

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 43(5), 413-421(2015)

DOI:http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2015.43.5.413

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

ISS에서 발사되는 큐브위성의 임무수명 및 충돌회피 분석

염승용, 김홍래, 장영근*

Analysis on Mission Lifetime and
Collision Avoidance of Cubesat Launched from ISS

Seung-Yong Yeom, Hongrae Kim and Young-Keun Chang*

School of Aerospace & Mechanical Engineering, Korea Aerospace University

ABSTRACT

Since the first Cubesat was launched in 2003, there have been more than 230 Cubesats launched so far. Due to their small size and lightweight, Cubesats were launched by utilizing the empty space of regular launch vehicle. However, this launch method has a weakness that has been easily affecting by the schedule of major payloads. As a new solution to this problem, it has been proposed that a robot arm installed on ISS would be used to launch Cubesats. The orbits of Cubesat deployed from the ISS in various angles and directions are analyzed in this paper. We also analyze the possibility of collision between the Cubesat and ISS within the operational orbit of the CubeSat and eventually calculate the optimal angle of a robot arm, which maximizes the lifetime of Cubesat and minimizes the risk of collision between the Cubesat and ISS.

초 록

큐브위성은 2003년 처음 발사된 이후로 지금까지 230기 이상이 발사되었다. 작은 크기와 가벼운 무게로 인해 발사비용이 저렴한 큐브위성은 일반적인 발사체의 남은 공간을 이용하여 발사되고 있다. 그러나 이러한 발사 방법은 주 탑재위성의 준비일정에 따라 발사 일정이 유동적인 단점이 있다. 이에 새로운 대안으로 정기적이고 발사횟수가 많은 국제우주정거장 물자수송 발사체를 이용하여 큐브위성을 ISS로 운송한 뒤에 로봇팔을 이용하여 발사하는 방법이 제안되고 있다. 본 논문에서는 국제우주정거장에서 분리되는 방향과 각도에 따라 생성되는 큐브위성의 궤도를 분석하였다. 또한 분석되는 궤도에 따른 임무수명과 ISS와의 충돌 가능성을 분석하여 충돌 위험을 최소화하고 위성수명을 최대로 하는 최적의 로봇팔 각도를 계산하였다.

Key Words : Cubesat(큐브위성), ISS(International Space Station, 국제우주정거장), Collision Probability(충돌 확률), Collision Avoidance(충돌 회피), Genetic Algorithm(유전 알고리즘)

† Received : December 2, 2014 Revised : February 4, 2015 Accepted : March 16, 2015

* Corresponding author, E-mail : ykchang@kau.ac.kr

I. 서론

큐브위성은 1999년 미국 Stanford University의 Bob Twigg 교수와 California Polytechnic State University의 Jordi Puig Suari 교수에 의해 처음 제안되었다. 2003년에 첫 큐브위성이 발사된 이후 매년 발사되는 큐브위성 수는 증가하는 추세이며 연도별 발사된 큐브위성의 수는 Fig. 1과 같다. 큐브위성은 기존의 위성에 비해 작고 가벼운 특징으로 인해 개발비용과 발사비용이 저렴한 장점이 있으며, 큐브위성의 초기 목표인 위성 설계 교육과 인력양성과 더불어 기술검증 및 과학 임무 수행 등 점점 활용 범위가 넓어지고 있다.

큐브위성은 경제적인 이유로 큰 규모의 위성이 발사될 때, 발사체의 여유 공간을 이용하여 함께 발사된다. 그러나 발사일정은 발사비용이 비싼 주 탑재위성에 따라 변경되는 경우가 많아 발사체의 발사일정이 유동적인 단점이 있다.

이러한 문제의 대안으로 최근 ISS(International Space Station)를 이용하여 큐브위성을 발사하는 방법이 제시되기 시작하였다. 우주인이 ISS에 장시간 체류하는 데 필요로 하는 물품을 무인보급선을 통해 정기적으로 제공하기 위해 Progress, Soyuz가 발사되고 있으며 유럽의 ESA(European Space Agency)와 일본의 JAXA(Japan Aerospace Exploration Agency)의 보급선 또한 비정기적으로 ISS를 방문한다. 또한, 최근 Space-X(社)의 Dragon 무인수송선과 Orbital Science(社)의 Cygnus 무인수송선이 상업적 궤도운송서비스(COTS, Commercial Orbital Transportation Service)를 시작하였다^[1].

큐브위성 발사로는 2012년에 TechEdSat과 함께 3개의 큐브위성이 JAXA의 H-IIB 발사체를 이용해 ISS로 운송되었으며, ISS에서 JAXA의 J-SSOD 전개장치에 의해 우주로 분리되었다.



