

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 45(8), 647-661(2017)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2017.45.8.647

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

이산 슬라이딩 모드 제어를 이용한 소천체 자율 착륙 기법

이주영*

Autonomous Landing on Small Bodies
based on Discrete Sliding Mode Control

Juyoung Lee*

Agency for Defense Development*

ABSTRACT

This paper presents a robust method for autonomously landing on small bodies. Autonomous landing is accomplished by generating and following reference position and attitude profiles. The position and attitude tracking controllers are based on discrete sliding mode control, which explicitly treats the discrete and impulsive natures of thruster operation. Vision-based inertial navigation is used for autonomous navigation for landing. Numerical simulation is carried out to evaluate the performance of the proposed method in a realistic situation with environmental uncertainties.

초 록

본 논문에서는 탐사선을 소천체에 착륙시키기 위한 자율 착륙 기법을 제시하였다. 제시된 기법은 탐사선이 스스로 착륙을 위한 위치 및 자세 프로파일을 생성하고 이를 추종하는 구조를 가지며, 위치 및 자세 추종을 위한 제어기를 설계함에 있어 소천체 및 탐사선의 환경 불확실성에 대해 강인한 특성을 갖는 이산 슬라이딩 모드 제어법칙을 바탕으로 하였다. 착륙을 위한 자율 항법 기법으로는 시각기반 관성항법을 적용하였으며, 제시된 착륙 기법은 다양한 불확실성이 존재하는 상황에서의 수치 시뮬레이션을 통해 검증되었다.

Key Words : Autonomous Landing(자율 착륙), Small Bodies(소천체), Discrete Sliding Mode Control(이산 슬라이딩 모드 제어)

1. 서 론

소천체란 소행성 및 혜성과 같이 행성에 비해 작은 질량을 갖는 천체를 의미한다. 소천체는 약한 중력 때문에 내부적인 화학변화를 일으키기 어려우며 과학적 가치가 높은 태양계 형성 초기의 구성 물질을 보존하고 있을 것으로 기대된다.

탐사선을 소천체에 안전하고 정확하게 착륙시키는 기술은 소천체 탐사를 위한 핵심 기술이며, 특히 최근 들어 통신지연으로 인해 제한적인 착륙 정확도 및 돌발 상황 대처능력을 갖는 지상명령 기반 착륙 방식에서 벗어나 탐사선 스스로 착륙을 수행하도록 하는 자율 착륙 기법에 대한 연구가 많은 관심을 받고 있다[1-4].

† Received : March 23, 2016 Revised : July 24, 2017 Accepted : July 24, 2017

* Corresponding author, E-mail : juyoungmr@gmail.com

자율 착륙 기술은 탐사선이 자신의 위치 및 자세를 결정하는 자율 항법 기술과 이를 바탕으로 소천체에 탐사선을 착륙시키기 위한 유도제어 기술로 구성되며, 소천체의 불규칙한 형상 및 불확실한 착륙 환경에 대해 강인한 성능을 가질 것이 요구된다. 현재 소천체에서의 자율 항법 기술은 관성센서 및 카메라를 이용한 시각기반 관성항법 기법이 사운드팅 로켓 시험을 통해 검증되는 등[1] 일정 수준이상의 성숙도를 확보한 것으로 평가되고 있다.

반면 착륙 시의 유도 및 제어를 위한 기법으로는 탐사선이 지상에서 계획된 수차례의 기동을 수정하는 방식[2] 및 탐사선 스스로 착륙 궤적을 생성하고 추종하는 방식[3-4] 등이 제안되었으나 착륙 과정에서의 자세 외란 및 이를 보상하기 위한 자세 제어 문제를 무시하였거나 추력기의 동작 특성에 대한 고려 없이 연속시간에서 설계된 제어기를 적용함으로써 불필요한 추진제를 소모하는 등 실제 시스템에 적용되기까지 해결되어야 할 문제가 남아있는 것으로 판단되었다. 이에 본 연구에서는 탐사선의 위치 및 자세제어를 모두 고려하면서 실제 시스템에 적용될 수 있는 자율 착륙 기법을 개발하고자 하였다.

