

## 큐브위성 분리 동역학 - II : 충돌과 회전운동

탁경모<sup>1\*</sup>, 박현주<sup>1</sup>, 남주원<sup>1</sup>, 차원호<sup>2</sup>, 이상현<sup>2</sup>  
스페이스베이(주)<sup>1</sup>, KAIST 인공위성연구소<sup>2</sup>

## CubeSat Separation Dynamics - II : Rotational Motion Based on Collision

Gyungmo Tahk<sup>1\*</sup>, Hyeonju Park<sup>1</sup>, Juwon Nam<sup>1</sup>, Wonho Cha<sup>2</sup>, Sanghyun Lee<sup>2</sup>

**Key Words** : 큐브위성(CubeSat), 발사관(Dispenser), 충돌운동(Collisional Motion), 회전운동(Rotational Motion)

### 서론

큐브위성은 50 kg 이하의 무게를 갖는 초소형위성 중 크기가 1U, 3U, 6U, 12U 등으로 표준화되어 있는 위성을 의미한다. 큐브위성은 작고 표준화된 크기 때문에 대부분 발사관을 이용하여 우주발사체에 탑재된다. 따라서 발사관을 이용한 분리과정에서 발생하는 위성의 운동 특성을 이해하기 위해서는 발사관과 위성을 연결한 조건의 분리 동역학(Separation Dynamics) 연구가 필수적이다. 발사관과 연계된 큐브위성의 운동 특성은 위성의 충돌운동에 의한 회전과 진동으로 구분된다. 이러한 위성의 충돌운동은 위성시스템의 물리적 손상을 유발하고 위성 분리 후 자세제어를 어렵게 하는 등의 위성의 초기운동에 장애요인으로 작용하기 때문에 큐브위성 분리동역학 이론에 근거한 발사관 선정과 발사관과 위성의 높은 수준의 조립기술이 필요하다.<sup>(1)</sup> 본 논문에서는 2020년 추계학술대회에서 발표한 ‘큐브위성 분리동역학 - I : 초기 각속도’ 논문에서 수학적 모델을 이용하여 제시한 위성의 분리조건과 초기 각속도 간의 관계의 유효성을 다물체동역학 전산해석을 통하여 검증하였다.

### 초기 각속도 모델

Fig. 1은 발사관과 큐브위성이 연결된 조건의 3자유도 자유물체도를 나타낸다.<sup>(2)</sup> 위성은 발사관의 킥 스프링(Kick Spring)에서 전달되는 반력(F)에 의해 발사관에서 분리되기 시작한다. 이때 위성에 작용하는 힘(F)은 X, Y좌표를 기준으로 임의의 각을 두고 작용하므로 위성은 병진운동과 회전운동을 동시에 하고 회전운동

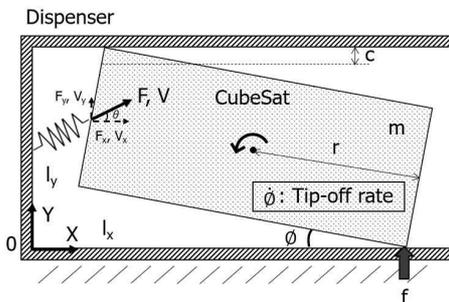


Fig. 1. Three DOF Model of CubeSat Dispenser

의 영향으로 위성은 발사관 내부 벽에 경사 충돌하게 된다. 이때 발생하는 위성의 초기 각속도(Tip-Off Rate)의 크기를 식 (1)과 같이 정식화하였다.<sup>(2)</sup>

$$\dot{\phi} = \frac{m r \cos \phi (1 + \alpha) V_y}{I} \quad (1)$$

식(1)에서 m과 V는 각각 위성의 질량과 속도, I와 r은 위성의 관성모멘트와 중심거리, α는 충돌 후 위성의 속도변화를 나타내는 속도 회복계수를 나타낸다.

### 다물체동역학 전산해석 모델

발사관 내부에서 위성이 분리된 직후 각속도를 나타내는 수학적 모델은 아래와 같은 몇 가지 가정을 전제로 한다.