Fig. 1. Number of Cubesats Launched by Year



Fig. 2. Deployer with ISS Robot Arm

2013년에는 Plant Lab(社)에서 개발한 큐브위성이 Flock-1이라는 이름으로 ISS에서 분리되기 시작하여 2014년까지 67개가 분리되었다. ISS를 이용한 큐브위성 발사는 더욱 활발해질 전망이다.

이러한 ISS를 이용한 큐브위성 발사는 위성발사체를 통해 발사되는 것보다 저렴하게 발사할 수 있다. 또한, 로봇팔에 위치한 별도의 전개장치를 이용하여 발사되는 방향과 각도를 자유롭게 조절할 수 있는 장점이 있다. 로봇팔에 장착된 전개장치의 형상은 Fig. 2에서 볼 수 있다. 또한, 보급선 내에서 충분히 안전하게 포장되어 발사되는 동안 큐브위성이 받는 진동 및 충격이 많이 감소하게 된다. 또한, 분리 직전까지 ISS의 우주인들에 의해 점검을 받을 수 있어 큐브위성의 성공 가능성은 더욱 높아지게 된다.

본 논문에서는 점차 활성화되고 있는 ISS를 이용한 큐브위성 발사 추세에 맞춰 ISS에서 분리되는 큐브위성과 ISS 간의 충돌 위험성에 대해 분석하고자 한다. ISS 궤도와 다양한 큐브위성 분리 각도에 따라 생성되는 큐브위성 궤도를 분석한 후 ISS와의 충돌확률을 계산한다. 충돌확률은 STK(System Tool Kit)의 AdvCAT(Advanced Conjunction Analysis Tool)를 이용하여 3차원 선형 충돌확률을 분석하였으며, 유전 알고리즘을 이용하여 충돌확률을 최소로 하고 생성되는 궤도의 수명을 최대로 하는 최적화된 큐브위성 분리 각도 및 방향을 도출한다.

II. 본론

2.1 분석 방법

본 논문에서는 ISS의 로봇팔에서 발사를 위한 최적의 각도를 찾기 위해 Fig. 3과 같은 순서로

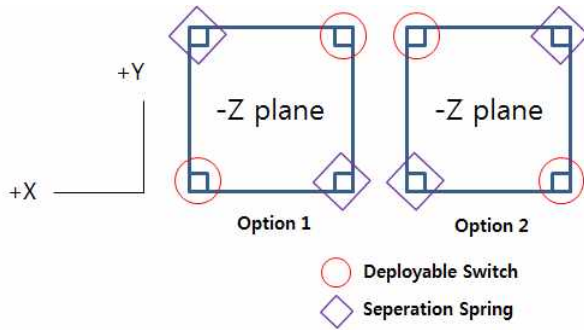


Fig. 6. Separation Spring Placement Options of NRCSD

있는 것을 기준으로 모델링을 진행하였다. Fig. 5는 NRCSD의 형상을 나타내고, Table 2는 상세 규격을 보여준다. NRCSD는 두 개의 스프링을 이용하여 최대 6.67N의 힘으로 위성을 분리한다. 분리 스프링은 Fig. 6과 같이 전개 스위치와 함께 서로 대각선으로 하나씩 위치하며 두 가지 형태 중 하나를 선택할 수 있다^[2].

Table 2에서 NRCSD가 큐브위성을 분리하는 전체 스프링 힘은 최대 6.67N이며, NRCSD에서 사용되는 분리 스프링의 탄성계수를 추정하기 위해서 탄성력 공식을 살펴보면 다음 식 (1)과 같다.

$$F = -kx \tag{1}$$

스프링이 분리되는 NRCSD 내부의 최대 길이는 Fig. 7과 같이 719mm이며, 이를 이용해 추정된 개별 스프링의 탄성계수 크기는 9.28N/m이다.

본 논문에서는 6U의 NRCSD 내부에 4kg 무게의 3U 큐브위성이 두 기가 들어가 있는 상태를 가정한다. 3U 큐브위성을 Fig. 7에서 보이는 NRCSD의 X_0 지점까지 위치시키고 발사하게 된다면, 발생하는 최대 가속도는 약 $0.834m/s^2$ 이다. 다음 뉴턴 운동방정식을 이용해 계산되는 큐브위성의 속도는 다음 식 (2)와 같다.

$$\vec{v}_{cubesat} = \vec{v}_{ISS} + \vec{a}_d \cdot t_0 \tag{2}$$

Table 2. NRCSD Specification

Parameters	Value
크기	840 x 138 x 175 mm
최대 탑재 무게	16.97 kg
개별 분리 스프링 힘	< 3.34 N
전체 분리 스프링 힘	< 6.67 N
작동 온도	- 40 ~ 65 °C