본 논문에서 제시된 소천체 자율 착륙 기법은 탐사선이 착륙을 위한 기준 위치 및 자세 프로파일을 스스로 생성하고 이를 추종하는 구조를 가지며, 위치 및 자세 추종을 위한 제어기를 설계함에 있어 소천체 및 탐사선의 불확실성에 대해 강인한 성능을 보이는 이산 슬라이딩 모드 제어법칙을 바탕으로 하였다. 설계된 제어기는 추력기의 이산적이고 순간적인 거동을 고려하여 추종 성능을 최대화하고자 하였으며, 복잡한 형태의 모듈레이션 없이 추력기의 동작시간을 직접 제공한다는 장점을 갖는다. 착륙 중 탐사선의 위치 및 자세를 결정하기 위한 방법으로는 시험을 통해 검증된 시각기반 관성항법[1]을 적용하였다.

본 논문은 총 다섯 개의 장으로 구성되며 2장에서는 본 연구에서 다루고자 하는 소천체 착륙 문제와 탐사선에 대한 가정을 소개한다. 3장에서는 소천체 자율 착륙을 위한 유도 및 제어기법을 소개하며 기준 궤적 생성 기법 및 이산 슬라이딩 모드 제어법칙을 기반으로 한 위치 및 자세 추종 제어기가 제시되었다. 4장에서는 자율 착륙을 위한 시각기반 관성항법 기법을 소개하였으며 마지막으로 5장에서는 다양한 불확실성이 반영된 현실적인 상황에서의 수치 시뮬레이션을 통해 제시된 기법이 실제 시스템에 적용 가능함을 보이고자 하였다.

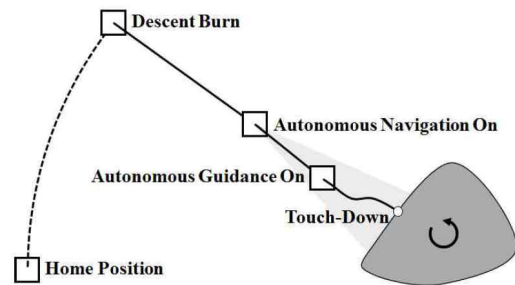


Fig. 1. Asteroid Landing Scenario

II. 문제 정의

2.1 임무 시나리오

본 논문에서는 해외의 소천체 탐사 임무인 Hayabusa[5-6] 및 Marrco-Polo[7]의 경우를 참고하여 다음과 같은 임무 시나리오를 가정하였다.

우선 탐사선이 소천체에 도착한 뒤 첫 수개월 동안은 소천체에 대한 원격 탐사 기간으로 가정한다. 이 기간 동안 탐사선은 소천체와의 거리를 유지하며 영상을 포함한 여러 탐사 자료를 획득하고, 지상에서는 이를 바탕으로 소천체의 3차원 모델 및 표면 지도를 생성하고 소천체의 중력 및 회전 상태에 대한 모델링을 수행한다. 필요한 자료가 충분히 수집되었다고 판단되면 착륙 장소를 선정하고 착륙 단계로 진입하게 된다.

소천체 착륙은 크게 세 단계로 이루어지며, 첫 단계는 탐사선이 지상으로부터 계획된 일련의 기동을 수행하여 원격탐사를 수행하던 기준 위치에서 벗어나 소천체로 접근하는 단계이다. 이 단계가 진행되는 동안 지상에서는 탐사선의 기동이 정상적으로 수행되는지를 확인하고 문제가 발생할 경우 착륙을 중단시키게 된다.

두 번째 단계는 탐사선이 소천체에 충분히 접근하여 자율 항법에 필요한 측정 자료가 얻어지게 되면서 시작된다. 이 단계에서 탐사선은 측정된 자료를 바탕으로 자율 항법만을 수행하며, 지상에서는 탐사선의 항법 해를 분석하여 최종 착륙 여부를 판단한다.

마지막 단계는 탐사선이 착륙에 필요한 기동을 스스로 계획하고 수행하여 소천체에 착륙하는 단계로써, 이 단계는 자율 항법의 정상 동작이 확인되고 탐사선이 착륙 지점에 일정 거리 이내로 접근했을 때 시작된다. 본 논문에서 다루고자 하는 자율 착륙 기법은 이 단계에서의 적용을 목표로 한다.

