

생체 모방 우주 그물을 이용한 우주 물체 포획 시뮬레이션

장미¹, 신현철¹, 심창훈¹, 박재상^{1,†}, 조해성²¹충남대학교 항공우주공학과²전북대학교 항공우주공학과

Capture Simulation for Space Objects Using Biomimetic Space Nets

Mi Jang¹, Hyun-Cheol Shin¹, Chang-Hoon Sim¹, Jae-Sang Park^{1,†} and Hae-Seong Cho²¹Department of Aerospace Engineering, Chungnam National University²Department of Aerospace Engineering, Jeonbuk National University

Abstract

This paper investigates the capture of a 12U-sized CubeSat space object using a spider-web structure-based space net. The structural dynamics analysis program ABAQUS is used to simulate the shock-absorbing capability of the space net with a diagonal length of 2.828 m. The space object is modelled as a rigid body, and the space net is modelled using non-linear elastic beam elements. The simulations reveal that the spider-web structure-based space net outperforms the squared space net of the same structural weight in capturing the space object. The numerical simulations are conducted to examine the successful or unsuccessful captures of the space object in various cooperative and non-cooperative motions.

초 록

본 연구에서는 우주 그물의 우주 물체 포획 성능을 향상시키기 위하여 충격 흡수의 이점을 가지는 거미집 구조의 생체 모방 우주 그물을 이용한 우주 물체 포획 시뮬레이션을 수행하였다. 포획 시뮬레이션은 비선형 구조 동역학 해석 프로그램인 ABAQUS를 이용하여 수행하였다. 우주 물체는 12U 크기의 CubeSat을 강체로 모델링하였다. 거미집 구조의 우주 그물은 대각선 길이가 2.828 m이며, 탄성보 요소를 이용하여 구현하였다. 동일 중량의 정사각형 우주 그물의 포획 시뮬레이션 결과와 비교하여 생체 모방 우주 그물의 포획의 우수성을 확인하였다. 또한, 거미집 구조의 우주 그물을 이용하여 우호적 및 비우호적으로 운동하는 우주 물체를 포획하는 수치 시뮬레이션을 수행하였으며, 우주 물체의 포획 성공 및 실패 사례를 조사하였다.

Key Words : Space object(우주 물체), Space net(우주 그물), Spider-web(거미집), Biomimetics(생체 모방), Capture simulation(포획 시뮬레이션)

1. 서 론

최근 우주 발사체와 위성 분야에 대한 혁신적인 기술 발전으로 인하여 우주 개발의 비용 및 진입장벽이

급격하게 낮아짐에 따라 우주 개발의 상업화가 가속화되는 뉴스페이스 시대로 전환되었다. 대표적으로 SpaceX社의 Starlink 및 BlueOrigin社의 Kuiper 프로젝트와 같은 다수의 소형 위성을 사용한 거대군집 임무가 실현되면서 지구 저궤도 상의 소형 위성의 수는 기하급수적으로 증가하고 있으며 [1], 이와 함께 우주 쓰레기의 양도 매년 꾸준히 증가하고 있다. 또한 최근에는 여러 국가의 자국 위성 요격시험으로 인한 고의적인 파괴와 위성간의 상호 충돌로 인하여 파편화된 우주 쓰레기도 대량으로 양산되었다(Fig. 1, [2]). 인공

Received: Aug. 10, 2022 Revised: Oct. 25, 2022 Accepted: Oct. 26, 2022

† Corresponding Author

Tel: +82-42-821-6682, E-mail: aerotor@cnu.ac.kr

© The Society for Aerospace System Engineering

위성과 우주 쓰레기를 포함하는 개념인 우주 물체는 지구 저궤도를 기준으로 약 7.5 km/s의 속도로 운동하므로, 인공위성 및 우주정거장 등의 우주 구조와 충돌 시 고장 및 파괴와 같은 심각한 문제를 일으킬 수 있다. Fig. 2에서 볼 수 있듯이, 유럽 우주국(ESA, European Space Agency)과 미국 항공우주국(NASA, National Aeronautics and Space Administration)의 시뮬레이션에 의하면 추가적인 우주 물체의 생성이 없더라도 현존하는 우주 물체의 상호 간의 자연적인 충돌로 인하여 우주 물체의 수는 지속해서 증가될 것으로 예측된다[1]. 따라서 인공위성 및 우주 정거장의 안전한 임무 운용을 위하여 임무 종료 후 25년 내에 폐기(PMD, Post Mission Disposal)를 90% 이상 수행하면서 매년 최소 5개 이상의 우주 물체를 제거해야 한다[3-5]. 그러나 제거해야 할 우주 물체는 다양한 크기 및 형상을 갖기 때문에 다양한 크기의 우주 물체를 제거하기에 비교적 유리한 우주 그물이 주목 받고 있다[6]. 우주 그물을 이용한 우주 물체 제거 방식(Fig. 3, [7])은 청소 위성으로부터 사출된 우주 그물을 이용하여 우주 물체를 포획한 후 궤도를 이탈시키는 방식으로 우주 물체의 크기, 형태, 자세, 및 회전속도에 대한 제약이 적으므로, 다양한 형상의 우주 물체 포획이 가능하다. 더불어, 정밀한 센서나 구동기 없이 비우호적(non-cooperative)으로 회전하는 우주 물체에 대한 포획이 가능하다는 장점이 있다[8]. 청소 위성에서 사출 가능한 여러 개의 우주 그물을 탑재할 경우 한 번의 임무로 다수의 우주 물체를 제거할 수 있어 경제적이다[9]. 우주 그물 개발에 관련된 다양한 연구들이 수행되어 왔으나, 실제 우주 환경에서의 우주 물체 포획 시연 연구에 대한 일부 연구[10, 11]를 제외하고서는 지상에서는 우주 환경을 구현하기 쉽지 않은 관계로 우주 그물의 포획 시뮬레이션 연구가 활발히 수행되었다[12-18]. 수직 접촉력 및 마찰력을 고려한 접촉 동역학(contact dynamics) 모델의 우주 그물을 모델링하고 우주 발사체 상단의 모양과 유사한 원통형 우주 물체를 포획하는 시뮬레이션 연구가 수행되었다[12]. 우주 그물의 자체 충돌(self-collision)이 우주 물체 포획에 미치는 영향을 파악하기 위하여 우주 그물의 기하학적 특성에 따른 자체 충돌 감지(self-collision detection) 알고리즘이 제안되었다[13]. Cosserat rod theory를 이용하여 우주 그물의 거동을 표현하는 포획 시뮬레이션 연구가 수행되었으며, 무중력 환경이 구현된 비행 시험에서 그물을 이용한 축소 위성 모델에 대한 포획 시험 결과와의 비교를 통하여 상호 검증 연구가 수행되었다[14, 15]. 우주 그물 구조에 대한 질량-스프링(mass-spring) 모델링 기법과 절대 절점 좌표 공식(ANCF, Absolute Nodal

Coordinate Formulation) 기반의 모델링 기법이 우주 물체 포획 시 우주 그물의 거동에 미치는 영향에 대하여 시뮬레이션을 통해 비교 분석되었으며, 무중력 환경의 시험 결과와의 비교를 통하여 검증되었다[16, 17]. 그러나 우주 그물을 이용한 대부분의 선행연구들은 우주 그물의 모델링 시 간단한 사각형의 우주 그물만을 이용하였다. 우주 그물의 형상은 우주 물체 포획 시 충격 흡수 성능에 영향을 주기 때문에, 우주 물체의 포획 신뢰성을 높이기 위한 우주 그물의 형상의 선정이 필요하다. 오랜 시간의 진화를 통해 최적화된 자연계의 생물체들이 가진 형태, 구조 및 기능들을 모방 및 응용하여 활용하는 생체 모방 기술을 기반으로 우주 그물 구조를 거미집 구조 형상으로 구현이 가능하다. 거미집 구조는 다양한 생체 모방 구조 중 물리적 충격을 흡수하고 높은 구조적 안정성을 가지므로[19] 우주 물체의 포획을 위한 우주 그물 구조로의 적용 연구가 수행되었다[20]. 거미집 구조 형상의 우주 그물의 우수함을 에너지 소산 관점에서 기술하는 연구가 수행되었으며, 이때 충돌 시뮬레이션에서 발생하는 변형에 대하여 조사하였다[21]. 하지만, 아직까지 거미집 형상의 우주 그물 구조의 다양한 설계 변수의 변화에 따른 우주 물체 포획 시뮬레이션 연구는 수행된 바가 없다.