- ① 스프링 힘은 위성에 수직으로 작용하지 않는다.
- ② 위성은 발사관 내부의 레일과 충돌한다.
- ③ 내부 충돌에 대한 반작용으로 위성은 회전한다.
- ④ 충돌 반작용으로 위성의 회전방향이 바뀐다.

이러한 발사관 내부에서 발생하는 위성의 운동형태에 대한 가정을 기반으로 식 (1)을 이용하여 얻어진 엄밀해의 유효성을 검증하기 위하여 Fig.2와 같이 초기 각속도 모델의 자유물체도와 동일한 다물체동역학 해석조건을 모델링하였으며, 여기에 적용된 발사관과 위성의 경계조건 항목은 아래와 같다.

- ① 위성과 레일 사이 간극 (Fig.1의 c)
- ② 위성과 레일 사이 마찰
- ③ 킥 플레이트와 레일 사이 간극
- ④ 킥 플레이트와 레일 사이 마찰
- ⑤ 위성과 킥 플레이트의 반발계수
- ⑥ 발사관과 킥 플레이트 사이 선형 코일스프링
- ⑦ 미소중력

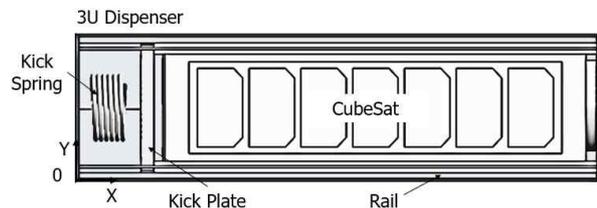


Fig. 2. Multibody Dynamic Model

**전산해석 조건 및 결과**

본 절에서는 MSC Adams 솔버(Solver)를 이용하여 발사관 내에서 발생할 수 있는 위성의 분리조건 변화에 따른 각속도를 계산하였다. Table 1은 각속도 계산에 사용된 발사관과 위성의 분리조건을 나타낸다.

**Table 1. CubeSat Separation Conditions**

항목	조건	
발사관 크기	3U	
위성 크기(2r)	1U	115 mm
	3U	340 mm
최대 분리속도(V)	2, 3 m/s	
위성과 레일 간극(c)	0.1, 0.2 mm	

**(1) 위성크기에 따른 초기 각속도 변화**

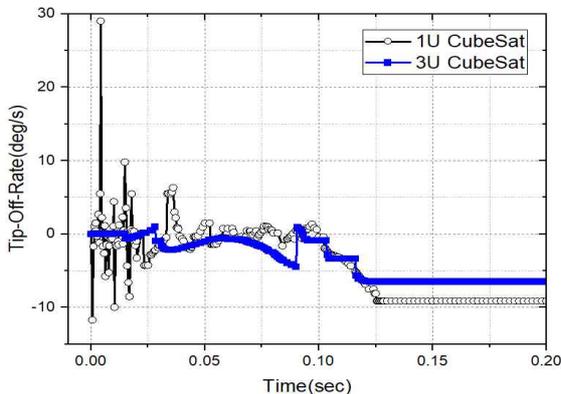
Fig.3은 위성크기에 따른 각속도 변화를 시간에 따라 나타낸 결과이다. 위성이 발사관을 완전히 이탈한 0.12초 후 1U위성과 3U위성의 각속도는 각각 9.1deg/s와 6.5deg/s로 30% 차이를 나타냈다. 여기서 음과 양의 부호는 Z축을 중심으로 한 위성의 회전방향을 의미한다. 발사관 내부에서 위성은 레일과의 충돌에 의해 수차례 회전방향이 바뀌며, 1U위성의 각속도 변화는 3U위성에 비해 2배 이상 크게 나타났다.