2.2 탐사선

본 논문에서 가정한 탐사선은 자율 항법을 위

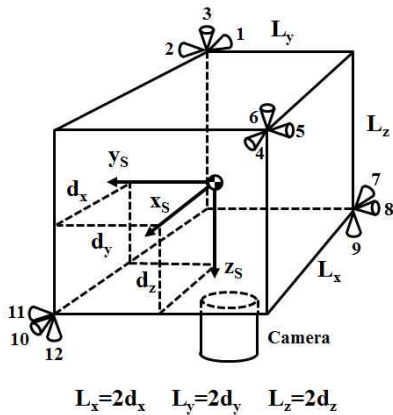


Fig. 2. Spacecraft for Small Body Landing

한 장치로써 3축 가속도계 및 각속도계와 카메라를 탑재한다. 가속도계는 탐사선의 질량중심에 위치하며, 카메라는 탐사선의 착륙 방향과 동일한 z방향으로 배치된 것으로 가정하였다.

탐사선은 착륙 중의 위치 및 자세제어를 위해 화학 추력기를 이용하며, 소천체의 작은 중력을 고려하여 추력이 큰 별도의 착륙용 추력기를 사용하는 대신 동일한 추력기로 위치 제어와 자세 제어를 모두 수행하는 것으로 가정하였다. 이러한 설계 및 운용개념은 해외의 소천체 탐사선 [5-7]에 이미 적용된 바 있다.

추력기의 배치는 추력기를 이용한 위치 및 자세 제어에 대한 기존 연구결과[8]를 참고하여 동일한 추력을 갖는 12개의 추력기가 Fig. 2와 같이 배치되는 것을 가정하였다. 제시된 배치는 위치에 대한 3축 제어와 자세에 대한 3축 제어를 독립적으로 수행할 수 있도록 하며 추력기가 경사각 없이 축 방향으로 배치되어 위치 제어에 따른 연료 소모를 최소화한다.

2.3 동역학

소천체 착륙 과정의 동역학적 모델링은 다음과 같이 수행되었다. 먼저 소천체의 회전 방향은 관성좌표계에 대해 고정된 것으로 가정되었으며, 이러한 가정은 대부분의 소천체에 대해 성립하는 것으로 알려져 있다[9]. 탐사선의 동역학은 본 논문에서 다루고자 하는 문제의 범위를 고려하여 직교 좌표계에서의 위치 및 자세 동역학에 국한하였으며, 원경 탐사 및 소천체 접근 기동 설계 시에 필요한 궤도 역학적 모델링은 생략하였다.

Figure 3은 소천체 착륙 문제를 모델링하기 위하여 사용된 좌표계 및 벡터를 나타낸 것이다.

Σ_I 는 좌표계 중심이 소천체의 질량중심과 일치하며 관성 좌표계에 대해 회전하지 않는 유사

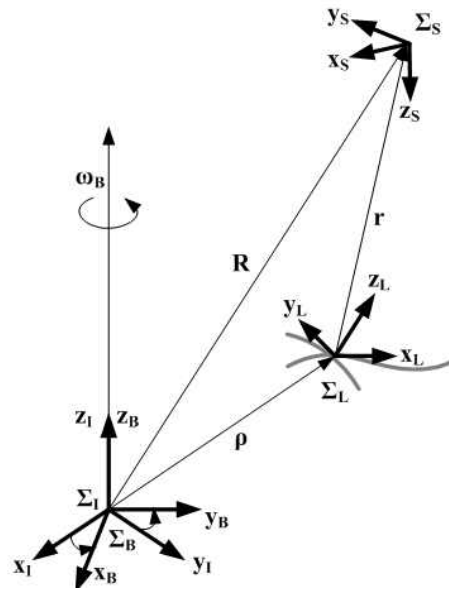


Fig. 3. Small Body Landing Kinematics

관성좌표계이며, Σ_B 는 관성좌표계의 z축을 기준으로 관성좌표계에 대해 ω_B 의 각속도로 회전하는 소천체 고정 좌표계이다. Σ_L 은 좌표계 중심이 착륙지점에 위치하고 z방향이 착륙지점의 지면에 수직한 착륙 좌표계이며 Σ_S 는 좌표계 중심이 탐사선의 질량중심에 위치하며 탐사선에 대해 고정된 탐사선의 동체 좌표계이다.