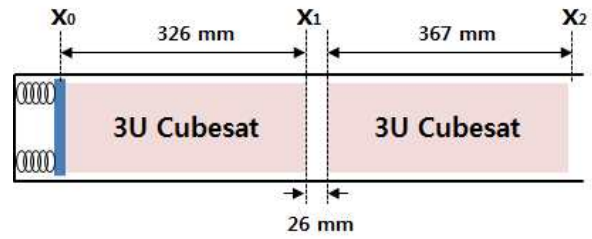


Fig. 7. Lateral View of NRCSD

$\vec{v}_{cubesat}$ 은 발사 후 큐브위성의 속도이며, \vec{v}_{ISS} 는 ISS의 속도, \vec{a}_d 는 NRCSD에서 큐브위성이 분리되는 가속도, t_0 은 NRCSD에서 분리되는 시간을 의미한다. 여기서 분리시간 t_0 은 NRCSD의 규격서에 정확히 명시되지 않았으나, 큐브위성의 분리 속도를 0.5 ~ 1.5m/s로 명시하였다. 앞서 정의된 최대 가속도와 NRCSD에서 내부 이동거리를 이용하여 분리시간을 계산하면 1.3초이다. 따라서 계산되는 큐브위성의 분리속도는 1.08m/s으로 규격서 기준을 만족한다.

2.3 큐브위성 궤도 시뮬레이션

ISS에서 발사되는 큐브위성의 궤도를 시뮬레이션하기 위해 먼저 ISS의 궤도를 구성한다. 계산에 사용되는 ISS의 TLE 데이터는 2014년 9월 5일의 데이터를 사용하였다. TLE 데이터를 통해 구해진 ISS의 궤도 정보는 Table 3과 같다. 분리되는 큐브위성의 위치는 앞서 가정하였듯이 ISS 중심이며, 분리방향은 6자유도 로봇팔의 활동반경을 고려하면 3축의 모든 각도로 분리할 수 있다.

Table 3. Orbit Parameters Generated from ISS TLE Data

Parameters	Value
TLE 일자(TLE Date)	2014.09.05
고도(Altitude)	411.98 km
경사각(Inclination)	51.64 deg
이심률(Eccentricity)	0.006703
승교점 경도 (Right Ascension of the Ascending Node)	68.61 deg
근일점 방향 (Argument of Perigee)	130.53 deg
평균근점이각 (Mean Anomaly)	325.02 deg
평균운동(Mean Motion)	15.72 Rev/day

2.4 충돌확률분석

TLE를 이용한 ISS 궤도에서 도출된 큐브위성의 궤도를 이용하여 충돌확률 분석을 수행한다. 충돌확률 계산은 STK를 이용하여 이루어지며, 상황별로 계산된 충돌확률을 바탕으로 최적의 발사 각도를 도출하고자 한다. STK에서는 충돌확률 분석 알고리즘 중 Alfano가 제안한 'Parallel Pipe Method'와 'Adjoining Tube Method'가 가능하며 본 논문에서는 'Adjoining Tube Method'를 사용하였다^[3].

충돌확률을 계산하기 이전에 몇 가지 가정이 필요하다. 먼저 두 위성의 형태는 원형으로 가정하며, 두 위성의 상대적인 움직임은 선형으로 가정한다. 또한, 두 위성의 가속도의 상대적인 변화는 매우 작다고 가정하며, 각 위성에 대한 위치 오차는 일정하다고 가정한다^{[4][5]}.

Figure 8에서는 위성의 위치 불확실성(Position Uncertainty)에 의해 생성되는 공분산 타원체와 상대적으로 접근하는 위성이 생성하는 충돌 튜브를 나타내고 있다. 이러한 3차원 형태는 계산이 복잡하기에 두 위성이 가장 근접하는 위치에서

