σ_{maximum} : 최대 응력
- MOS : 안전 여유

1. 서 론

궤도상 서비스(on-orbit servicing, OOS)은 위성의 임무 연장을 목적으로 우주 공간상의 우주 물체들의 상태 점검(inspection), 자세 유지, 견인 및 이동(tug, relocation) 또는 수리(repair), 우주 잔해물 제거(debris

removal) 등의 서비스를 제공하는 것을 의미한다. 궤도상 서비스의 종류에는 궤도 폐기(de-orbit) 또한 포함되는데, 이는 우주 잔해물을 대상으로 능동적으로 제거하는 기술을 활용하는 것이다⁽¹⁾. 우주 잔해물은 우주 궤도상 존재하는 활용되지 않는 물체를 통칭하며, 임무 종료 또는 기능이 정지된 우주 비행체, 충돌에 의한 파편 등이 이에 해당된다⁽²⁾. 최근 전 세계적인 민간 우주 산업화 및 정부 주도의 올드 스페이스에서 민간 주도의 뉴스페이스 시대로 전환됨에 따라 이러한 우주 잔해물 수가 급증하며 우주 생태계를 파괴하고 있다. 이에 따라 국제연합(United Nations, UN) 외기권위원회는 우주 잔해물 경감 가이드라인을 채택하였으며⁽³⁾, 이를 준수하기 위해 국가에서 우주 잔해물 제거에 관한 연구가 활발히 진행되고 있다.

† Corresponding Author ; Member, Jeonbuk National University, Professor

E-mail : hcho@jbu.ac.kr

* Jeonbuk National University, Student

** Chungnam National University, Professor

‡ Recommended by Editor Gunwoo Noh

© The Korean Society for Noise and Vibration Engineering

우주 잔해물 제거를 위한 방법으로는 임무 종료 후 25년 이내에 지구 대기권에서 스스로 폐기하는 임무 후처리 방법(post-mission disposal)과 청소용 인공위성을 통해 우주 잔해물을 직접 제거하는 잔해물 능동 제거(active removal debris, ADR) 방법으로 구분할 수 있다⁽⁴⁾. 이 중 ADR 방법은 제거 방식에 따라 접촉식과 비접촉식으로 구분된다. Fig. 1과 같이 접촉식 제거 방법은 작살(harpoon), 로봇팔(robotics arm), 그물(net) 등과 같이 포획 목표물과의 물리적인 접촉이 필요한 기술을 포함한다. 비접촉식 제거 방법은 이온빔(ion beam) 및 레이저(laser) 등을 이용한 방법과 같이 포획 목표물과의 접촉을 요구하지 않으며 원거리에서 목표물의 물리적 거동을 유도하여 제거하는 기술이다^(5~10).

영국 Surrey space centre를 주도로 2014년부터 시작된 ‘removeDEBRIS’ 프로젝트의 일환으로 그물 및 작살을 이용한 포획 방법을 포함하여 다양한 우주 잔해물 포획 기술에 대한 연구가 수행되었다. 또한 실제 우주 환경에서 우주 그물 및 작살을 이용한 우주 잔해물 능동 제거 기술을 구현한 바 있다⁽¹¹⁾. 한국항공우주연구원은 2014년에 ‘우주과편 충돌위험 종합관리시스템개발 및 우주과편 제거시스템 연구’의 일환으로 우주과편 포획 시스템 지상 테스트베드(KARI capture test-bed, KARICAT)를 구현하였다. 지상 테스트베드는 캡처 디바이스로 집게팔이 부착되어 있는 체이서, 타겟, 무마찰 평판으로 구성되어 있다. 이를 이용하여 시각 기반 목표 물체 자율인지 및 자동 추적/접근 알고리즘을 구현하고 타겟을 집게팔로 붙잡는 데에 성공한 바 있다^(12,13).

우주 그물을 이용한 잔해물 능동 제거 방법은 다른 능동 제거 방법들과 달리 접촉 과정에서 부가적 우주 잔해물 발생 가능성이 낮으며, 비우호적 운동(non-cooperative behavior)을 하는 우주 잔해물의 포획이 가능하다는 장점이 있다⁽¹⁴⁾. 따라서 이 논문에서는 우주 그물 기반의 접촉식 제거 방법을 선정하였다. 우주 그물을 이용한 잔해물 제거 방법은 위성에 탑재된 우주 그물 사출장치로부터 투사체(projectile) 및 우주 그물을 사출시켜 잔해물을 포획한다. 사출 메커니즘에 따라 우주 그물 끝단에 연결된 투사체를 사출시키며, 투사체가 사출 및 가속화되면서 우주 그물이 사출된다. 우주 그물을 이용한 우주 잔해물 제거 과정은 Fig. 2와 같이 ① 위성의 근접 기동, ② 우주 그물 사