착륙 좌표계에서 나타낸 탐사선의 위치 동역학은 다음의 식으로 나타난다. 여기서 g 는 소천체의 중력가속도, u 는 추력기로부터 탐사선에 주어지는 가속도이며, ρ 는 소천체의 질량중심에 대한 착륙지점의 위치벡터이다. ω_B 는 관성좌표계에 대한 소천체의 각속도 벡터이다.

$$\mathbf{r} = -2[\boldsymbol{\omega}_B \times] \mathbf{r} - [\boldsymbol{\omega}_B \times]^2 (\mathbf{r} + \boldsymbol{\rho}) + \mathbf{g} + \mathbf{u} \quad (1)$$

여기서,

$$[\mathbf{a} \times] = \begin{bmatrix} 0 & -a_3 & a_2 \\ a_3 & 0 & -a_1 \\ -a_2 & a_1 & 0 \end{bmatrix} \quad (2)$$

착륙 좌표계에 대한 탐사선의 자세 동역학은 아래와 같다. J 는 탐사선의 회전관성, ω 는 탐사선 동체좌표계에서 나타낸 착륙좌표계에 대한 탐사선의 각속도 벡터, A 는 착륙좌표계에 대한 탐사선의 자세행렬, τ 는 탐사선의 추력기로부터 발생하는 각가속도이다.

$$\dot{\boldsymbol{\omega}} = -J^{-1}[(\boldsymbol{\omega} + \mathbf{A}\boldsymbol{\omega}_B) \times] J(\boldsymbol{\omega} + \mathbf{A}\boldsymbol{\omega}_B) - [\mathbf{A}\boldsymbol{\omega}_B \times] \boldsymbol{\omega} + \boldsymbol{\tau} \quad (3)$$

소천체는 불규칙한 형상으로 인하여 점 질량

과 크게 다른 중력 분포를 가지며, 본 논문에서는 소천체를 다수의 사면체로 나누어 중력을 계산하였다. 단일 사면체에 의한 중력 포텐셜은 아래의 식으로부터 주어진다[10].

$$U = \frac{1}{2} G \sigma \sum_{e \in \text{edges}} \mathbf{r}_e \cdot \mathbf{E}_e \cdot \mathbf{r}_e \cdot L_e - \frac{1}{2} G \sigma \sum_{f \in \text{faces}} \mathbf{r}_f \cdot \mathbf{F}_f \cdot \mathbf{r}_f \cdot \omega_f \quad (4)$$

U 는 사면체로 인한 중력 포텐셜, G 는 중력상수, σ 는 사면체의 밀도이다. 위 식에 대한 상세한 정의는 참고문헌[10]에 주어져 있다.

III. 자율 착륙 유도 및 제어

3.1 기준 프로파일

3.1.1 위치 프로파일

자율 착륙을 위한 기준 위치 프로파일은 다음의 조건들을 고려하여 설계되었다. 먼저 프로파일의 연속성을 보장하기 위하여 기준 프로파일의 시작 위치 및 속도가 프로파일 생성 시점의 위치 및 속도와 일치하도록 하였으며, 착륙지점에 대한 가관측성 확보를 고려하여 착륙 전에 수평 방향으로의 위치 및 속도를 0으로 미리 정렬하고 착륙을 진행하도록 하였다. 또한 탐사선이 항법 및 추종 오차로 인해 예정된 착륙 시점에 지면에 착륙하지 못하거나, 이륙 및 충돌을 반복하는 현상을 방지하기 위하여 착륙 시점의 수직 속도를 0이 아닌 값으로 설정하였다.

위 조건을 만족하는 기준 프로파일은 이론상 무수히 많이 존재할 수 있으나, 본 논문에서는 소천체의 작은 중력을 고려하여 연료 소모량 최소화 보다는 탐사선의 계산 용이성에 무게를 둔 다항식 형태로 정의하였다. 생성된 프로파일은 x , y , z 방향에 대해 동일한 형태를 가지며 아래는 z 방향에 대한 프로파일을 나타낸 것이다.

$$z_d(t) = \begin{cases} a_0 + a_1 t + a_2 t^2 + a_3 t^3 + a_4 t^4 & (t \leq T_z) \\ b_0 + b_1(t - T_z) & (t > T_z) \end{cases} \quad (5)$$