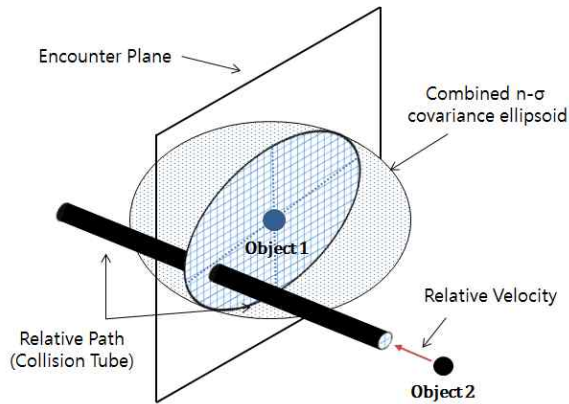


Fig. 8. Conjunction Encounter Visualization

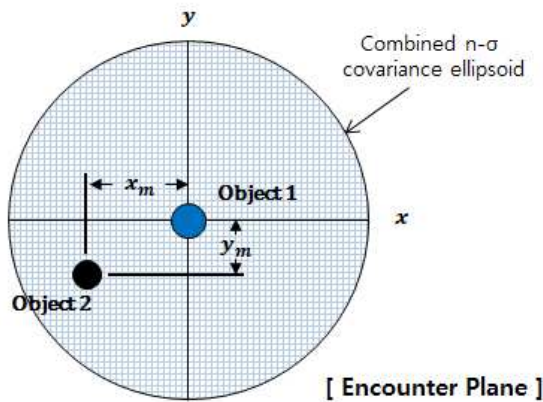


Fig. 9. Encounter Plane in Collision Analysis

충돌튜브와 수직인 면을 잘라 2차원 확률밀도함수로 단순화할 수 있으며 이는 Fig. 9에서 확인할 수 있다.

이를 통해 구해지는 일반적인 방법의 2차원 확률밀도함수는 아래 식 (3)과 같다^[6].

$$P_c = \frac{1}{2\pi(\sigma_x)(\sigma_y)} \int_{-OBJ}^{OBJ} \int_{-\sqrt{OBJ^2-x^2}}^{\sqrt{OBJ^2-x^2}} \exp\left[-\frac{1}{2} \left[\left(\frac{x+x_m}{\sigma_x}\right)^2 + \left(\frac{y+y_m}{\sigma_y}\right)^2\right]\right] dy dx \quad (3)$$

여기서 OBJ는 두 위성 반경의 합이고, x_m, y_m 은 충돌 평면에서 x, y축에 대해 두 물체 사이의 거리를 의미한다. σ_x, σ_y 는 각 축의 표준편차를 의미한다. 본 논문에서 OBJ를 계산하기 위해 큐브위성의 반경은 0.15m이고 ISS의 반경은 30m로 가정한다.

STK에서 지원하는 Alfano's Method는 식 (3)의 결과를 수치해석적으로 푸는 방법으로, 지수항과 오차 함수를 결합해 급수형태로 계산하게 된다. 식 (4)는 Alfano's Method로 나타낸 2차원 확률밀도함수이며 n은 지수 항과 오차 함수의 결합결과로 나오는 급수 항을 의미한다.

$$P_c = \frac{2OBJ}{\sqrt{8\pi} \cdot \sigma_x \cdot n} \sum_{i=0}^n \left[\text{erf} \left[\frac{y_m + \frac{2OBJ}{n} \sqrt{(n-i)i}}{(\sigma_y \sqrt{2})} \right] + \text{erf} \left[\frac{-y_m + \frac{2OBJ}{n} \sqrt{(n-i)i}}{(\sigma_y \sqrt{2})} \right] \right] \times \text{erf} \left[\frac{-\left[\frac{OBJ(2i-n)}{n} + x_m \right]^2}{(2\sigma_x^2)} \right] \quad (4)$$

STK의 Nonlinear Probability Tool을 사용하기 위해서는 최대 시간 간격, 튜브 간 최대 각도 등을 제약조건으로 설정하여 프로그램에서 SPG4 궤도 전파기(Orbit Propagator)를 통해 계산을 수행하게 된다.

2.5 유전 알고리즘 설정

본 논문에서는 ISS와 큐브위성의 충돌확률을 최소화하고 큐브위성의 임무수명을 최대로 만드는 최적의 분리 각도를 계산하기 위해 유전 알고리즘을 사용하였다.

유전 알고리즘을 통해 결정되는 큐브위성의 분리 각도는 $\theta_n = (\theta_x, \theta_y, \theta_z)_n$ 의 형태로 표현되며, $\theta_x, \theta_y, \theta_z$ 는 ISS 궤도 좌표계를 기준으로 좌표 중심으로부터 각 축에 대한 각도를 의미한다.

유전 알고리즘을 위한 목적함수는 다음 식 (5)와 같다. J_p 는 ISS와 큐브위성의 충돌확률을 의

미하며, J_L 은 큐브위성의 임무수명을 의미한다. λ_1 과 λ_2 는 각 목적함수에 대한 설계 가중치를 의미한다.

$$\min F(X) = \lambda_1 J_P(X) - \lambda_2 J_L(X) \quad (5)$$

설계 가중치를 적용하기에 앞서 각 목적함수를 무차원화 할 필요가 있다 충돌확률의 경우 최대 $1e-10$ 이상의 작은 수를 갖는 반면 임무수명의 경우는 세 자리에서 네 자리의 수를 갖게 되어, 두 목적함수의 크기 차이가 매우 크다. 목적함수 크기의 차이가 너무 크다면 가중치를 정량화하기 어려운 문제가 발생한다. 따라서 각각의 목적함수를 한 자리 크기의 수로 만들기 위해 J_P 에는 $1e12$ 를 곱하고, J_L 은 $1e2$ 로 나누었다. 유전 알고리즘 계산을 위해 적용한 목적함수의 가중치 λ_1 는 100, λ_2 는 1로 충돌확률에 보다 중점을 두었다.