따라서 본 연구에서는 비선형 구조 동역학 해석 프로그램인 ABAQUS를 이용하여 충격 흡수의 이점을 갖는 거미집 구조의 생체 모방 우주 그물을 이용한 우주 물체 포획 시뮬레이션을 수행한다. 먼저 동일 중량의 정사각형 우주 그물의 포획 시뮬레이션 결과와의 상호 비교를 통해 생체 모방 우주 그물의 포획 성능의 우수성을 확인한다. 이후 우호적 운동(cooperative motion)으로 정의되는 직선 병진 운동의 우주 물체에 대한 포획 시뮬레이션을 수행하여 우주 그물의 우주 물체 포획 메커니즘을 파악하고, 생체 모방 우주 그물의 설계 변수에 따른 우주 물체의 포획 성공 및 실패 사례를 조사한다. 마지막으로 다양한 조건으로 회전하는 비우호적 운동(non-cooperative motion)의 우주 물체에 대한 포획 시뮬레이션을 수행하여 우주 물체의 회전 운동이 포획에 미치는 영향을 조사한다.

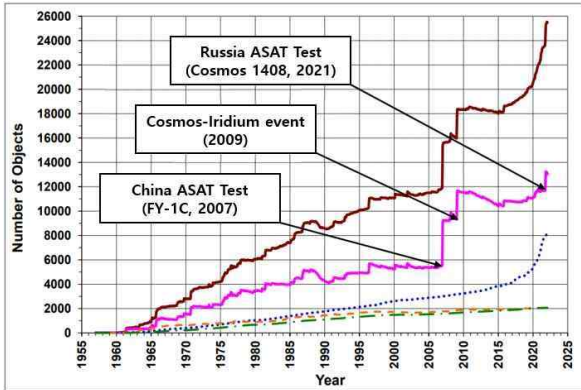


Fig. 1 Historical increase of objects based on data available on 1 March 2022[2]

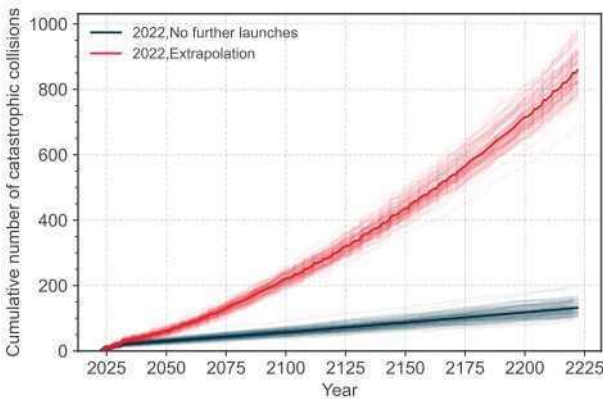


Fig. 2 Number of cumulative collisions in LEO from the simulated scenarios of long-term evolution of the environment[1]

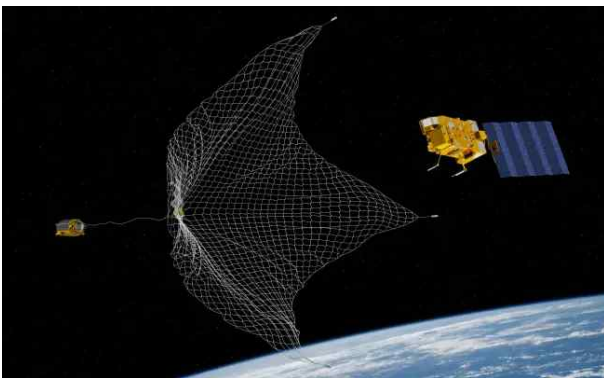


Fig. 3 Concept of space net capture[7]

2. 연구 방법

2.1 우주 물체 포획 시뮬레이션 기법

본 연구의 우주 물체 포획 시뮬레이션에서는 우주 그물의 비선형성 및 기하학적 대변형 거동을 표현하기 위하여 ABAQUS의 외연적(Explicit) 기법을 이용한 비선형 동적 해석 기반의 충돌 및 접촉 해석을 수행한다.

외연적 기법의 경우 반복 계산을 통하여 강성 행렬의 해를 구하는 내연적(Implicit) 기법과 달리, 현재 계산 시점의 가속도를 이용하여 다음 계산 시점에서의 동적 거동을 계산하므로 내연적 기법에 비하여 수렴성이 높다는 장점이 있다[22]. 또한 General contact 기법을 사용하여 우주 그물과 우주 물체 간의 접촉(Contact pair)과 더불어 우주 그물 간의 자가 접촉(Self-contact)을 구현하였다. 우주 그물과 우주 물체의 접촉에는 마찰 계수 0.18을 사용하였으며, 우주 그물 간의 자가 접촉에는 마찰 계수 0.3을 이용하였다[23].

본 포획 시뮬레이션 연구를 위하여 사용한 가정 조건은 다음과 같다. 우주 그물은 완전 전개되어 우주 물체를 포획하는 단계에 있다. 포획 시뮬레이션은 우주 물체와 우주 그물의 랑데부 이후를 고려하므로 우주 물체의 상대 접근 속도는 우주 그물의 사출 속도와 동일하며 선행연구[24]를 참고하여 10 m/s로 가정한다. 더불어 우주 물체가 우주 그물의 중앙부에 수직 방향으로 충돌하는 이상적인 포획 상황을 이용하였다. 또한, 우주 공간의 미소 중력 및 미소 대기를 고려하지 않고 모든 중력 및 대기 조건을 무시하였다.

2.2 우주 그물 및 우주 물체의 모델링

본 연구에서 사용된 우주 물체는 태양 전지판이 완전히 전개된 ANGELS 큐브 위성(Fig. 4(a))의 형상을 기반으로 12U 크기(0.2 m × 0.2 m × 0.34 m, Fig. 4(b))의 큐브 위성으로 가정되었다. 우주 물체는 우주 그물보다 강성이 매우 크므로 본 연구에서는 강체로 구현하였다. 또한, 우주 물체의 무게 중심 위치에 병진 및 회전 자유도를 갖는 Reference node를 모델링하여 우주 물체의 중량(27 kg) 및 거동을 나타내었다.