여기서 z_d 는 z 방향 기준 위치 프로파일이며 t 는 기준 프로파일 생성시점으로부터의 경과 시간이다. 제시된 기준 프로파일은 T_z 를 기준으로 4차 다항식으로 표현되는 구간과 선형 등속구간으로 나누어지며, 다항식 구간은 프로파일 생성 시점의 위치/속도와 등속 구간 진입 시점의 위치/속도를 만족하면서 등속 구간 진입 시의 가속도가 0이 되도록 하는 5개 조건으로부터 생성되었

고 선형 등속구간은 등속 구간 진입 시의 정해진 속도를 유지하도록 생성되었다. 위 식의 계수는 다음과 같이 계산된다.

$$\begin{aligned} a_0 &= z_i & a_1 &= z_i & a_2 &= (3C_1 - 6C_2)T_z^2 \\ a_3 &= (-5C_1 + 8C_2)T_z & a_4 &= 2C_1 - 3C_2 \\ C_1 &= (z_i + z_f)T_z^{-3} & C_2 &= (z_i + z_i T_z)T_z^{-4} \\ b_0 &= z_f & b_1 &= z_f \end{aligned} \quad (6)$$

여기서 z_i, z_i 는 프로파일 생성 시점에서의 탐사선 z 방향 위치 및 속도이며, z_f, z_f 는 시간 등속 구간 진입 시점인 T_z 에서의 목표 z 방향 위치 및 속도이다. 앞서 언급된 설계 고려사항을 다항식 프로파일의 설계변수로 나타내면 다음과 같다.

$$\begin{aligned} T_x &= T_y < T_z = t_{TD} \\ x_f &= y_f = z_f = 0 \\ x_f &= y_f = 0 \\ z_f &= -v_{TD} \end{aligned} \quad (7)$$

여기서 t_{TD} 는 목표 착륙 시점, v_{TD} 는 착륙 시의 수직속도이다. 위 조건에 따라 생성된 위치 프로파일은 앞에서 언급된 바와 같이 착륙 전 수평 방향의 위치 및 속도를 0으로 만들고 나서 이를 유지하며 수직으로 착륙을 진행하며, 목표 착륙 시점에서 0이 아닌 착륙속도를 가짐으로써 항법 및 추종오차와 무관하게 안정적인 착륙이 이루어질 수 있도록 한다.

3.1.2 자세 프로파일

착륙 중의 기준 자세 프로파일은 착륙 과정에서 자율 항법을 위한 측정 자료가 안정적으로 제공되고, 착륙 시점에 착륙장치와 지면의 접촉이 정상적으로 이루어지도록 하여야 한다. 본 논문에서는 탐사선의 카메라와 착륙장치가 동일한 방향으로 장착된 것으로 가정하였으며, 이에 따라 기준 자세 프로파일을 다음과 같이 정의하였다.

$$\bar{\mathbf{q}}_d = \{1 \ 0 \ 0 \ 0\}^T \quad (8)$$

$\bar{\mathbf{q}}$ 는 착륙 좌표계에 대한 탐사선의 자세 쿼터니온이다. 제시된 기준 프로파일은 탐사선의 카메라 및 착륙장치가 항상 지면을 향하도록 하여 자율 항법 및 착륙이 정상적으로 수행될 수 있도록 한다.

3.2 추종 제어기

3.2.1 이산 슬라이딩 모드 제어

본 논문에서는 생성된 기준 위치 및 자세를

추종하기 위해 다음과 같은 형태의 이산 슬라이딩 모드 제어를 적용하였다.

$$\begin{aligned} \mathbf{d}_k &= \mathbf{s}_k - \mathbf{s}_k^D \\ \hat{\mathbf{d}}_k &= \Theta \hat{\mathbf{d}}_{k-1} + (\mathbf{I}_{p \times p} - \Theta) \mathbf{d}_k \\ \mathbf{s}_{k+1}^D &= \Phi \mathbf{s}_k - \hat{\mathbf{d}}_k \end{aligned} \quad (9)$$

여기서 \mathbf{s} 는 시스템이 정해진 수렴 특성을 보이는 슬라이딩 평면($s=0$)으로부터 얼마나 떨어져 있는지를 나타내는 변수이며, \mathbf{s}^D 는 시스템의 제어입력을 통해 달성하고자 했던/하는 \mathbf{s} 의 값이다. \mathbf{d} 는 외란으로 인해 발생하는 단일 시간간격 동안의 \mathbf{s} 추종오차이며, $\hat{\mathbf{d}}$ 은 Θ 를 계수로 가지는 저역필터를 이용한 \mathbf{d} 의 추정이다. Φ 와 Θ 는 성분의 크기가 0에서 1 사이인 대각행렬이다.