효율적인 계산 수행을 위해 합리적인 범위에서 제약조건의 설정이 필요하다. 제약조건은 θ_x , θ_y , θ_z 에 대해 설정하였으며 다음 식 (6) ~ (8)과 같다.

$$g_1(X) = -\pi \leq \theta_x \leq 0 \quad (6)$$

$$g_2(X) = -\frac{\pi}{2} \leq \theta_y \leq \pi, -\pi \leq \theta_y \leq -\frac{\pi}{2} \quad (7)$$

$$g_3(X) = -\frac{\pi}{2} \leq \theta_z \leq \pi, -\pi \leq \theta_z \leq -\frac{\pi}{2} \quad (8)$$

x, y 축 각도의 제약조건은 큐브위성의 분리방향이 ISS 진행방향과 반대가 되도록 설정되었으며, z축의 각도는 큐브위성의 분리 방향이 ISS 진행방향의 위쪽으로 향하도록 설정되었다. 이는 초기에 큐브위성의 임무수명이 낮아지고 충돌확률이 높아질 경우를 배제하여 유전 알고리즘이 최적해를 보다 쉽게 찾아갈 수 있도록 도와준다.

2.6 시뮬레이션 결과

2.6.1 시뮬레이션 조건 및 결과

최적의 큐브위성 분리각도 계산을 위한 시뮬레이션은 Table 4에서 제시된 조건들에 의해 시행되었다. 유전 알고리즘의 인구 수는 30, 세대 수는 100으로 설정하였고, 시뮬레이션 기간은 큐브위성의 임무수명 분석을 위해 1년으로 설정했으며, 궤도전파기는 AdvCAT와 임무수명 계산 도구에서 사용되는 SPG4로 통일하였다. 프로그램

Table 4. Simulation Conditions

Parameters	Value
GA Population Size	30
GA Generation Size	100
Simulation Start Time	5 Sep 2014 12:00:00
Simulation Start Time	5 Sep 2015 12:00:00
Orbit Propagator	SGP4

Table 5. Simulation Results

Parameters	Value
θ_x	-131.451 deg
θ_y	-167.184 deg
θ_z	-145.320 deg
Orbit Lifetime	354 day
Collision Probability	6.7514e-12

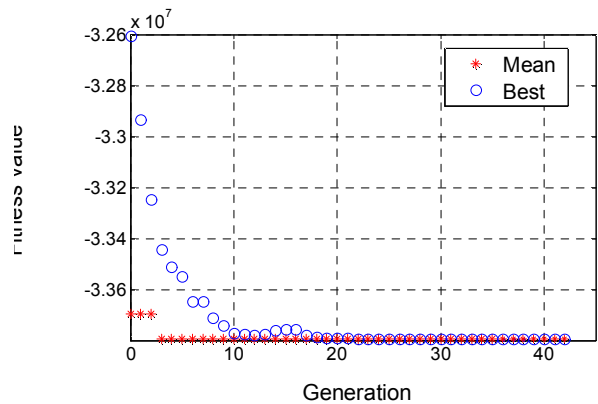


Fig. 10. Fitness Values of Genetic Algorithm

실행동안 세대에 따른 Fitness Value는 Fig. 10에서 확인할 수 있다. 세대 수가 20회에 도달할 즈음 수렴이 완료된 것을 확인할 수 있으며, 42회를 마지막으로 알고리즘 반복 수행이 자동으로 종료되었다.

앞선 시뮬레이션 조건을 설정하고 실행한 결과 최종 계산된 큐브위성의 분리각도와 이를 적용했을 경우 충돌확률과 임무수명은 Table 5와 같다.

계산된 분리 각도에서 x축의 각도 θ_x 는 -131.451deg.의 결과를 가져왔으며 이는 ISS 궤도 진행상에서 진행방향의 좌측으로 향하는 모습을 보인다. y축의 각도 θ_y 는 -167.184deg.이고 z축의 각도 θ_z 는 -145.320deg.로 ISS 진행방향 반대편에서 위를 바라보는 방향이 된다. 그 결과로