생체 모방 우주 그물의 기본 모델(Fig. 5)은 자연계의 거미집 구조를 모사한 정팔각형 형상으로 대각선의 길이가 2.828 m이며, 원형 단면 반지름(n)은 0.0005 m이다. 반지름 방향과 원주 방향의 그물이 각각 $l=0.2$ m와 $m=45^\circ$ 의 간격으로 배치된다. 이때, 선행 연구[25]의 정사각형 우주 그물의 크기를 기반으로 하여 우주 물체(Fig. 4(b)) 포획 성공을 위한 생체 모방 우주 그물의 기본 모델의 크기를 선정하였다. 총 8개의 Flying mass는 Flying mass arm에 의하여 우주 그물의 각 꼭지점과 연결되어 있다. Flying mass는 포획 과정에서 우주 그물이 우주 물체를 감싸게 해주는 역할을 하며[26], 절점 요소인 집중 질량(0.25 kg)으로 구현되었다. 우주 그물은 총 4,848개의 2절점의 B31 탄성보 요소를 사용하여 모델링되었다. 가볍고 유연하며 높은 인장 강도를 가진 Kevlar 49를 우주 그물의 구조 재료로 이용하였으며, 자세한 물성치 정보를 Table 1에 정리하였다[27].

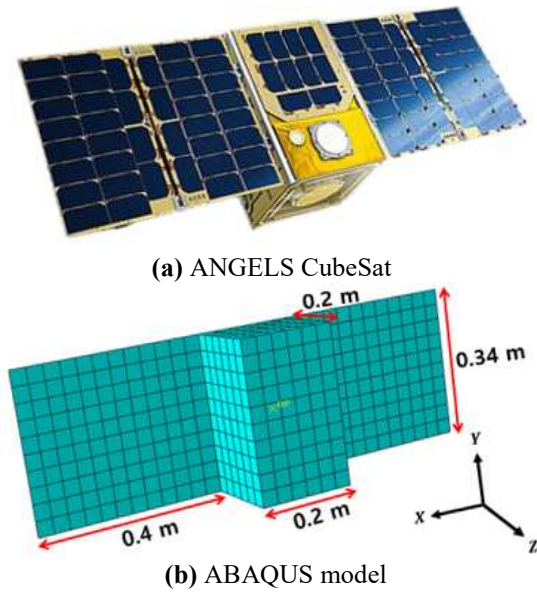


Fig. 4 Baseline model of space object

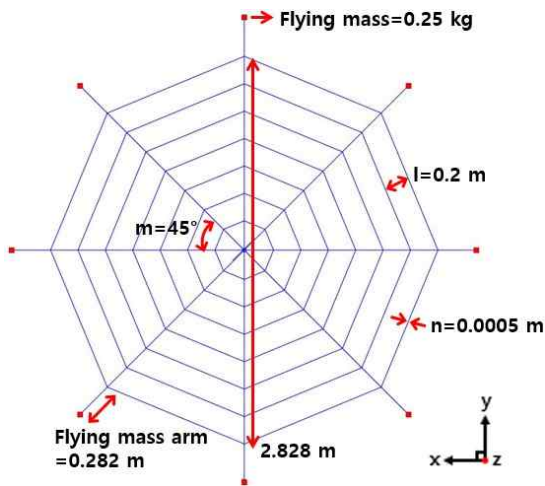


Fig. 5 Geometric dimensions of baseline biomimetic space net model

Table 1 Properties of Kevlar 49

Density	1,440 kg/m ³
Young's modulus	112 GPa
Poisson's ratio	0.36

2.3 우주 그물의 설계 변수 및 우주 물체의 다양한 운동의 정의

본 연구에서는 우주 물체가 회전 운동 없이 오직 직선 병진 운동할 경우 우호적 운동으로, 직선 병진 운동과 더불어 회전 운동을 함께 할 경우 비우호적 운동으로 정의한다. 우호적 운동의 우주 물체(Fig. 4(b))와 생체 모방 우주 그물의 기본 모델(Fig. 5)을 이용한 포획 시뮬레이션을 수행하고 얻어진 결과를 분석하여 생

체 모방 우주 그물의 우주 물체 포획 메커니즘을 파악한다.

이후 우주 그물 및 우주 물체의 기본 모델로부터 그물의 설계 변수와 우주 물체의 운동을 변경하면서 우주 물체 포획에 주요한 영향을 미치는 우주 그물의 설계 변수 및 우주 물체의 운동 요인을 조사한다. 이때, 우주 그물의 반지름 방향(l)과 원주 방향(m)의 그물 간격을 우주 그물의 주요 설계 변수로 이용하였다. 우주 물체의 다양한 비우호적 운동을 표현하기 위하여 우주 물체의 회전축과 회전 각속도의 크기를 변경하였다. 우주 물체의 회전 운동에 대하여 Fig. 6과 같이 각각의 x축, y축, 및 z축으로 회전하는 경우와 임의의 축으로 회전하는 네 종류의 회전 운동을 고려하였다. 임의의 축으로 회전 운동하는 우주 물체의 각속도 벡터(ω)는 x축(ω_x), y축(ω_y), 및 z축(ω_z)의 회전 각속도 벡터의 합으로 표현되며($\omega = \sum \omega_i$, 여기서 $i = x, y, \text{ 및 } z$), 이 때, 각각의 회전축에 대한 각속도의 크기는 동일하다고 가정하였다. 지구 궤도상의 우주 물체는 $7.35 \times 10^{-3} \sim 7$ rad/s까지 상당히 넓은 범위의 회전 각속도를 가진다 [28]. 따라서, 본 연구에서는 이와 같이 조사된 회전 각속도의 범위에 포함되는 2, 3, 및 5 rad/s의 각속도 크기를 고려하였다.

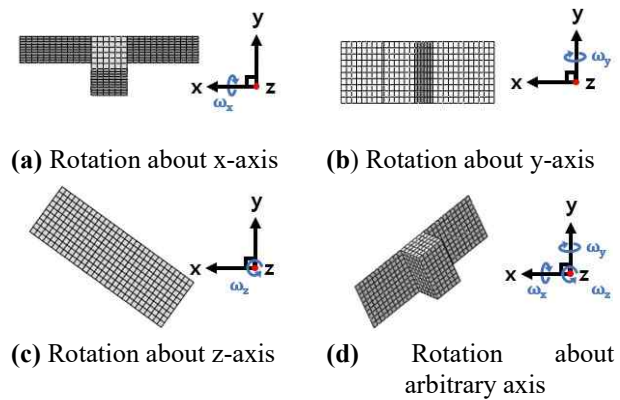


Fig. 6 Various rotational motions of space object

3. 연구 결과

3.1 우주 그물 형상에 따른 포획 성능 비교

먼저 선행 연구[21]를 참고하여 생체 모방 우주 그물과 정사각형 우주 그물의 포획 성능을 비교하기 위한 기준으로 우주 물체를 포획하는 과정에서 발생하는 우주 그물의 최대 변위를 이용하였다. 본 예제에 사용된 우주 물체는 10 m/s의 속도($v_z = 10$ m/s)로 직선 병진 운동하는 우호적 운동의 우주 물체이며, 생체 모방 우주 그물 및 정사각형 우주 그물의 끝단에 연결된 Flying mass에 대하여서는

고정(fixed) 경계 조건으로 표현되었다. 4개의 Flying mass를 포함한 정사각형 우주 그물(Fig. 7)의 총 중량(2.027 kg)은 생체 모방 우주 그물(Fig. 5)과 동일하며, 한 변의 길이는 2 m이다. 두 종류의 우주 그물에 대하여 그물의 형상을 제외한 다른 설계 변수의 값은 동일하다.