위 제어법칙은 \mathbf{s} 의 값을 0으로 제어하는 과정에서 \mathbf{s} 의 부호를 변화시키지 않으므로 chattering 문제로부터 자유로우며, 불필요한 제어입력을 최소화하면서 외란에 강인한 특성을 갖는 것으로 알려져 있다[11].

위 제어법칙의 안정성 및 수렴특성에 대한 논의는 다음과 같이 진행된다. 먼저 식(9)를 재배치하면 시간에 따른 \mathbf{s} 의 변화를 아래와 같이 나타낼 수 있다.

$$\begin{aligned} \mathbf{s}_k &= \Phi \mathbf{s}_{k-1} + \boldsymbol{\mu}_k \\ \boldsymbol{\mu}_k &= \mathbf{d}_k - \hat{\mathbf{d}}_{k-1} \end{aligned} \quad (10)$$

위 식으로부터 \mathbf{s} 를 $\boldsymbol{\mu}$ 에 대해 전개하면 다음과 같은 결과를 얻는다.

$$\mathbf{s}_k = \Phi^k \mathbf{s}_0 + \sum_{i=0}^{k-1} \Phi^i \boldsymbol{\mu}_{k-i} \quad (11)$$

여기서 우측 첫 번째 항은 시간에 따라 0으로 수렴하는 값이다. 우측 두 번째 항은 시스템에 작용하는 외란으로 인해 발생하는 추종오차를 나타내며 그 크기에 대해 다음 관계가 성립한다.

$$\begin{aligned} \left| \sum_{i=0}^{k-1} \Phi^i \boldsymbol{\mu}_{k-i} \right| &\leq \sum_{i=0}^{k-1} \Phi^i |\boldsymbol{\mu}|_{\max} \leq (\mathbf{I}_{p \times p} - \Phi)^{-1} |\boldsymbol{\mu}|_{\max} \\ |\boldsymbol{\mu}|_{\max} &= \max_{i=1-k} (\boldsymbol{\mu}_k) \end{aligned} \quad (12)$$

위 식으로부터 $\boldsymbol{\mu}$ 가 유한한 값을 가질 경우 추종오차 역시 유한한 값을 가지며, Φ 의 성분이 0에 가까울수록, $\boldsymbol{\mu}$ 의 크기가 작을수록 추종오차의 크기가 줄어들을 수 있다. $\boldsymbol{\mu}$ 의 크기에 대한 논의는 Θ 의 값이 1인 경우와 그렇지 않은 경우로 나누어 진행되며, 먼저 Θ 의 값이 1인 경우 $\boldsymbol{\mu}$ 와 \mathbf{d} 가 동일하므로 다음 결과가 성립한다.

$$\left| \sum_{i=0}^k \Phi^i \boldsymbol{\mu}_{k-i} \right| \leq (\mathbf{I}_{p \times p} - \Phi)^{-1} |\mathbf{d}|_{\max} \quad (13)$$

이 경우 최종 추종오차는 단일 시간간격 동안 외란에 의해 발생한 오차인 \mathbf{d} 에 비례하며, 작용하는 외란이 해석적일 경우 충분히 작은 시간간격에 대해 추종오차가 시간간격에 선형적으로 비례할 것으로 기대된다. Θ 가 1이 아닌 경우에는 식 (9)과 (10)로부터 다음 관계가 성립한다.

$$\begin{aligned} \boldsymbol{\mu}_k &= \boldsymbol{\delta}_k + \boldsymbol{\varepsilon}_{k-1} & \boldsymbol{\delta}_k &= \mathbf{d}_k - \mathbf{d}_{k-1} \\ \boldsymbol{\varepsilon}_k &= \Theta(\boldsymbol{\delta}_k + \boldsymbol{\varepsilon}_{k-1}) & \boldsymbol{\varepsilon}_k &= \mathbf{d}_k - \hat{\mathbf{d}}_k \end{aligned} \quad (14)$$

