

큐브위성 분리 동역학 - I : 초기 각속도 (Tip-Off Rate)

탁경모^{1*}, 박현주¹, 차원호²
스페이스베이(주)¹, KAIST 인공위성연구소²

CubeSat Separation Dynamics -I: Tip-Off Rate

Gyungmo Tahk^{1*}, Hyeonju Park¹, Wonho Cha²

Key Words : 큐브위성(CubeSat), 발사관(Dispenser), 초기 각속도(Tip-Off Rate)

서론

큐브위성은 50 kg 이하의 무게를 갖는 초소형위성 중 위성의 크기가 1U, 3U, 6U, 27U 등으로 표준화되어 있는 위성을 의미한다. 큐브위성은 작고 표준화된 크기 때문에 대부분 발사관을 이용하여 우주발사체에 탑재된다. 따라서 발사관을 이용한 위성 분리과정에서 위성의 운동 특성을 이해하기 위해서는 발사관과 위성을 연결한 조건의 분리 동역학(Separation Dynamics) 연구가 필수적이다. 발사관과 연계된 큐브위성의 운동 특성은 위성의 회전(Tumbling)과 진동(Vibration)으로 구분된다. 특히, 발사관 내에서의 위성의 회전은 위성 분리 후 자세제어를 어렵게 하는 요인으로 작용하기 때문에 위성의 초기 각속도는 기준값 이하로 유지되어야 한다. 본 논문에서는 큐브위성의 회전을 유발하는 발사관에 의한 초기 각속도 변화의 원인을 이론적으로 분석하였다.

초기 각속도 모델

Fig. 1은 발사관과 큐브위성이 연결된 조건의 3자유도 자유물체도를 나타낸다. 위성이 발사관으로부터 분리될 때 위성의 각운동량 관계식을 이용하여 초기 각속도 지배방정식을 정식화하고 위성이 회전하는 원인을 분석한다. Fig.1에서 위성은 발사관의 킥 스프링에서 전달되는 반력(f)에 의해 발사관에서 이탈하기 시작한다. 이때 위성에 작용하는 힘(f)은 X, Y좌표를 기준으로 임의의 각을 두고 작용하므로 위성은 병진운동과 회전운동을 동시에 하고 회전운동의 영향으로 위성은 발사관 내부 벽에 경사 충돌하게 된다. 이러한 경사

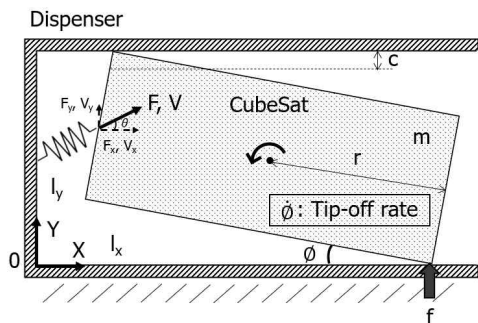


Fig. 1. Three DOF Model of CubeSat Dispenser

충돌에서 발생하는 위성과 발사관 사이의 각도를 ϕ , 반력을 f 라고 할 때, 위성의 각운동량 H 는 식 (1)과 같이 나타낼 수 있다.⁽¹⁾

$$H = f r \cos \phi = I \ddot{\phi} \tag{1}$$

식 (1)에서 I 와 r 은 각각 위성의 관성모멘트(Moment of Inertia)와 중심거리를 나타낸다. 위성과 발사관이 충돌하는 시간을 Δt 라고 하면 시간 $t=0$ 부터 Δt 까지의 위성의 각운동량은 식 (2)와 같이 나타낼 수 있다.

$$H = r \cos \phi \int_0^{\Delta t} f dt = \int_0^{\Delta t} I \ddot{\phi} dt \tag{2}$$