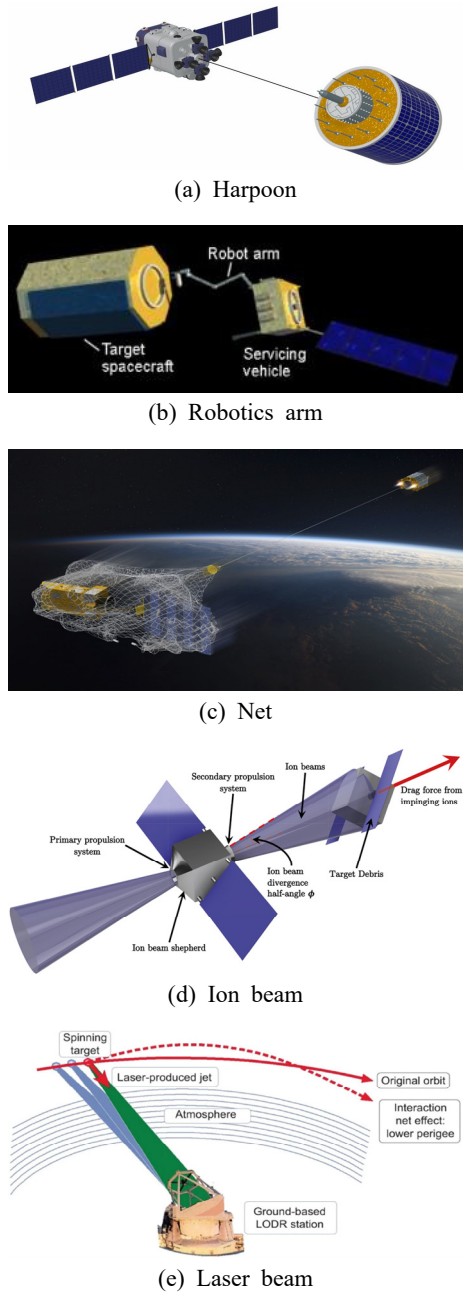


Fig. 1 Various type of ADR mechanism

출-전개, ③ 우주 잔해물 포획, ④ 견인줄(tether)을 이용한 우주 잔해물 견인의 4단계로 구성될 수 있다⁽¹⁵⁾. 우주 그물을 이용한 우주 잔해물 포획 과정에서 원활한 임무 수행을 위해서는 적절한 우주 그물 사출 메커니즘을 선정하고, 정립한 설계 요구 조건을 만족하

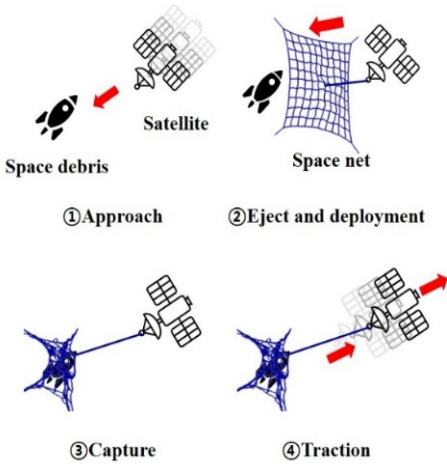


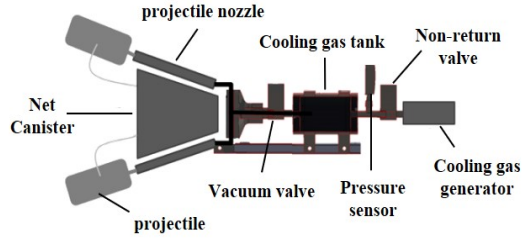
Fig. 2 Sequence of active debris removal using space net

도록 하는 메커니즘 설계가 요구된다. 또한, 설계한 메커니즘에 적용되는 정적 하중 및 발사 환경에서의 동적 하중에 대해 설계 요구조건을 만족하도록 하는 설계가 요구된다. 이에 따라 이 연구에서는 정립한 설계 변수의 요구조건을 만족하며, 작용하는 하중에 대한 설계 요구조건을 만족하도록 하는 우주 그물 사출 메커니즘을 설계하였다. 우주 그물 사출을 위한 메커니즘으로 스프링의 탄성 복원력을 이용한 스프링 기반 비폭발식 사출 메커니즘을 선정하였으며, 이에 대한 설계 변수 및 설계 요구 조건을 정립하였다. 설계 요구 조건을 만족하도록 하는 스프링 설계와 동역학 사출 시뮬레이션을 통한 스프링 설계안의 타당성을 확인하였다. 스프링 설계 제원을 토대로 스프링 기반 비폭발식 사출 메커니즘을 설계하였으며, 이에 대한 3차원 형상을 구현하였다. 설계한 사출 장치의 구조 해석을 통한 설계안의 적절성을 검토하였다. 마지막으로 3D 프린팅을 통한 사출장치의 실물을 제작하였으며, 구속 강구 및 직류모터 기반 구속 분리장치 메커니즘의 구동 가능성을 시험적으로 확인하였다.

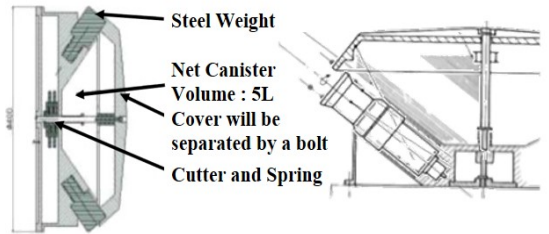
2. 우주 그물 사출 메커니즘 구조 설계

2.1 스프링 기반 비폭발식 우주 그물 사출 메커니즘

우주 그물 기반 ADR 기술은 우주 그물의 사출을 위해 각 모서리에 위치한 투사체를 사출시키는 동력



(a) Pneumatic net gun mechanism



(b) Spring-based ejection mechanism

Fig. 3 Space net ejection mechanism

원이 요구된다. 동력원을 얻는 방식으로는 압축 가스 분사 기반 사출 메커니즘(pneumatic net gun mechanism)과 압축 스프링 기반의 사출 메커니즘(compression spring-based ejection mechanism) 등이 존재한다. 가스 분사 기반 사출 메커니즘은 Fig. 3(a)와 같이 냉각 가스를 압축시키고 압축가스를 분사시켜 투사체의 사출 및 우주 그물을 전개하는 방식이다⁽⁶⁾. 압축 스프링 기반의 사출 메커니즘은 Fig. 3(b)처럼 압축 스프링을 압축시켜 탄성 복원력을 유도하고 탄성 복원력에 의해 투사체가 사출 및 가속화됨에 따라 연결된 그물이 사출되는 방식이다⁽⁷⁾.