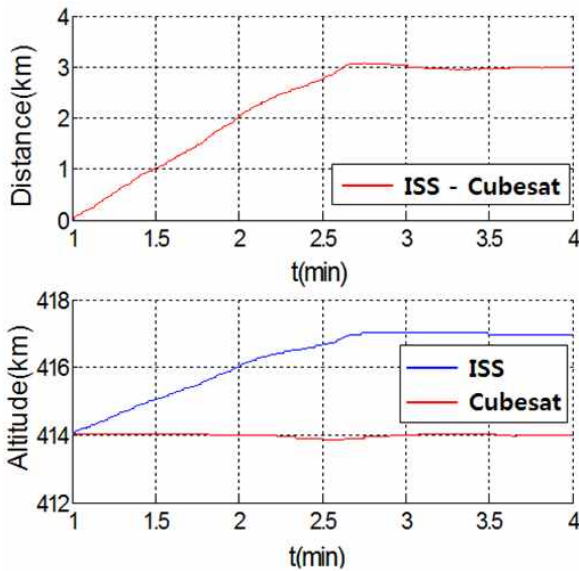


Fig. 11. Altitude of Cubesat and Distance between ISS and Cubesat

계산되는 큐브위성의 임무수명은 354일이며 충돌 확률은 $6.7514e-12$ 를 가지게 된다.

Figure 11은 큐브위성이 분리된 직후의 고도와 ISS와의 거리를 보여주고 있다. 분리 직후 약 3분 동안 가파르게 고도가 상승하고 거리가 멀어지고 나서 점차 궤도를 생성해 나가는 것을 확인할 수 있다. 이를 통해 분리된 큐브위성은 ISS의 위에 위치하여 초기 고도를 약 414km 정도로 형성하였음을 알 수 있다.

2.6.2 임무수명 계산 결과

임무수명은 위성의 임무나 목적에 따라 다양하게 정의되고 결정된다. 본 논문에서는 임무수명을 궤도 기반으로 정의하였으며, 임무를 수행할 수 있는 고도까지 저하되는 기간으로 환산하였다. 또한 본 분석에서는 큐브위성들의 임무나 목적을 별도로 가정하지 않았기 때문에 제한 고도

Table 6. Conditions for Lifetime Calculation

Parameters	Value
Cubesat Mass	4 kg
Drag Area	0.0363 m^2
Drag Coefficient	2.2
Density Model	NRLMSISE 2000

는 110km로 설정하여, STK 프로그램을 이용하여 계산하였다^[7]. STK 프로그램의 위성 임무수명 계산은 위성의 물리적인 특성과 초기 궤도상태 등을 이용하는 NASA's Langley Research Center의 알고리즘을 기반으로 개발되었다. STK는 대기 항력, 태양 복사압, 지구 편평도와 같은 세 가지 외란요소를 적용하여 궤도수명을 계산한다^[8].

계산을 위해 설정된 조건은 Table 6과 같다. 큐브위성의 무게는 3U 큐브위성의 최대 허용 무게인 4kg으로 설정하였으며, 항력을 받는 넓이는 큐브위성 옆면의 넓이로 계산하였다. 항력 계수의 경우 평판 모델의 위성에서 일반적으로 사용하는 값인 2.2를 적용하였다^[7]. 공기 밀도 모델은 공기 항력으로 인한 위성궤도 변화를 예측하기 위해 만들어진 NRLMSISE 2000을 이용하였다.

Figure 12는 큐브위성 궤도의 원지점, 근지점과 이심률이 시간에 따라 변하는 모습을 보이고 있으며 임무수명에 대한 결과는 Table 7과 같다. 큐브위성이 2014년 9월 5일 ISS로부터 분리된 후로부터 원지점과 근지점이 서서히 감소하다 큐브위성이 2015년 7월 18일경에 300km대에 진입한 후로는 급격히 감소하여 2015년 8월 25일에 고도 110km에서 소멸하는 것을 볼 수 있다. 결국 시뮬레이션 결과 생성된 궤도에서 큐브위성은 총 지구를 354일 동안 5,572회 회전하는 것을 알 수 있다.