위 관계식을 이용하여 $\boldsymbol{\mu}$ 를 $\boldsymbol{\delta}$ 에 대해 정리할 경우 그 범위에 대해 다음 관계가 성립한다.

$$\begin{aligned} \boldsymbol{\mu}_k &= \sum_{i=0}^{k-1} \Theta^i \boldsymbol{\delta}_{k-i} \\ |\boldsymbol{\mu}_k| &\leq \sum_{i=0}^{k-1} \Theta^i |\boldsymbol{\delta}|_{\max} \leq (\mathbf{I}_{p \times p} - \Theta)^{-1} |\boldsymbol{\delta}|_{\max} \end{aligned} \quad (15)$$

식 (12)에 위 결과를 대입하면 최종 추종오차의 크기는 다음과 같이 주어진다.

$$\left| \sum_{i=0}^{k-1} \Phi^i \boldsymbol{\mu}_{k-i} \right| \leq (\mathbf{I}_{p \times p} - \Phi)^{-1} (\mathbf{I}_{p \times p} - \Theta)^{-1} |\boldsymbol{\delta}|_{\max} \quad (16)$$

이 경우 추종오차는 시간에 대한 \mathbf{d} 의 변화량에 비례하며, 작용하는 외란이 해석적일 경우 충분히 작은 시간간격에 대하여 추종오차가 시간간격의 제곱에 비례할 것으로 기대된다.

제시된 제어법칙은 해석적인 외란 요소에 대해 최종 추종오차가 시간간격에 비례하여 감소하는 수렴특성을 가지며, 충분한 제어주기가 확보될 경우 외란에 대한 구체적인 지식을 필요로 하지 않는 강인한 추종 성능을 갖는다. 따라서 제시된 제어법칙은 중력 및 회전상태에 대한 정확한 모델링이 제한적이며 이와 관련한 해석적 외란 요소가 존재하는 소전체 착륙 문제에 적용하기에 적합한 특성을 가진 것으로 판단된다.

제어기의 설계변수인 Φ 와 Θ 는 식(16)에 비추어 볼 때 추종오차 측면에서 작은 값을 갖는 것이 바람직하다. 그러나 측정 오차와 같이 시간에 대해 랜덤한 특성을 갖는 비 해석적 외란 요소가 존재하는 경우 Φ 의 값이 작아짐에 따라 불필요한 제어 입력이 증가할 수 있으며, Θ 또한 식 (10)을 참고하면 랜덤한 외란 요소에 대해서는 그 값이 0에 가까워질수록 추종오차가 커질 것

로 예상된다. 결론적으로 제어기의 설계변수는 대상 시스템의 특성을 고려하여 해석적인 외란 요인이 지배적이거나 추종 성능 극대화가 가장 중요할 경우 작은 값으로, 비 해석적 외란 요인이 지배적이거나 제어를 위한 에너지 절약이 중요한 이슈인 경우 상대적으로 큰 값으로 설정되는 것이 바람직할 것으로 판단된다.

3.2.2 명령 지연 기법

소천체의 중력은 탐사선의 추력에 비해 작은 값을 가지며, 이에 따라 착륙 과정에서의 추력기 운용은 순간적인 펄스의 형태로 이루어지게 된다. 이와 같이 제어입력이 시간간격 내 제한된 영역에서 주어지는 경우 제어가 수행되는 시점에 따라 시스템의 추종특성이 차이를 보이게 되며, 본 논문에서는 제어입력 계산 시에 이러한 추력기의 동작 특성을 반영함으로써 착륙 과정에서의 추종오차를 최소화하고자 하였다.

Figure 4는 k+1 단계의 s값을 0으로 만들기 위한 추력기 사용이 k 시점에서 이루어질 경우의 s 프로파일을 나타낸다.

매 시간간격마다 s의 값이 0으로 수렴하지만 평균적인 s의 값이 한 쪽으로 치우쳐짐을 알 수 있다. 본 논문에서는 이를 보완하기 위하여 k 제어시점에서 k 시점의 추력기 명령이 아닌 k+1/2 시점에서의 추력기 동작명령을 생성하도록 하였다. Fig. 5은 이러한 기법을 적용한 경우의 추종 오차이며 그 평균이 상대적으로 0에 가까운 것을 알 수 있다.