가스 분사 기반 사출 방법은 메커니즘의 구조가 상대적으로 복잡하며, 압축된 가스를 순간적으로 방출시키기 때문에 이에 대한 반력이 크게 작용하게 된다. 무중력 상태의 우주 공간에서 큰 반력은 위성의 자세 제어 또는 우주 그물 사출 각도 변화 등에 영향을 줄 우려가 있다.

한편, 압축 스프링 기반의 사출 방법은 메커니즘이 비교적 간단한 구조를 이루며, 고온이나, 저온 등의 영향이 적다. 또한, 화학적인 반응을 요구하지 않기 때문에 발사 환경 및 작용 반력 측면에서도 상대적으로 유리할 수 있다. 이에 따라 이 논문에서는 우주 그물을 사출하기 위한 메커니즘으로 압축 스프링의 탄성 복원력을 이용한 사출 메커니즘을 선정하였다. 스프링 기반 우주 그물 사출 메커니즘은 스프링을 압축시킨

후 구속 및 해제하여 스프링 탄성 복원력을 유도하고 스프링 탄성 복원력에 의해 투사체 및 우주 그물이 사출된다. 따라서 메커니즘 구동 시, 압축 스프링의 압축력을 유지하기 위한 구속력 및 구속을 해제하기 위한 메커니즘이 요구된다. 이에 따라 이 논문에서는 비폭발식 분리 메커니즘을 추가로 고려하였다.

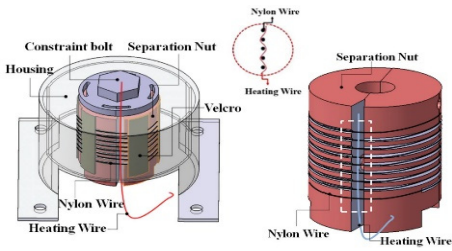
비폭발식 분리 메커니즘은 열선 절단 방식의 구속 분리 장치(release mechanism using heating wire cutting method), 비폭발식 저충격 분리 장치(non-explosive low-shock separation device), 구속 강구 및 직류모터 기반 분리 장치(release mechanism using holding ball and DC motor) 등이 있다. Fig. 4(a)의 열

선 절단 방식의 구속 분리장치는 열선을 작동시켜 구속을 해제하는 방식으로, 메커니즘의 구동 시 충격이 적으며, 발사 환경에 대한 구조 건전성 확보가 가능하다⁽¹⁸⁾. Fig. 4(b)의 소형 위성용 비폭발식 저충격 분리 장치는 형상기억합금을 활용하는 방법으로 메커니즘 구동 시 충격이 적고 손상 가능성이 적지만, 무게와 공간상의 제약이 존재한다⁽¹⁹⁾. Fig. 4(c)의 직류 모터 기반 분리 장치는 하우징에 의한 구속 강구의 구속 이후에 직류 모터의 회전으로 구속이 해제되는 방식으로, 별도의 부품 교체 없이 재사용이 가능하며 구조적 간결성 측면에서 이점이 있다⁽²⁰⁾.

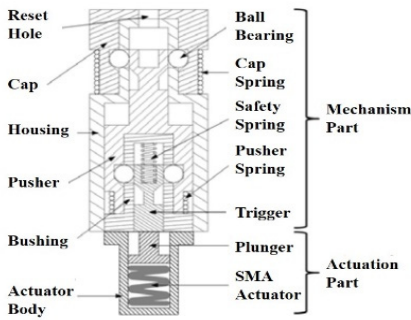
이에 따라 구조적 간결성 및 재사용 가능성을 고려한 구속 강구 및 직류 모터 기반의 비폭발식 분리 메커니즘을 스프링 기반 우주 그물 사출 메커니즘으로 선정하였다.

2.2 스프링 기반 우주 그물 사출 메커니즘 설계 변수 정립

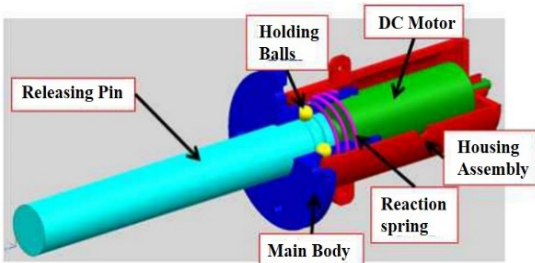
우주 그물의 사출 및 전개 시, Fig. 5와 같이 우주 잔해물 포획 임무 성공 여부에 영향을 미치는 주요 설계 변수로는 투사체의 개수, 사출 속도($V_{\text{projectile}}$), 사출 각도($\alpha_{\text{projectile}}$) 등이 존재한다⁽²¹⁾. 이러한 설계 변수들에 따라 우주 그물의 최대 전개 면적, 이동 거리 및 이동 시간이 상이한 특성을 보인다. 따라서 우