거미집 형상의 우주 그물과 정사각형 우주 그물은 모두 우주 물체 포획에 성공하였다. Fig. 8-9는 포획 시물레이션을 통해 우주 물체와 접촉되는 우주 그물의 영역에서 발생하는 z축 방향의 변위를 나타낸다. t=0.04 s에 우주 그물과 우주 물체의 첫 접촉 및 충돌이 관찰되었으며, 거미집 형상의 우주 그물 구조의 경우, t=0.101 s에서 0.463 m의 최대 변위가 얻어졌다. 그러나, 정사각형 우주 그물 구조의 경우, t=0.139 s에서 0.811 m의 최대 변위가 발생되었다. Fig 8에서 볼 수 있듯이, t=0.101 s 및 t=0.139 s에서 모두 거미집 형상의 우주 그물 구조의 변형이 더 적게 발생되었다. 따라서, 거미집 형상의 우주 그물의 에너지 소산 능력이 더 우수함을 알 수 있다[21].

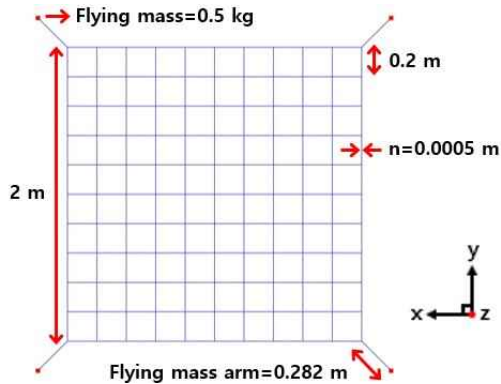


Fig. 7 Geometric dimensions of square space net

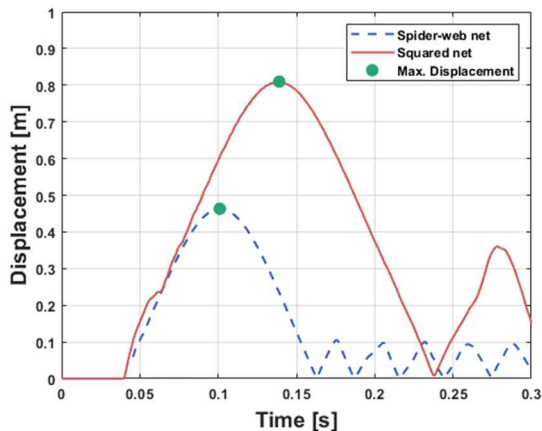


Fig. 8 Displacement at the center of the space net (in z-direction)

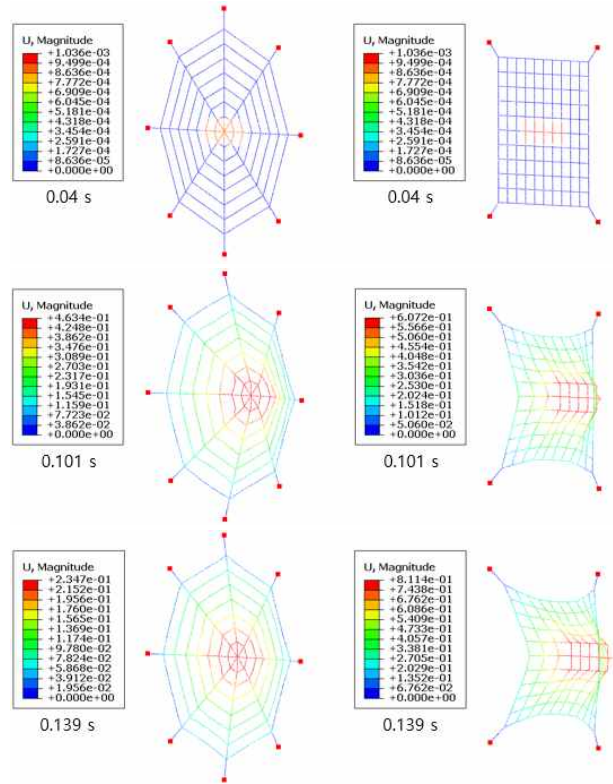


Fig. 9 Displacement of space net in capture simulation (left: Biomimetic space net and right : Square space net)

3.2 우호적 운동의 우주 물체 포획 시물레이션

3.2.1 우주 그물 및 우주 물체의 기본 모델

우주 그물의 우주 물체 포획 메커니즘을 설명하기 위하여 생체 모방 우주 그물의 기본 모델(Fig. 5)을 이용하여 직선 병진 운동($v_z=10$ m/s)의 우호적 운동 중인 우주 물체(Fig. 4(b))에 대한 포획 시물레이션을 수행하였고, 포획 과정 및 결과를 Fig. 10에 나타내었다. 우주 그물과 우주 물체의 접촉 및 충돌((a)~(b)) 이후, 8개의 Flying mass가 우주 물체의 중앙부근에서 상호 교차하여(c) 여러 차례의 꼬임((d)~(e))이 발생하였다. 시물레이션의 종료(t=5 s)까지 우주 그물의 풀림 없이 우주 물체를 충분히 감싸며 포획에 성공하였다(f). 본 논문에서는 이와 같은 과정으로 우주 물체를 포획하는 경우를 완전 포획 성공(complete capture success)으로 정의하며, 우주 물체 포획에는 성공하였지만, Flying mass에 의해 꼬인 우주 그물이 일부 풀리는 경우는 불완전 포획 성공(incomplete capture success)으로 판단한다. 그러나, 우주 물체의 포획 과정에서 우주 그물이 모두 풀리며, 우주 물체를 포획하지 못하는 경우를 포획 실패(capture failure)로 정의한다.

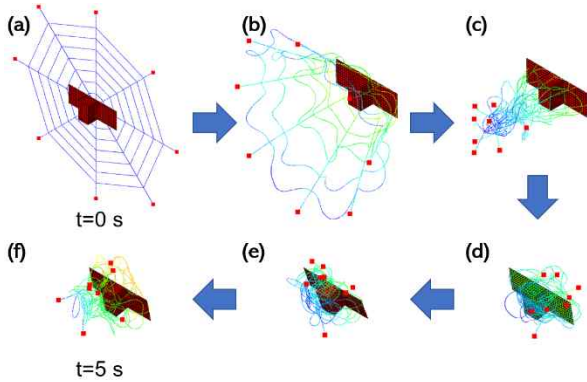


Fig. 10 Baseline model : Complete capture success

3.2.2 우주 그물 간격의 변화

생체 모방 우주 그물의 그물 사이의 간격이 포획 성공 여부에 미치는 영향을 조사한다. 이 때, 기본 모델(Fig. 5)로부터 우주 그물의 간격을 변경 시, Flying mass를 포함한 우주 그물 시스템의 2.027 kg의 총 중량을 동일하게 유지하기 위하여 그물 단면의 반지름(n)을 조정하였다.