아래 식 (3)은 식 (2)를 임펄스 응답함수(Impulse Response Function) h 와 중첩적분(Convolution Integral)⁽¹⁾을 이용하여 나타낸 것이며 여기서, F 는 Δt 에서의 반력 f 의 크기, $\dot{\phi}$ 은 위성의 초기 각속도이다.

$$r \cos \phi f(\Delta t) h(t - \Delta t) \Delta t = I \int_0^{\Delta t} \ddot{\phi} dt \tag{3}$$

$$F \Delta t r \cos \phi = I \dot{\phi}$$

충돌시간 Δt 동안 Y 방향으로의 위성의 선형운동량 변화는 식 (4)와 같다. 여기서, m 과 v 는 각각 위성의 질량과 속도를 나타낸다. α 는 충돌 후 위성의 속도변화를 나타내는 속도 회복계수(Velocity Recovery Factor)이며, 일반적으로 1보다 작은 값을 사용한다.⁽²⁾

$$F \Delta t = m \Delta V_y = m V_y + m \alpha V_y \tag{4}$$

식(3)과 식(4)를 이용하면 위성이 발사관에 충돌하면서 발생하는 위성의 초기 각속도(Tip-Off Rate)의 크기는 식 (5)와 같이 나타낼 수 있다.

$$\dot{\phi} = \frac{m r \cos \phi (1 + \alpha) V_y}{I} \tag{5}$$

초기 각속도 변화

본 논문에서는 식 (5)를 이용하여 발사관 내에서 발생할 수 있는 세 가지 분리조건에서 위성의 초기 각속도 변화를 계산하였다. Table 1은 각속도 계산에 사용된 조건을 나타내며, 큐브위성에 가장 많이 사용되는 3U 발사관을 기준으로 하였다.

Table 1. CubeSat Separation Conditions

항목	조건	
발사관 크기	3U	
위성 크기 (r) (r=위성 표준길이/2)	1U	50 mm
	2U	100 mm
	3U	150 mm
최대 분리속도 (V)	1, 2, 3 m/s	
킥 스프링 각도 (θ)	5°	

(1) 위성 크기에 따른 초기 각속도 변화

Fig.2는 위성 크기에 따른 위성의 각속도 변화를 나타낸다. 발사관과 위성의 간극(C)이 동일한 조건에서도 위성의 크기가 작을수록 위성관과 발사관 사이의 각도 ϕ 는 증가하고 관성모멘트는 감소하므로 위성의 각속도가 증가한다. 각속도의 변화량은 위성 크기 증가에 따라 20% 이상 선형적으로 감소한다.

(2) 분리속도에 따른 초기 각속도 변화

위성의 분리속도는 킥 스프링의 강성에 의해 결정되며 분리속도(V)를 높이면 위성의 회전을 유발하는 Y방향 속도(V_y)가 증가하기 때문에 위성의 각속도를 증가시키는 원인이 된다. Fig.3은 위성의 분리속도에 따른 각속도 변화를 나타낸 것으로 분리속도가 3m/s일 때 각속도는 1m/s 일 때 보다 160% 크게 나타난다. 따라서, 발사관 내에서 위성의 분리속도가 낮게 유지되도록 킥 스프링을 설계하는 것이 유리하다.

(3) 킥 스프링 스트로크에 따른 초기 각속도 변화

킥 스프링 스트로크(Stroke)란 발사관 내부에서 스프링이 움직일 수 있는 최대 거리를 의미한다. Fig.4는 분리속도가 1m/s일 때, 킥 스프링 스트로크에 따른 위성의 각속도 변화를 비교한 결과이다. 스트로크를 300mm에서 200mm로 줄이면 위성의 각속도를 24% 감소시킬 수 있는 것으로 나타났다. 이러한 결과는 발사관에서 킥 스프링 설계의 중요성을 나타내는 중요한 지표이다. 특히, 킥 스프링으로 가장 많이 사용되는 헬리컬 코일스프링(Helical Coil Spring)은 팽창 동작 중에 스프링 반력이 작용하는 방향의 수직 방향(Y방향)으로 힘이 발생하기 때문에 스트로크의 증가는 위성의 각속도를 증가시키는 원인이 될 수 있다.