(a) Release mechanism using heating wire cutting method



(b) Non-explosive low-shock separation device



(c) Release mechanism using holding ball and DC motor

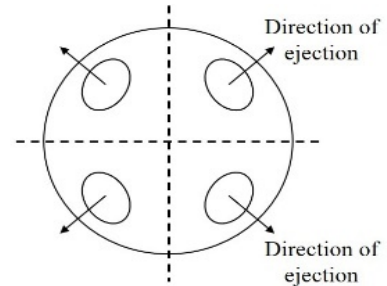
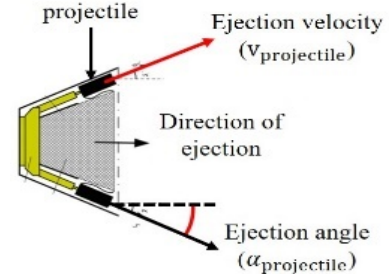


Fig. 5 Design parameters of ejection mechanism

Fig. 4 Hold down and release mechanism

주 그물 사출 설계 변수에 따른 민감도 분석을 수행한 선행연구⁽²¹⁾를 토대로 우주 그물 사출 속도, 사출 각도 등의 주요 설계 변수를 정립하였다. 결과적으로 이 논문에서는 Table 1과 같이 주요 설계 변수 및 요구 조건으로 사출 속도 2.5 m/s 이상, 사출 각도 30°, 투사체의 개수 4개로 정립하였다.

2.3 스프링 설계 및 3차원 CAD 모델링

이 논문에서 도출한 사출장치는 압축 스프링의 탄성 복원력을 이용하며, 앞서 정립한 주요 설계 변수의 요구 조건을 만족하도록 하는 스프링 설계가 요구된다.

이에 따라 요구 사출 속도를 충분히 만족할 수 있는 탄성 복원력을 도출할 수 있는 스프링 형상을 설계하였다. Table 2와 같이 먼저 식 (1) 및 식 (2)를 통해 스프링 제원에 따라 스프링 상수(k) 및 스프링 탄성 복원력(F)을 도출하였다.

$$k = \frac{Gd^4}{8N_a D^3} \tag{1}$$

$$F = kx \tag{2}$$

다음으로, 사출 각도에 따른 목표 사출 속도 만족 여부를 확인하기 위해 상용 다물체 동역학 시뮬레이션 프로그램 NX simulation을 사용하여 스프링 설계 제원에 대한 사출 시뮬레이션을 수행하였다. 앞서 도출한 스프링 탄성 복원력을 투사체가 사출되는 방향

으로 적용하였으며, 무중력 조건으로 가정하였다. Fig. 6과 같이 시뮬레이션 수행 결과 설계한 스프링 제원에 대한 사출 속도가 약 4.25 m/s로 도출되어 정립한 목표 사출 속도를 만족함을 확인하였다.

설계한 스프링 제원을 고려하여 투사체 사출을 위한 사출장치 설계안을 도출하였다. 3차원 CAD로 구현한 사출장치는 Fig. 7에 나타내었으며, 지그(jig), 하우징(housing), 본체(body), 투사체(projectile), 구속 강구(holding balls), 압축 스프링(compression spring), 직류 모터(DC motor)로 구성된다.

최종적인 메커니즘의 구동 방식은 다음과 같이 ① 구속, ② 해제 그리고 ③ 사출의 과정으로 요약할 수 있으며, 각 과정은 Fig. 8에 제시하였다.

① 구속: 초기 상태에서 구속 강구에 의해 투사체 및 본체가 구속된다. 이후 구속된 투사체 및 본체를 포함한 사출 장치가 지그에 결합되며, 이때 하우징의 하단부와 모터에 부착되어 있는 혼(horn)의 상단은 접촉 및 고정되어 있다.

② 해제: 지그에 부착된 모터가 작동하면서 혼과 접촉되어 있던 하우징이 회전하여 구속 강구가 본체 및

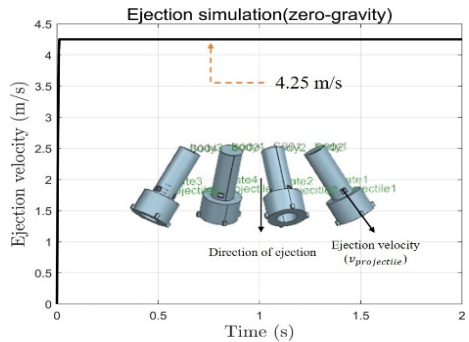


Fig. 6 Result of ejection velocity

Table 1 Design parameters of the present ejection mechanism

| | |
|---|---------|
| Ejection velocity ($v_{\text{projectile}}$) | 2.5 m/s |
| Ejection angle ($\alpha_{\text{projectile}}$) | 30° |
| The number of projectiles | 4 |

Table 2 Specification of the spring for the present ejector

| | |
|---|--------|
| Transverse elastic modulus (stainless steel, G) | 69 GPa |
| Spring wire diameter (d) | 2.5 mm |
| Average diameter (D) | 28 mm |
| Number of turns (N_a) | 6 |
| Compression displacement (x) | 33 mm |

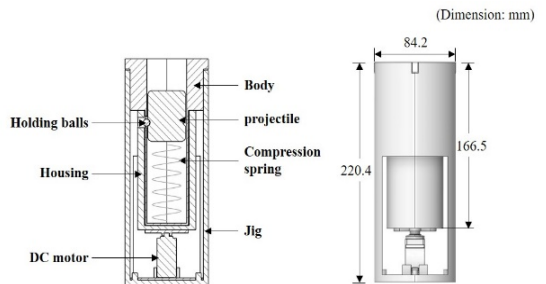


Fig. 7 3D CAD model of the present spring-based ejector

하우징의 홈에 빠지면서 이탈하게 된다.