먼저 우주 그물의 기본 모델에서 반지름 방향(l) 및 원주 방향(m)의 그물 간격을 각각 좁혀 포획 시뮬레이션을 수행하였다. Fig. 11은 우주 그물의 기본 모델에 대하여 반지름 방향의 간격(l)을 0.2 m에서 0.15 m로 변경(25% 감소)하여 시뮬레이션을 수행한 결과를 보여준다. Fig. 10에 주어진 기본 모델의 포획 과정과 유사하게 충돌(b) 이후 Flying mass가 우주 물체의 중앙 부분에서 교차한 뒤(c), 서로 꼬이면서 우주 물체를 감싸며((d)~(e)) 완전 포획에 성공하였다(f). 우주 그물의 원주 방향의 간격(m)이 45° 에서 22.5° 로 감소된 경우(50% 감소), Fig. 12에서 보이듯 우주 그물은 우주 물체를 완전히 포획하였다. 반면, 우주 그물의 반지름 방향의 간격(l)이 0.2 m에서 0.4 m로 넓어진 경우(100% 증가), Fig. 13에서 볼 수 있듯이, Flying mass가 교차한 후(c) 우주 물체를 적절히 감싸지만(d), 시간이 지날수록 꼬여 있던 Flying mass가 풀리며 최종적으로 우주 물체 포획에 실패하였다((e)~(f)). 포획에 실패한 우주 그물 모델(Fig. 13)에 대하여 반지름 방향(l)의 간격은 0.4 m로 유지한 채 원주 방향의 간격(m)을 22.5° 로 변경하여(25% 감소) 우주 물체 포획 시뮬레이션을 수행하였다(Fig. 14). 그림에서 볼 수 있듯이, 시뮬레이션이 종료($t=5$ s)될 때까지 Flying mass의 꼬임이 유지되며 우주 그물이 우주 물체를 분리 없이 감싸면서 완전하게 포획하였다.

우주 그물의 간격의 변화를 고려한 우주 물체 포획 시뮬레이션을 수행한 결과, 기본 모델 대비, 우주 그물의 반지름 방향 및 원주 방향의 그물 간격이 각각

좁을 경우, 우주 물체 포획에 모두 성공하였다. 이와는 반대로 우주 그물의 간격을 넓힌 경우에는 우주 물체 포획에 실패하였다. 따라서 우주 그물의 설계 변수 중 우주 그물의 간격은 우주 물체 포획 성공 및 실패에 영향을 미치는 주요한 설계 변수 중 하나임을 확인하였다.

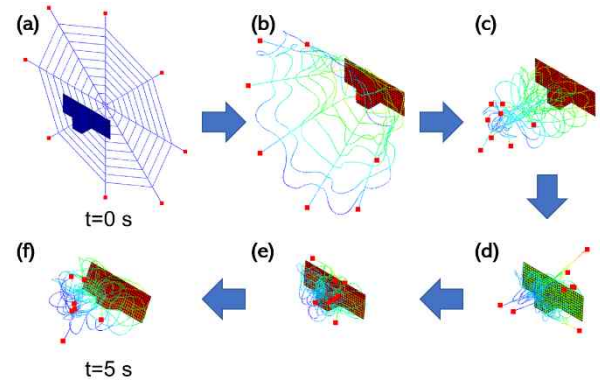


Fig. 11 $v_z=10$ m/s and $l=0.15$ m : Complete capture success

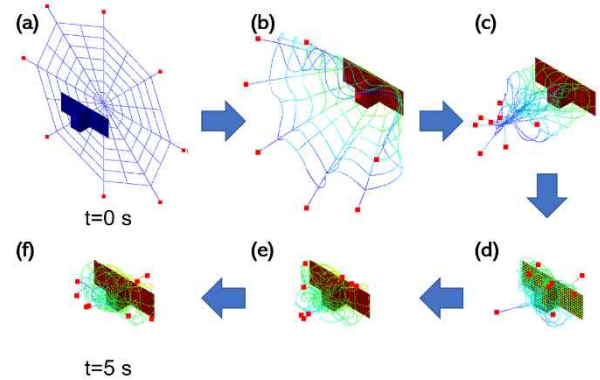


Fig. 12 $v_z=10$ m/s and $m=22.5^\circ$: Complete capture success

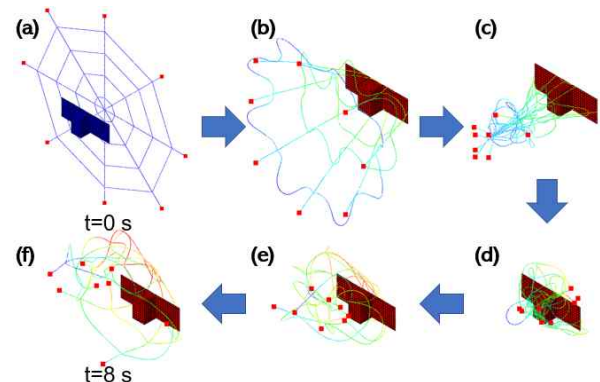


Fig. 13 $v_z=10$ m/s and $l=0.40$ m : Capture failure

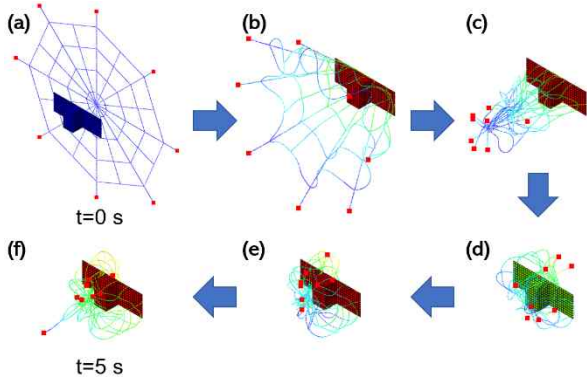


Fig. 14 $v_z=10$ m/s, $l=0.4$ m and $m=22.5^\circ$: Complete capture success

3.3 비우호적 운동의 우주 물체 포획 시뮬레이션

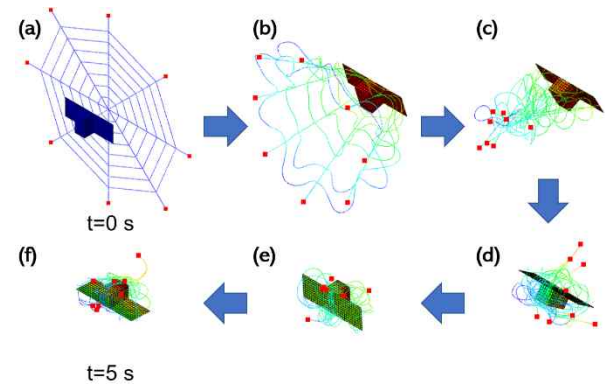
본 절에서는 기본 모델의 우주 그물을 이용하여 직선 병진 운동($v_z=10$ m/s)과 더불어 회전 운동하는 즉, 비우호적 운동의 우주 물체에 대하여 회전축에 따른 네 가지 다른 회전 운동을 고려한 포획 시뮬레이션을 수행하였다. 전술한 바와 같이 우주 물체의 회전 운동은 각각의 x 축, y 축, z 축, 및 임의의 축에 대한 회전 운동으로 구분되며 2, 3, 및 5 rad/s의 회전 각속도가 이용되었다.