**(2) 분리속도에 따른 초기 각속도 변화**

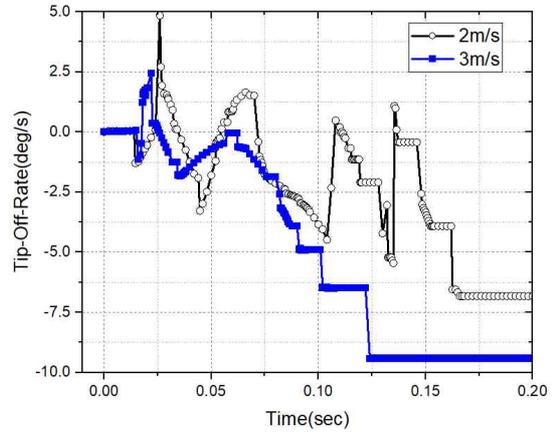
Fig.4는 분리속도에 따른 각속도 변화를 나타낸 것으로 위성의 분리속도와 각속도는 각각 2m/s일 때 6.5deg/s, 3m/s일 때 9.4deg/s로 분리속도가 1m/s 증가하면 각속도는 44% 증가한다. 따라서 발사관에 의해 결정되는 사출속도를 낮게 유지하는 것이 위성의 초기 각속도를 줄이는데 중요한 요인이지만 지나치게 낮은 사출속도는 위성의 분리 실패로 이어질 수 있다는 점을 주의해야 한다.

**(3) 레일간극 크기에 따른 초기 각속도 변화**

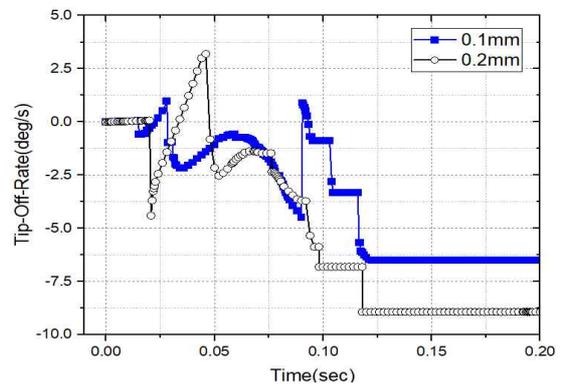
레일간극은 위성이 발사관으로부터 사출되기 위해서 일정값 이상으로 유지되어야 하는 발사관과 위성의 레일 사이의 여유공간을 의미한다. Fig.5는 레일간극에 따른 위성의 각속도 변화를 나타낸 것으로 레일간극과 각속도는 각각 0.1mm일 때 6.5deg/s, 0.2mm일 때 8.9deg/s로 레일간극이 두 배 증가하면 각속도는 36% 증가하는 것으로 나타났다.



**Fig. 3. Tip-Off Rate :1U vs. 3U CubeSat**



**Fig. 4. Tip-Off Rate : V = 2m/s vs. 3m/s**



**Fig. 5. Tip-Off Rate : c = 0.1mm vs. 0.2mm**

**결론**

본 논문에서는 큐브위성 분리조건에 따른 초기 각속도 변화를 다물체동역학 전산해석을 통하여 분석하였다. 위성크기와 분리속도에 따른 각속도 변화는 지난 논문에서 초기 각속도 모델로 예측한 결과와 일치함을 확인하였으며 위성의 초기 각속도는 상대적으로 분리속도에 더 큰 영향을 받는 것으로 나타났다. 스페이스베이는 이러한 연구결과를 활용하여 KAIST 인공위성 연구소와 공동으로 무회전 위성분리 메커니즘이 적용된 발사관 비행모델을 2022년 내에 출시할 예정이다.

**참고문헌**

- 1)I. V. Belokonov, I. A. Timbay, P. N. Nykolaev, " Problems and features of navigation and control of nanosatellites: Experience and lessons learned," 24th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems, 2017, pp.385~398.
- 2) Gyungmo Tahk, Cheolhyun Park, Hyeonju Park, Wonho Cha, "CubeSat Separation Dynamics- I : Tip-Off Rate," Proceeding of the KSAS Fall Conference, 2020, pp.443~444.