③ 사출: 구속 강구의 이탈에 의한 투사체의 구속 해제 및 스프링 탄성 복원력 작용으로 인해 투사체가 사출된다.

3. 메커니즘 설계안의 수치적/시험적 검토

이 연구에서 설계한 스프링 기반 비폭발식 우주 그물 사출 메커니즘은 초기에 투사체가 구속 강구에 의해 구속된 상태이며, 이후 구속이 해제되면서 사출되는 방식이 적용되었다. 초기 투사체의 구속 시 사출장치는 스프링 탄성 복원력을 지속적으로 받게 된다. 이때, 작용하는 하중에 따른 각 구성품에서의 최대 응력(maximum stress)이 재료의 허용 응력(allowable stress)을 초과한다면, 구성품의 소성 변형(plastic deformation) 혹은 파단까지 이르게 된다. 이는 우주 잔해물 포획 임무 성공 여부에 영향을 끼치며, 설계한 스프링의 탄성 복원력에 대한 구조적 강건성 확보가 필수적으로 사전에 요구된다. 또한, 사출장치는 위성에 탑재되어 지상에서 발사되고 궤도에 도달하기까지 발사체에 의해 극심한 발사 하중(저주파진동, 랜덤 하중) 및 소음에 노출된다. 따라서 발사 환경으로 인해

발생하는 소음 및 진동은 위성체 및 탑재 부품의 기능 저하를 유발하며, 설계 단계에서 이러한 발사 환경에 대한 고려가 필요하다^(22,23).

이에 따라 스프링 탄성 복원력에 의해 발생하는 정적 하중 및 발사체로부터 전달받는 가진에 대한 우주 그물 사출 장치의 구조적 강건성을 평가하기 위해 정적 및 동적 해석을 수행하였다.

설계된 사출장치의 탄성 복원력 및 발사 환경 랜덤 진동하중에 대한 강건성 평가는 식 (3)을 통해 도출한 안전여유(margin of safety, MOS)로부터 수행되었다. 설계 안전계수(safety factor, SF)는 선형 논문을 기준으로 우주환경에 적용되는 일반적인 안전계수 1.4를 적용하였으며⁽²⁴⁾, 구조 해석을 통해 도출한 응력 분포를 고려하여, 안전여유가 0보다 큰 값이 나오도록 요구 조건을 설정하였다⁽²³⁾.

$$MOS = \frac{\sigma_{allowable}}{SF \times \sigma_{max}} - 1 \geq 0 \tag{3}$$

3.1 유한요소 해석 모델 구축

설계한 우주 그물 사출장치의 구조적 강건성 평가를 위해 상용 유한요소 해석 프로그램 ANSYS를 활용하였다. 사출장치 구성 부품 중 지그, 투사체, 본체, 하우징 및 모터 혼은 Aluminum Alloy 7075를 적용하였으며, 구속 강구는 ASTM A36 steel을 적용하였다. 각 재료의 상세 물성 정보를 Table 3에 나타내었다. 사출장치의 이산화를 수행하였다. 10절점 사면체 요소를 적용하였으며, 절점 수 342 023개, 요소 수 212 739개로 전체 형상에 대한 이산화를 수행하였다. 경계 조건은 Fig. 9와 같이 사출장치의 하단부 및 상단부에 고정 조건(fixed support)을 적용하였다. 랜덤진동해석에서는 4개의 투사체 사출이 가능한 사출장치의 전체 형상에 대해 단일 사출장치의 하단이 고정되어 있는 상황을 고려하여 하단부에 고정 조건을 부여하였다. 이때, 사출장치의 실제 발사 환경을 고려한 무중력 상태로 가정하였다.

3.2 정적 구조 해석

이 연구에서 설계한 스프링 기반 비폭발식 사출 장치 투사체의 초기 구속 시에 스프링 탄성 복원력이 사출장치에 적용된다. 이에 따라 우주 그물이 사출되는 방향(+Y)으로 앞서 도출한 스프링 탄성 복원력을

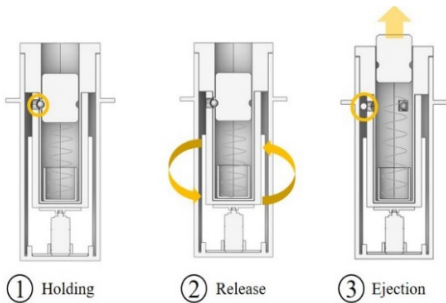


Fig. 8 Ejection procedure of the present ejector

Table 3 Material properties employed in the present spring-based ejector

| | AA 7075 | ASTM A36 |
|--|---------|----------|
| Young' modulus [E, GPa] | 71 | 200 |
| Poisson's ratio [ν] | 0.33 | 0.3 |
| Density [ρ, kg/m ³] | 2770 | 7850 |
| Yield strength (σ _{allowable}) | 280 | 250 |

투사체 하단면에 적용하였다. 정적 구조 해석을 통해 각 부품에 적용된 재료에 대한 최대 응력(von-mises)을 도출하였으며, Table 4에 나타내었다. 전체 구성 부품 중 본체에 구속 강구와 접촉된 부분에서 Fig. 10과 같이 약 3.2 MPa의 최대 응력이 도출되었다. 다음으로 도출한 응력장 및 재료의 허용 응력에 따른 각 부품에 대한 안전 여유를 Table 4와 같이 분석하였다. 본체, 투사체, 하우징 및 구속 강구에서 안전 여유가 모두 0 이상임을 확인하였다.