x 축을 기준으로 회전하는 우주 물체(Fig. 15)는 회전 각속도(ω_x)가 2~5 rad/s인 조건에서, 우주 그물이 우주 물체와 충돌(b)한 이후 우주 그물의 Flying mass가 여러 번에 걸쳐 꼬이며((c)~(e)) 우주 물체를 완전하게 포획하였다(f). y 축에 대하여 회전하는 비우호적 운동의 우주 물체의 경우(Fig. 16), 고려된 모든 각속도 조건에서 Fig. 15와 유사한 거동을 보이며 우주 물체 완전 포획에 성공하였다. z 축을 중심으로 2 및 3 rad/s의 각속도로 회전 운동하는 우주 물체의 경우, 우주 그물이 성공적으로 우주 물체를 포획하였으나(Fig. 17(a) 및 (b)), 우주 물체의 회전 각속도가 5 rad/s인 조건에서는 Fig. 17(c)에서 볼 수 있듯이 우주 그물과 우주 물체의 충돌(b) 이후 우주 그물의 Flying mass가 우주 물체의 회전 방향으로 동일하게 이동하여 우주 물체의 중심에서 교차하지 못하였고(c), 서로 꼬인 Flying mass가 일부 풀리는 거동을 보이며((d)~(e)) 불완전하게 우주 물체가 포획되었다(f). 본 논문의 포획 시뮬레이션에서 사용된 우주 물체의 x 축, y 축, 및 z 축 각각의 질량 관성 모멘트는 $I_x=0.356$, $I_y=0.280$, 및 $I_z=0.444$ $\text{kg}\cdot\text{m}^2$ 이며 최대값을 갖는 z 축의 질량 관성 모멘트(I_z)가 회전하는 우주 물체를 포획하는데 있어 영향을 미친 것으로 사료된다.

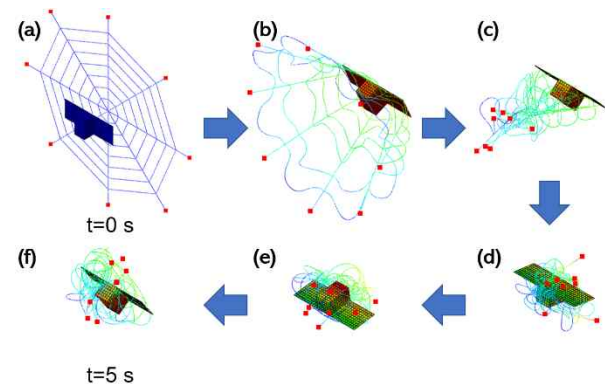
앞서 살펴본 불완전 포획 성공 사례(Fig. 17(c))에 대하여 생체 모방 우주 그물의 기본 모델과 동일한 중량을 유지한 채 우주 그물의 반지름 방향의 그물 간격

(l)을 0.2 m에서 0.15 m로 변경하여(25% 감소) 포획 시뮬레이션을 수행한 결과를 Fig. 18에 나타내었다. 그림에서 볼 수 있듯이, 우주 물체의 중앙 부분에서 우주 그물의 Flying mass가 서로 교차한 후(c) 시뮬레이션의 종료($t=5$ s)까지 꼬임을 유지하며 우주 물체 완전 포획에 성공하였다((d)~(f)). 따라서 Fig. 17(c)를 통하여 우주 물체의 회전 각속도 성분 중 z 축에 대한 회전 성분이 비우호적 운동의 우주 물체 포획 성공 여부에 대한 중요 성분을 파악하였으며, Fig. 18로부터 우주 그물의 간격이 우주 물체 포획에 영향을 미치는 설계 변수임을 다시 한번 확인하였다.

마지막으로 x 축, y 축, 및 z 축에 대한 회전 운동이 동시에 고려된 임의의 축으로 회전하는 우주 물체의 경우(Fig. 19), 다양한 회전 각속도의 크기를 가지는 모든 경우에서 우주 그물이 성공적으로 우주 물체를 포획하였다.



(a) $\omega_x=2$ rad/s : Complete capture success



(b) $\omega_x=3$ rad/s : Complete capture success

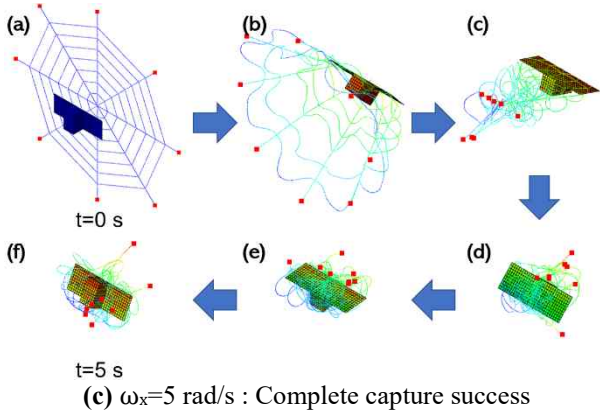


Fig. 15 Capture simulation results of space objects rotating about the x-axis

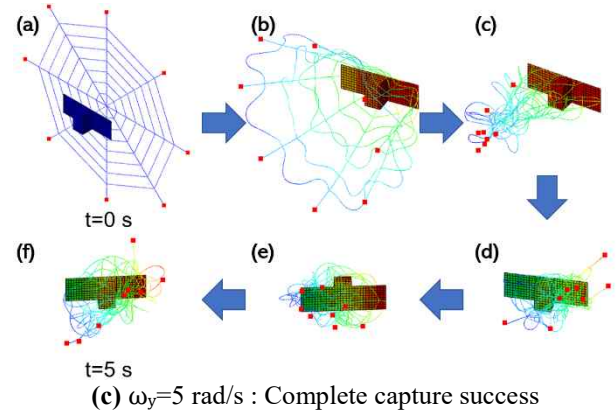
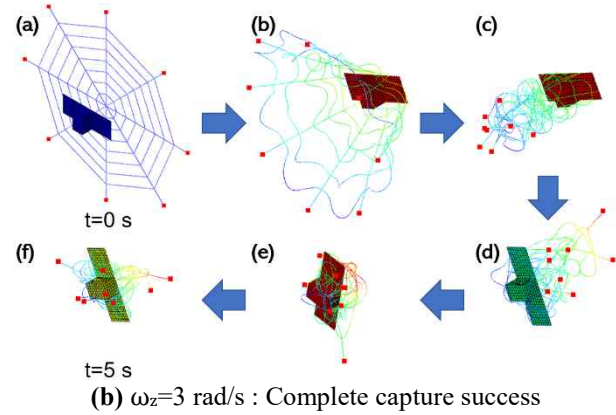
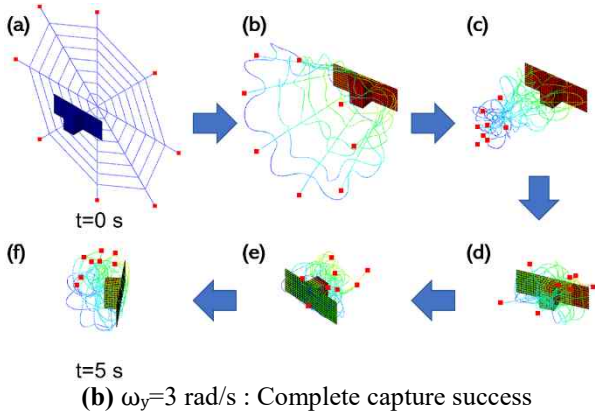
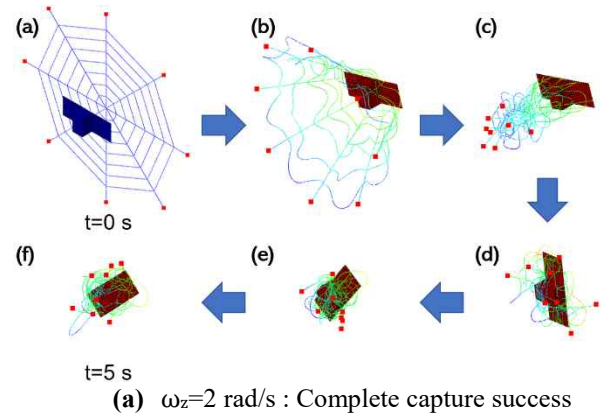
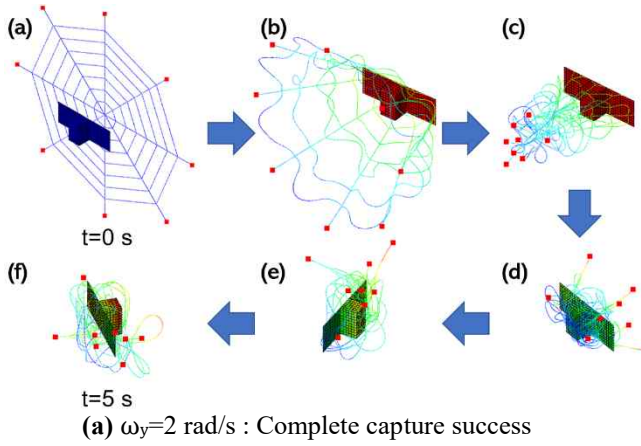