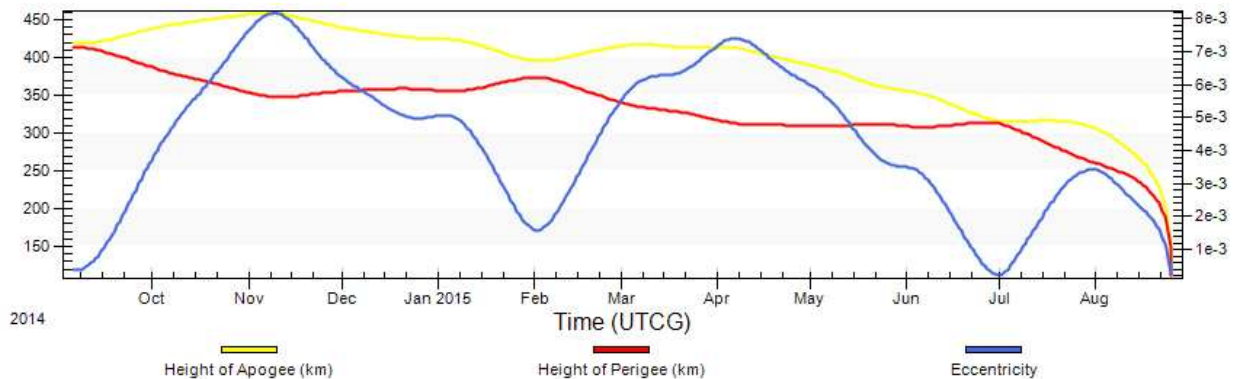


Fig. 12. Variation of Cubesat Orbit's Apogee, Perigee and Eccentricity

Table 7. Lifetime of Cubesat's Orbit

Parameters	Value
Max. Apogee	459.181 km
Max. Perigee	413.908 km
Orbital Count	5572
Operation Date	354 day
Decay Date	25 Aug 2015 07:35:40.177

Table 8. Results of Comparison between Optimal Angle and Random Angle

Parameter	Optimal Angle	Random Angle
θ_x (deg.)	-131.451	30
θ_y (deg.)	-167.184	-60
θ_z (deg.)	-145.320	-210
Orbit Lifetime	354 day	351 day
Min. Collision Probability	6.7514e-12	6.3560e-10
Number of Event	1	25

2.6.3 충돌확률 계산 결과

앞서 Table 5에서 보았듯이 시뮬레이션 결과 계산된 분리 방향으로 구해진 충돌확률은 6.7514e-12이다. 또한 ISS와 큐브위성이 서로 충돌할 가능성이 존재하는 어느 특정 범위를 충돌 위험 반경이라 부른다면, 본 논문의 시뮬레이션 결과에서 충돌 위험 반경으로 진입한 횟수는 1회에 불과하다. 이는 임의로 분리 각도를 설정하여 시뮬레이션과 비교했을 때 그 차이를 분명히 알 수 있으며 그 결과는 Table 8과 같다.

임의로 설정된 분리각도는 θ_x 의 경우 30deg. 이고 θ_y 와 θ_z 는 각각 -60deg.와 -210deg.이다. 임의의 분리각도를 적용한 결과로 나온 큐브위성의

임무수명, 충돌확률, 충돌 반경 진입 횟수는 최적 각도를 적용한 결과에 비해 전체적으로 열세하였다. 특히 충돌 반경 진입 횟수는 25회로 1회에 불과한 최적 결과에 비해 매우 많은 횟수를 보이고 있다. 이는 임의의 분리각도로 큐브위성을 분리할 경우 최적분리각도를 적용한 경우에 비해 큐브위성에 위험한 상황이 더 많이 발생할 수 있음을 보여준다.

시뮬레이션 결과 구해진 최적의 분리각도로 큐브위성을 분리하였을 경우 보다 충돌확률과 충돌 반경 진입 횟수를 효과적으로 줄일 수 있음을 확인하였다. 계산된 충돌확률 또한 1e-11이하로 충분히 낮을 확률을 보이고 있으며, 이를 통해 ISS와 큐브위성의 충돌 가능성은 거의 없다고 판단할 수 있다.

Table 9는 가중치 λ_1 , λ_2 에 따른 결과를 보이고 있으며, 가중치가 계산 결과에 미치는 영향을 확인할 수 있다. 충돌확률 가중치인 λ_1 의 경우 가중치의 값이 높아질수록 충돌확률은 수치적으로 낮아지는 경향을 보이거나, 물리적으로는 차이가 거의 없다. 임무수명 또한 가중치가 높아질수록 임무수명이 높아지는 경향을 보이거나 이 또한 전체 임무수명 크기에 비해 큰 변화라 보기 어렵다. 결국 가중치의 차이는 임무수명과 충돌확률에 영향을 끼치지만 결과의 양상이 변할 정도의 영향을 끼치지 않는다고 판단된다.

2.6.4 분리 속도에 따른 충돌확률 영향

큐브위성이 같은 각도로 분리되더라도 ISS에서 분리되는 속도에 따라 계산되는 충돌확률과 임무수명은 달라질 수 있다. 따라서 본 논문에서는 앞서 Table 8에서 나타낸 Random Angle을 기준으로 다른 분리속도를 적용하여 충돌확률과 임무수명을 계산하였다. 분리속도는 본 논문에서 계산된 1.08m/s과 분석에 사용한 전개장치인 NRCSD의 ICD에 기재된 분리속도 허용기준 0.5 ~

Table 9. Effect of Weight Factor on Calculation Results

λ_1	1	1	1	1	1	100	500	1000	10000
λ_2	10000	1000	500	100	1	1	1	1	1
충돌확률	6.84e-11	2.07e-11	1.14e-11	3.75e-12	1.11e-11	354	352	353	350
임무수명	358	356	355	354	354	6.75e-12	8.12e-13	1.77e-12	3.30e-14
Angle_X	-158.83	-156.61	-148.12	-139.98	-145.125	-131.451	147.63	151.13	-133.71
Angle_Y	-109.41	-158.95	-173.07	-156.77	-156.67	-167.184	-122.62	-110.69	-134.26
Angle_Z	-161.12	-152.48	-133.04	-121.73	-164.13	-145.320	-147.61	-131.42	-139.45