3.3 동적 구조 해석

위성 진동해석의 대표적인 랜덤진동은 불규칙진동으로써 확률론적 접근 방법(power spectral density, PSD)에 의해 해석을 수행한다. PSD 형태의 가진 종류로는 변위, 속도, 가속도 등이 있으며, 입력 가진으로써 사용될 수 있다⁽²⁵⁾. 이 연구에서는 Table 5와 같이 차세대 소형 위성의 본체 및 탑재체를 포

함한 랜덤 진동 시험 요구사항에 따라 설계한 사출 장치의 랜덤진동해석을 수행하였다. 경계 조건으로 설정한 사출장치의 하단 고정부로부터 랜덤진동 입력 가진을 x축, y축, z축 방향의 모든 좌표축에 Table 5의 값을 적용하였다.

이에 따라 입력한 랜덤 가진에 대한 각 구성품의 응력장을 도출하였다. x축, y축, z축 방향의 입력 가진에 대한 최대 응력은 모터와 모터 혼의 접촉부에서 도출되었으며, 이 중, Fig. 11과 같이 z축 가진 입력에 대해 약 20 MPa로 가장 큰 응력이 도출되었다. 이때,

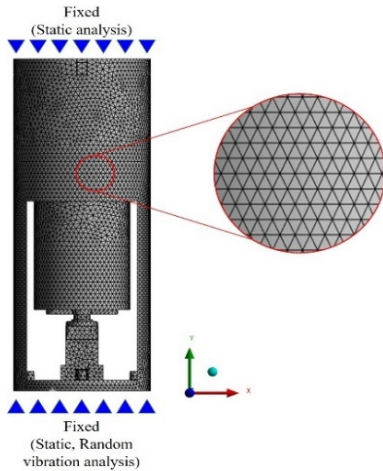


Fig. 9 FEA model for structural analysis of the present spring-based ejector

Table 4 Evaluation of the present spring-based ejector for the static analysis

| | Maximum stress [σ_{max} , MPa] | Safety margin |
|---------------|--|---------------|
| Body | 3.2 | 61.5 |
| Projectile | 1.9 | 104 |
| Holding balls | 2.9 | 60.6 |
| Housing | 0.8 | 249 |

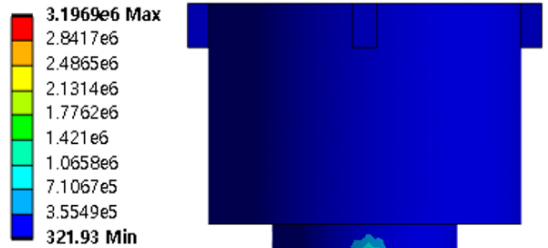


Fig. 10 Maximum stress obtained by the static analysis

Table 5 Random vibration test level

| Frequency [Hz] | Acceleration PSD [g^2/Hz] |
|----------------|-------------------------------|
| 20 | 0.013 |
| 50 | 0.08 |
| 800 | 0.08 |
| 2000 | 0.013 |
| Overall | 10 grms |

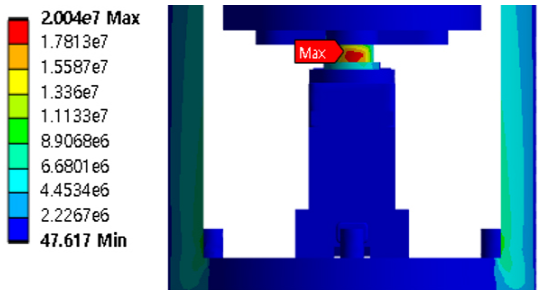


Fig. 11 Maximum stress obtained by the random vibration analysis

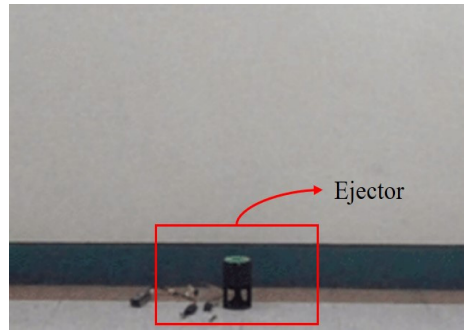
Table 6 Evaluation of the present spring-based ejector for the random vibration analysis

| | | Maximum stress [σ_{max} , MPa] | Safety margin |
|---------------|---|---|---------------|
| Body | x | 5.5 | 35.3 |
| | y | 0.4 | 499 |
| | z | 3.2 | 61.5 |
| Projectile | x | 1.9 | 104 |
| | y | 0.25 | 713 |
| | z | 1 | 199 |
| Holding balls | x | 3.6 | 48 |
| | y | 0.3 | 665 |
| | z | 1.4 | 126 |
| Housing | x | 4.5 | 43 |
| | y | 0.2 | 999 |
| | z | 5.6 | 34.7 |
| Horn | x | 11 | 17 |
| | y | 0.45 | 443 |
| | z | 20 | 9 |

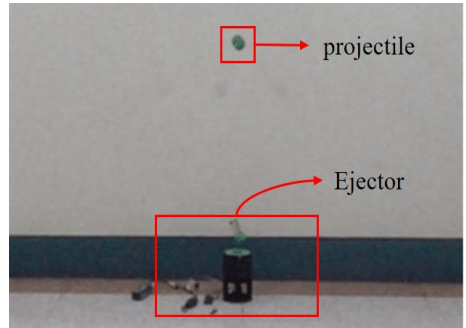
Table 6과 같이 각 부품의 도출된 응력에 대한 안전 여유를 분석하였다. 모든 방향의 가진에 대해 각 부품의 응력장이 0이상임을 확인하였다. 이에 따라 설계한 스프링 기반 비폭발식 사출장치가 랜덤진동 환경에서 설계 요구조건을 만족함을 확인하였다.