Fig. 16 Capture simulation results of space objects rotating about the y-axis



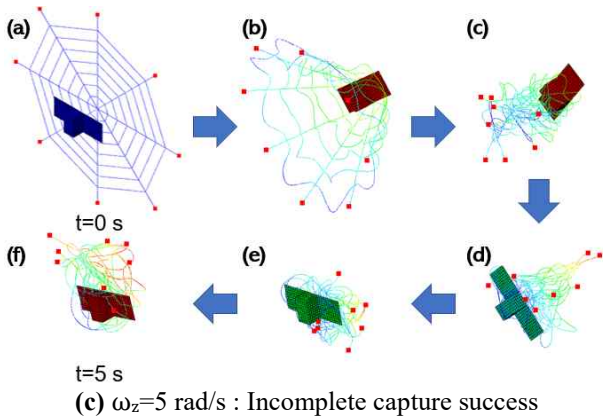


Fig. 17 Capture simulation results of space objects rotating about the z-axis

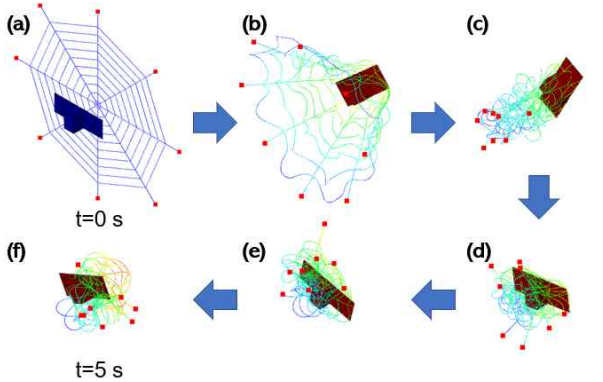
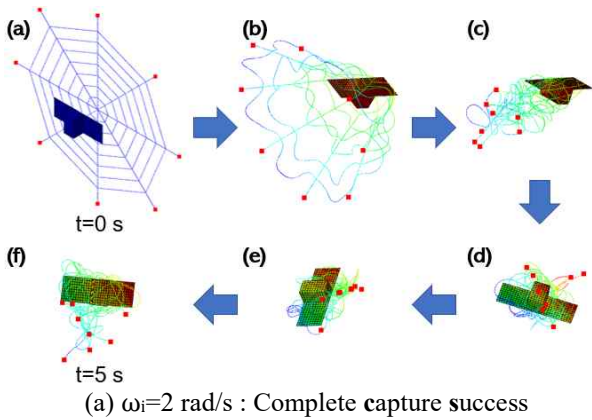
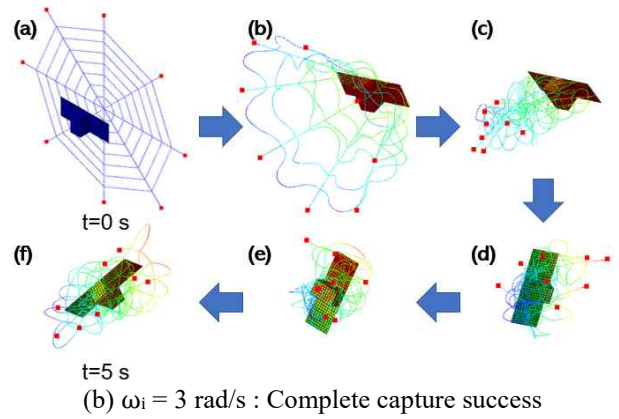


Fig. 18 $\omega_z=5$ rad/s and $l=0.15$ m : Complete capture success



(a) $\omega_i=2$ rad/s : Complete capture success



(b) $\omega_i=3$ rad/s : Complete capture success

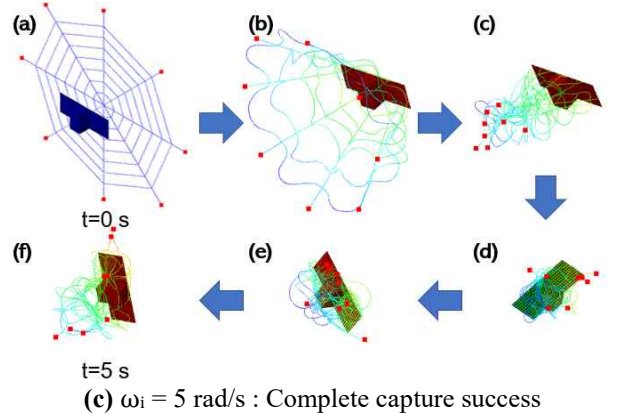


Fig. 19 Capture simulation results of space objects rotating about the arbitrary axis

4. 결 론

본 논문에서는 거미집 구조의 생체 모방 우주 그물을 이용하여 우호적 및 비우호적으로 운동하는 우주 물체의 포획 시뮬레이션 연구를 비선형 구조 동역학 해석 프로그램인 ABAQUS를 사용하여 수행하였다. 12U(0.2 m × 0.2 m × 0.34 m) 크기의 큐브 위성의 우주 물체를 강체로 모델링하였으며, 탄성보 요소를 이용하여 대각선의 길이가 2.828 m인 거미집 구조를 모사한 정팔각형 형상의 우주 그물을 구현하였다.

생체 모방 우주 그물의 포획 성능을 비교하기 위하여 거미집 형상의 우주 그물과 정사각형 우주 그물의 포획 시뮬레이션을 수행하였다. 우주 물체 포획 시 발생하는 최대 변위를 비교하여 더 작은 변위가 발생하는 거미집 형상의 우주 그물이 우주 물체의 포획에 있어 더 우수함을 확인하였다.

직선 병진 운동만 고려한 우호적 운동의 우주 물체에 대하여 우주 그물의 설계 변수 중 하나인 우주 그물의 간격을 변경하며 포획 시뮬레이션을 수행하였다. 우주 그물의 기본 모델에 대하여 반지름 및 원주 방향의 그물 간격을 각각 좁힌 조건에서 우주 물체 포획에

모두 성공하였으며, 반지름 방향의 간격을 두배로 넓은 모델에서는 우주 물체 포획에 실패하였다. 이를 통하여 우주 그물의 간격이 우주 물체 포획에 영향을 미치는 주요한 설계 변수임을 확인하였다.