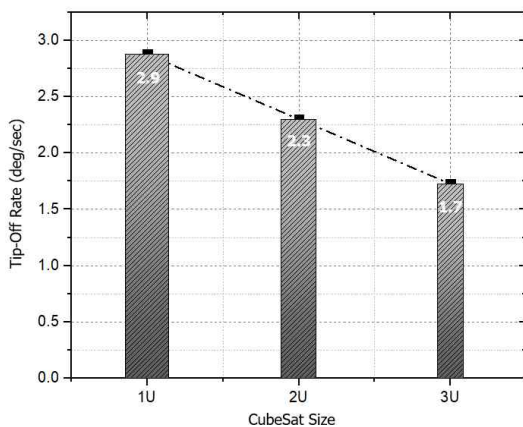


Fig. 2. Tip-Off Rate vs. CubeSat Size

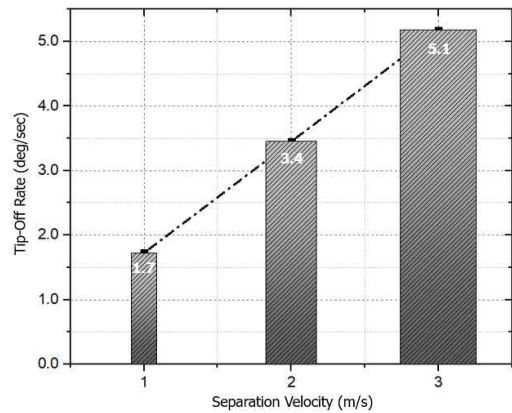


Fig. 3. Tip-Off Rate vs. Separation Velocity

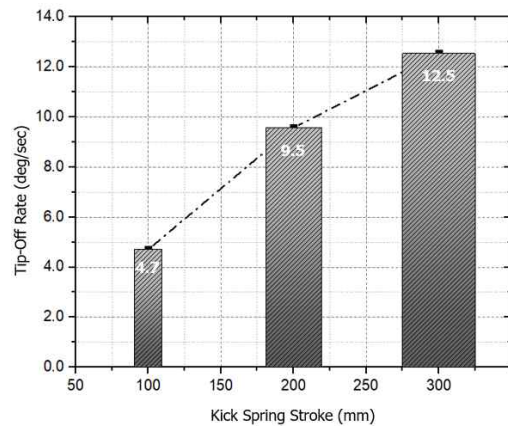


Fig. 4. Tip-Off Rate vs. Kick Spring Stroke

결론

본 논문에서는 큐브위성의 초기 각속도 변화를 유발하는 원인을 이론적으로 분석하였다. 위성의 크기와 분리속도, 킥 스프링 스트로크에 따라 위성의 초기 각속도가 결정된다는 점은 아직 발사 성공사례가 없는 국내 큐브위성 개발자들에게 시사하는 바가 크다. 향후 발사관 내에서 발생하는 위성의 진동과 충격에 관한 연구 결과를 발표할 예정이며, 이러한 큐브위성 분리동역학에 대한 이론연구는 위성 중심으로 기능이 최적화된 발사관 기술고도화 개발은 물론 아직 해외 발사관에 의존할 수밖에 없는 국내 위성 개발환경에 적합한 설계검증 방법 연구를 가속할 것으로 기대된다.

참고문헌

- 1) Leonard Meirovitch, "Principles and Techniques of Vibration," Prentice-Hall International Inc., 1997, pp.24~60.
- 2) A. L. Stasenko, "Velocity Recovery Factors of a Particle Repelled From a Solid Surface," *Journal of Engineering Physics and Thermophysics*, Vol. 80, No. 5, 2007, pp.889~890.