3.4 구속 분리장치의 시험적 평가

이 논문에서 사용한 구속 강구 및 직류 모터 기반의 구속 분리장치 유효성 입증을 위해 3D 프린팅을 통한 메커니즘의 실물을 제작하였다. 또한 설계한 메커니즘의 구동 시험을 위해 항공용 송수신기를 이용하여 원격으로 모터를 제어하였다. 결과적으로 Fig. 12와 같이 구속 강구를 이용한 투사체, 본체 및 하우징의 완전한 구속과 직류 모터를 이용한 구속 해제가 원활하게 이루어짐을 확인하였다.



(a) Hold down



(b) Release & ejection

Fig. 12 Validation of Hold down and release mechanism

4. 결 론

이 연구에서는 우주 잔해물 포획을 위한 ADR 기술로써 우주 그물 기반의 포획 메커니즘을 설계하였다. 이때, 선행연구 조사를 통한 스프링 탄성 복원력 기반의 사출 메커니즘을 선정하였다. 또한, 투사체의 원활한 구속 및 해제를 위해 구속 강구 및 직류 모터를 이용한 분리 메커니즘을 고려하였다. 메커니즘의 기본 형상과 설계 변수 및 설계 요구조건은 선행연구를 참고하여 정립하였다. 이를 통해, 설계 요구 조건을 만족하도록 하는 스프링을 설계하였으며, 동역학 시뮬레이션을 통한 스프링 설계의 타당성을 확인하였다. 기설계한 스프링 제원을 토대로 우주 그물 사출을 위한 스프링 기반 비폭발식 사출 메커니즘의 3차원 형상을 도출하였으며, 설계한 스프링의 탄성 복원력을 고려한 정적 해석과 발사 환경을 고려한 랜덤진동해석을 수행하였다. 각 해석을 통해 도출한 응력장 및 적용한 재료의 항복 응력을 고려한 안전 여유를 분석하여 정

적/동적 상황에서 설계한 사출장치가 안전 여유를 고려한 설계 요구조건을 만족함을 확인하였다. 마지막으로 3D 프린팅을 이용하여 제안한 메커니즘의 구동 가능성을 시험적으로 확인하였다.

향후 4개의 투사체 사출을 위한 사출장치 전체 형상의 3차원 모델을 구현하고, 지상시험을 통한 메커니즘의 실증을 위해 사출장치의 축소 형상 구현 및 제작을 수행할 것이다.

후 기

이 논문은 2023년 국립대학육성사업의 지원을 받아 수행되었습니다.

References

- (1) Kim, H.-D., 2022, Recent Status and Future Prospects on On-orbit Servicing, *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 50, No. 8, pp. 559~572.
- (2) Guerra, G., Muresan, A. C., Nordqvist, K. G., Brissaud, A., Naciri, N. and Luo, L., 2017, Active Space Debris Removal System, *INCAS Bulletin*, Vol. 9, No. 2, pp. 97~116.
- (3) Mejía-Kaiser, M., 2020, *The Geostationary Ring*, Brill, Netherlands, Annex 2, Space Debris Mitigation Guidelines of the Committee on the peaceful Uses of Outer Space, United Nations, pp. 390~394.
- (4) Choi, S., 2023, Study on the Feasibility of Space Weapon Development Utilizing Active Debris Removal Techniques and Understanding of Space Maneuver Warfare, *Journal of Space Technology and Applications*, Vol. 3, No. 2, pp. 165~198.
- (5) Jankovic, M., Yüksel, M., Babr, M. M., Letizia, F. and Braun, V., 2020, Space Debris Ontology for ADR Capture Methods Selection, *Acta Astronautica*, Vol. 173, pp. 56~68.
- (6) Ledkov, A. and Aslanov, V., 2022, Review of Contact and Contactless Active Space Debris Removal Approaches, *Progress in Aerospace Sciences*, Vol. 134, 100858.
- (7) Nishida, S.-I. and Kawamoto, S., 2011, Strategy for Capturing of a Tumbling Space Debris, *Acta Astronautica*, Vol. 68, No. 1-2, pp. 113~120.
- (8) Raguraman, S., Sarath, R. N. S. and Varghese, J., 2020, Space Debris Removal: Challenges and Techniques-A Review, *Proceedings of the 8th International Conference on Reliability, Infocom Technologies and Optimization (Trends and Future Directions) (ICRITO)*, pp. 1361~1366.
- (9) Hakima, H. and Emami, M. R., 2018, Assessment of Active Methods for Removal of LEO Debris, *Acta Astronautica*, Vol. 144, pp. 225~243.
- (10) Baba, M. H., Manzoor, M. M. M., Singh, A., Kumar, R. and Thakur, A. K., 2023, Review Analysis of Problems Associated with the Various Space Debris Removal Methods, *Materials Today: Proceedings*.
- (11) Aglietti, G. S., Taylor, B., Fellowes, S., Ainley, S., Tye, D. et al., 2020, RemoveDEBRIS: An In-orbit Demonstration of Technologies for the Removal of Space Debris, *The Aeronautical Journal*, Vol. 124, No. 1271, pp. 1~23.
- (12) Kim, H. D., 2021, The Current Status of Korea Aerospace Research Institute in Space Debris-related Technologies, *KSAS Magazine*, Vol. 15, No. 3, pp. 57~68.
- (13) Cho, D. H., Choi, W. S., Kim, J. H., Kim, M. K. and Kim, H. D., 2017, Analysis of Test Result for Test for KARI Capture Test-bed, *Proceedings of the KSAS Annual Spring Conference*, pp. 327~328.
- (14) Wormnes, K., Le Letty, R., Summerer, L., Schonenborg, R., Dubois-Matra, O. et al., 2013, ESA Technologies for Space Debris Remediation, *Proceedings of the 6th European Conference on Space Debris*, pp. 1~8.
- (15) Kim, H. M., Song, D. H., Cho, H. S. and Park, J. S., 2023, Comparative Study on Deployment Characteristics upon Space-net Design Parameters for Active Space Debris Removal, *Transactions of the Korean Society for Noise and Vibration Engineering*, Vol. 33, No. 4, pp. 360~371.
- (16) Caudill, D., Caudill, G., Meyer, K. D., Kent, G. M., Tarwater, J. and Butler, E., 2014, A Pneumatic Net Gun Method for Capture of Great Egrets (*Ardea Alba*), *Waterbirds*, Vol. 37, No. 4, pp. 457~461.
- (17) Bischof, B., 2003, ROGER - Robotic Geostationary Orbit Restorer, *Proceedings of the 54th International Astronautical Congress of the International Astronautical Federation, the International Academy of Astronautics, and the International Institute of Space Law, IAC-03-IAA.5.2.08*.
- (18) Oh, H.-U. and Jeon, S.-H., 2013, Functional Verification of Engineering Model of Non-explosive Shockless