직선 병진 운동과 더불어 회전 운동하는 비우호적 운동의 우주 물체에 대하여 회전축과 회전 각속도를 변경하면서 포획 시뮬레이션을 수행하였으며, 우주 그물의 기본 모델을 이용하여 x 축, y 축, 및 임의의 축으로 회전하는 우주 물체의 포획에 모두 성공하였다. 단, z 축을 중심으로 5 rad/s의 각속도로 회전하는 우주 물체는 Flying mass가 일부 풀리는 거동을 보이며 불완전 포획에 성공하였다. 불완전 포획 성공 시뮬레이션을 기반으로, z 축 회전 성분이 비우호적 운동의 우주 물체 포획에 있어 가장 중요함을 조사하였다. 또한 우주 그물이 다양한 속도로 회전하는 우주 물체를 포획할 수 있음을 확인하였다.

후 기

본 논문은 2022년 정부(과학기술정보통신부)의 재원으로 한국연구재단 스페이스챌린지사업(NRF-2022M1A3B8076744)의 지원을 받아 수행된 연구입니다. 본 논문의 일부는 항공우주시스템공학회 2022년 춘계학술대회 및 한국군사과학기술학회 2022년 종합학술대회에서 발표되었습니다.

References

- [1] ESA Space Debris Office, "ESA's annual space environment report," no. 6, Apr. 2022.
- [2] NASA Orbital Debris Program Office, "Orbital debris quarterly news," vol. 26, no. 1, Mar. 2022.
- [3] J. C. Liou and N. L. Johnson, "Risks in space from orbiting debris," *Science*, vol. 311, no. 5759, pp. 340-341, Jan. 2006.
- [4] B. B. Virgili and H. Krag, "Analyzing the criteria for a stable environment," *AAS/IAA Astrodynamics Specialist Conference*, vol. 411, Jul. 2011.
- [5] H.-D. Kim, and M.-K. Kim, "Recent Status on Active Space Debris Removal Technologies," *Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences*, vol. 43, no. 9, pp. 845-857, Sep. 2015.
- [6] M. Shan, J. Guo, and E. Gill, "Review and comparison of active space debris capturing and removal methods," *Progress in Aerospace Sciences*, vol. 80, pp. 18-32, Nov. 2016.
- [7] ESA blog, <https://blogs.esa.int/cleanspace/2017/02/09/space-debris-catch-it-if-we-can/>
- [8] K. Wormnes, R. Le Letty, L. Summerer, R. Schonenborg, O. Dubois-Matra, E. Luraschi, A. Cropp, H. Krag, and J. Delaval, "ESA technologies for space debris remediation," *In 6th European Conference on Space Debris*, vol. 1, pp. 1-8, Apr. 2013.
- [9] J.-M. Choi, "Study on methods for space debris removal," *Current Industrial and Technological Trends in Aerospace*, vol. 14, no. 2, pp. 43-54, Dec. 2016.
- [10] J. L. Forshaw, G. S. Aglietti, S. Fellowes, T. Salmon, I. Retat, A. Hall, T. Chabot, A. Pisseloup, D. Tye, C. Bernal, F. Chaumette, A. Pollini, and W. H. Steyn, "The active space debris removal mission RemoveDebris. Part 1: From concept to launch," *Acta Astronautica*, vol. 168, pp. 293-309, Mar. 2020.
- [11] G. S. Aglietti, B. Taylor, S. Fellowes, T. Salmon, I. Retat, A. Hall, T. Chabot, A. Pisseloup, C. Cox, A. Zarkesh, A. Mafficini, N. Vinkoff, K. Bashford, C. Bernal, F. Chaumette, A. Pollini, and W. H. Steyn, "The active space debris removal mission RemoveDebris. Part 2: In orbit operations," *Acta Astronautica*, vol. 168, pp. 310-322, Mar. 2020.
- [12] E. M. Botta, I. Sharf, and A. K. Misra, "Contact dynamics modeling and simulation of tether nets for space-debris capture," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 40, no. 1, pp. 110-123, Nov. 2017.
- [13] J. Si, Z. Pang, Z. Du, and C. Cheng, "Dynamics modeling and simulation of self-collision of tether-net for space debris removal," *Advances in Space Research*, vol. 64, no. 9, pp. 1675-1687, Nov. 2019.
- [14] W. Golebiowski, M. Dyrek, U. Battista, and K. Wormnes, "Validation of flexible bodies dynamics simulator in parabolic flight," *In 66th International Astronautical Congress*, vol. 1, pp. 491-502, Oct. 2015.
- [15] W. Golebiowski, R. Michalczyk, M. Dyrek, U. Battista, and K. Wormnes, "Validated simulator for space debris removal with nets and other flexible tethers applications," *Acta Astronautica*, vol. 129, pp. 229-240, Dec. 2016.
- [16] M. Shan, J. Guo, and E. Gill, "An analysis of the flexibility modeling of a net for space debris removal," *Advances in Space Research*, vol. 65, no. 3, pp. 1083-1094, Feb. 2020.
- [17] M. Shan, J. Guo, E. Gill, and W. Golebiowski, "Validation of space net deployment modeling methods using parabolic flight experiment," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 40, no. 12, pp. 3319-3327, Aug. 2017.
- [18] U.-J. Hwang, M. Jang, J.-H. Lim, H.-C. Shin, C.-H. Sim, and J.-S. Park, "Capture simulation study for space debris using space-nets," *Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences*, vol. 50, no. 6, pp. 435-444, Jun. 2022.
- [19] Y. Jiang, and H. Nayeb-Hashemi, "Energy dissipation

- during prey capture process in spider orb webs," *Journal of Applied Mechanics*, vol. 87, no. 9, Jun. 2020.
- [20] B. Xu, Y. Yang, Y. Yan, and B. Zhang, "Bionics design and dynamics analysis of space webs based on spider predation," *Acta Astronautica*, vol. 159, pp. 294-307, Jun. 2019.
- [21] B. Xu, Y. Yang, B. Zhang, Y. Yan, and Z. Yi, "Bionic design and experimental study for the space flexible webs capture system," *IEEE Access*, vol. 8, pp. 45411-45420, Mar. 2020.
- [22] Dassault Systems Simulia Corp, "Abaqus 6.14 analysis user's manual," vol.5, 2014.
- [23] I. F. Brown, and C. J. Burgoyne, "The friction and wear of Kevlar 49 sliding against aluminum at low velocity under high contact pressures," *Wear*, vol. 236, no. 1-2, pp. 315-327, Dec. 1999.
- [24] H.-C. Shin, C.-H. Sim, and J.-S. Park, "A Simulation study for space debris capture using a space net," *The Society for Aerospace System Engineering Spring Conference*, Jul. 2021.
- [25] E. M. Botta, "Deployment and capture dynamics of tethernet for active space debris removal," Ph.D. thesis, McGill University, Nov. 2017.
- [26] I. Sharf, B. Thomsen, E. M. Botta, and A. K. Misra, "Experiments and simulation of a net closing mechanism for tether-net capture of space debris," *Acta Astronautica*, vol. 139, pp. 332-343, Oct. 2017.
- [27] DuPont F.T., "Kevlar® aramid fiber technical guide," Mar. 2019.
- [28] J. Silha, J. N. Pittet, M. Hamara, and T. Schildknecht, "Apparent rotation properties of space debris extracted from photometric measurements," *Advances in space research*, vol. 61, no. 3, pp. 844-861, Oct. 2018.