Table 10. Calculation Results of Mission Life and Collision Probability According to Deployment Velocity

Velocity (m/s)	Parameter	Result
0.5	임무수명(Alititude)	354 day
	충돌확률	6.3587e-10
1.08	임무수명(Alititude)	354 day
	충돌확률	6.3616e-10
1.5	임무수명(Alititude)	354 day
	충돌확률	6.3640e-10

1.5m/s에서 최소 · 최대 분리속도인 0.5m/s, 1.5 m/s를 이용하였다. 계산결과는 Table 10과 같다.

계산결과 임무수명은 속도가 빨라짐에 따라 충돌확률은 변화가 미미하며, 임무수명도 변화가 없음을 확인하였다. 이를 통해 큐브위성의 분리속도는 충돌확률 및 임무수명 계산 시에 그 영향이 매우 작다고 판단된다.

III. 결 론

본 논문에서는 최근 ISS를 이용하여 우주공간으로 발사되는 큐브위성의 추세에 맞춰 충돌확률을 최소로 하고 큐브위성의 임무수명을 최대로 하는 최적의 분리각도를 계산하였다. 최적의 분리각도 계산을 위해 유전 알고리즘을 사용하였으며 충돌확률과 큐브위성 임무수명의 계산은 STK를 이용하였다. 시뮬레이션 결과 계산된 분리각도를 이용해 생성된 큐브위성의 궤도는 임의의 방향으로 분리된 큐브위성에 비해 충돌확률과 충돌 위험 반경 진입 횟수가 현저히 낮은 것을 확인할 수 있었다. 큐브위성의 임무수명 또한 7일 가량 더 긴 것으로 나타났다. 유전 알고리즘에서 충돌확률과 임무수명의 가중치의 변화는 계산 결과에 크게 영향을 미치지 않았으며, 전개장치의 분리속도 또한 계산결과에 크게 영향을 미치지 못하는 것을 확인하였다.

시뮬레이션 결과를 보면 최적의 각도와 임의의 각도를 통해 계산된 충돌확률은 최소 1e-10의 매우 적은 값을 알 수 있다. 이는 사실상 큐브위성이 어느 임의의 각도로 발사되어 두 물체가 비슷한 궤도를 생성하더라도 충돌 가능성이 매우 적은 것을 의미한다. 하지만 우주 공간에서 두 대상의 충돌이 미세한 확률이라도 현실이 되었을 때 잃게 되는 무수한 재산적 가치들을 생각한다면, 미소한 위험이라도 최소화하는 것이 합당하

다. 실제 이러한 시도는 시뮬레이션 결과를 통해 충분히 더 안전한 큐브위성의 궤도를 찾는 결과를 얻었다.

후 기

본 논문은 항공우주연구원의 “2012년 큐브위성 경연대회” 프로그램의 일환으로 진행된 결과로 항공우주연구원의 지원에 감사드립니다.

References

- 1) NASA, LCC, "Commercial Orbital Transportation Services - A New Era in Spaceflight", NASA, 2013
- 2) NanoRacks, LCC, "NanoRacks CubeSat Deployer (NRCS) Interface Control Document", NRCS ICD, Revision 0.36, 2013
- 3) Salvatore Alfano, "Addressing Nonlinear Relative Motion For Spacecraft Collision Probability", *AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference and Exhibit*, 2006.
- 4) Jae-Dong Seong, Dae-Woo Lee, Kyeum-Rae Cho, Hae-Dong Kim and Hak-Jung Kim, "Analysis of the Collision Probability and Mission Environment for GEO", *The Korea Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 39, No. 7, pp. 674-681, 2011.
- 5) Jae-Dong Seong, Hae-Dong Kim and Seong-Min Lim, "An Analysis of Three-dimensional Collision Probability according to Approaching Objects to the KOMPSAT Series", *The Korea Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 41, No. 2, pp. 151-163, 2013.
- 6) Salvatore Alfano, "A Numerical Implementation of Spherical Object Collision Probability", *Journal of the Astronautical Sciences*, Vol. 53, No. 1, pp. 103~109, 2005.
- 7) Ai-Ai Lumnyay C. Cojuangco, "Orbital Lifetime Analyses of Pico- and Nano-Satellites", *Master's Thesis*, Florida University, USA, 2007.
- 8) Belcher, S. J., Rowell, L. N., and Smith, M. C., "Satellite Lifetime Program," *The Rand Corporation*, RM-4007-NASA, 1964.