Holding and Release Mechanism using Heating Wire Cutting Method, Transactions of the Korean Society for Noise and Vibration Engineering, Vol. 23, No. 5, pp. 401-406.

(19) Park, H. J., Tak, W. J., Han, B. K., Kwag, D. G., Hwang, J. H. and Kim, B. K., 2009, Non-explosive Low-shock Separation Device for Small Satellite, Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences, Vol. 37, No. 5, pp. 457-463.

(20) Tak, W. J., Jo, J. U., Lee, M. S. and Kim, B., 2010, Release Mechanism for Small Satellite using Micro DC Motor, Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences, Vol. 38, No. 8, pp. 767-773.

(21) Botta, E. M., 2018, Deployment and Capture Dynamics of Tether-nets for Active Space Debris Removal, Doctoral Dissertation, McGill University, Montréal, Canada.

(22) Lim, J. H., Kim, H. B., Kim, K. W., Kim, S. W. and Hwang, D. S., 2010, Design and Analysis of LEO EO Satellite for Vibration Reduction, Proceedings of the KSNVE Annual Spring Conference, pp. 552-553.

(23) Kim, H.-B., Seo, H.-S. and Moon, S.-M., 2000, Design and Verification of Satellite Electronic Equipment with the Consideration of Random Vibration while Launching, Proceedings of the KSNVE Annual Spring Conference, pp. 1246-1251.

(24) Jung, I. H., Park, T. W., Han, S. W., Seo, J. H. and Kim, S. H., 2004, Structural Vibration Analysis of Electronic Equipment for Satellite under Launch Environments, Journal of the Korean Society for Precision Engineering, Vol. 21, No. 8, pp. 120-128.

(25) Cho, H.-K., Seo, J.-K. and Myung, N.-H., 2009, Spectrum and Equivalent Transient Vibration Analysis of Small Composite Satellite Structure, Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences, Vol. 37, No. 6, pp. 586-594.



Sejun Kim received his B.S. degree in Aerospace Engineering from Jeonbuk National University in 2023. He is currently a M.S. candidate in the Department of Aerospace Engineering at Jeonbuk National University.

His research interests include computer-aided engineering for active debris removal mechanism and structural mechanics.



Dahan Song received her B.S. degree in Aerospace Engineering from Jeonbuk National University in 2023. She is currently an M.S. candidate in the Department of Aerospace Engineering at Jeonbuk National University. Her research interests include computer-aided engineering for structural dynamics and active debris removal mechanisms.



Hyejin Kim received her B.S. degree in Aerospace Engineering at Jeonbuk National University in 2020. She is currently a Ph.D. candidate in the Department of Aerospace Engineering at Jeonbuk National University. Her research interests include data-driven computational methods using AI, structural mechanics, and model order reduction.



Jae-sang Park received Ph.D. degree in Mechanical and Aerospace Engineering, from Seoul National University, Seoul, Korea in 2006. Dr. Park is currently a professor, Department of Aerospace Engineering, Chungnam National University, Daejeon, Korea.

His research interests include aerospace structural analyses and rotorcraft aeromechanics analyses.



Haeseong Cho received B.S. degree in Aerospace Engineering from Korea Aerospace University in 2011 and his M.S. and Ph.D. in Mechanical and Aerospace Engineering from Seoul National University in 2013 and 2017, respectively. He is currently

an associate professor of Aerospace Engineering at Jeonbuk National University. His research interests include computational methods in structures, structural dynamics and aeroelasticity, multiphysics/multiscale simulation.