3.2.3 위치 제어

앞에서 언급된 제어 기법을 바탕으로 설계된 위치 추종 제어기는 다음과 같다. 먼저 정해진 위치 추종특성을 갖는 슬라이딩 평면을 다음과 같이 정의한다.

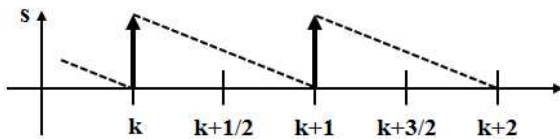


Fig. 4. s Tracking Error with k Control

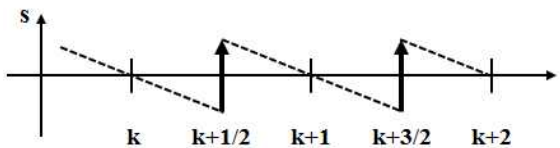


Fig. 5. s Tracking Error with k+1/2 Control

$$\mathbf{s} = (\mathbf{r} - \mathbf{r}_d) + \Lambda(\mathbf{r} - \mathbf{r}_d) = \mathbf{0}$$

$$\Lambda = \begin{bmatrix} \lambda_x & 0 & 0 \\ 0 & \lambda_y & 0 \\ 0 & 0 & \lambda_z \end{bmatrix}$$

$$(\lambda_x, \lambda_y, \lambda_z > 0)$$

(17)

$$\tau_x = 1/\lambda_x \quad \tau_y = 1/\lambda_y \quad \tau_z = 1/\lambda_z$$

τ 는 슬라이딩 평면상에서의 오차 수렴특성을 나타내는 시간상수이다. 구하고자 하는 제어입력은 k+1 시점의 s 값을 s_{k+1}^D 로 만드는 k+1/2시점의 속도 임펄스 ΔV_k 이며 이는 다음의 식으로부터 얻어진다.

$$(\mathbf{r}_{k+1} - \mathbf{r}_{d,k+1}) + \Lambda(\mathbf{r}_{k+1} - \mathbf{r}_{d,k+1}) = \mathbf{s}_{k+1}^D \quad (18)$$

이를 계산하기 위하여 먼저 탐사선의 동역학 모델을 이용하여 k 시점의 위치 및 속도를 k+1/2 시점으로 전파한다.

$$\begin{Bmatrix} \mathbf{r} \\ \mathbf{r} \end{Bmatrix}_{k+1/2}^- = \begin{Bmatrix} \mathbf{r} \\ \mathbf{r} \end{Bmatrix}_k + \int_k^{k+1/2} \begin{Bmatrix} \mathbf{r} \\ \mathbf{r} \end{Bmatrix} dt \quad (19)$$

탐사선의 동역학으로부터 기동 후의 위치, 속도 및 가속도는 아래와 같다. 위 첨자 -는 기동 전, +는 기동 후의 값을 의미한다.

$$\begin{aligned} \mathbf{r}_{k+1/2}^+ &= \mathbf{r}_{k+1/2}^- \\ \mathbf{r}_{k+1/2}^+ &= \mathbf{r}_{k+1/2}^- + \Delta \mathbf{V}_k \\ \mathbf{r}_{k+1/2}^+ &= \mathbf{r}_{k+1/2}^- - 2[\boldsymbol{\omega}_B \times] \Delta \mathbf{V}_k \end{aligned} \quad (20)$$

k+1 시점의 위치 및 속도는 ΔV_k 로부터 다음과 같이 계산된다.

$$\begin{aligned} \mathbf{r}_{k+1} &= \mathbf{r}_{k+1/2}^+ + \mathbf{r}_{k+1/2}^+ \frac{dt}{2} + \mathbf{r}_{k+1/2}^+ \frac{dt^2}{8} \\ \mathbf{r}_{k+1} &= \mathbf{r}_{k+1/2}^+ + \mathbf{r}_{k+1/2}^+ \frac{dt}{2} \end{aligned} \quad (21)$$

위 식을 식(18)에 대입하고 정리하면 요구되는 속도 임펄스는 다음과 같이 계산된다.

$$\Delta \mathbf{V}_k = \mathbf{C}^{-1} \mathbf{f} \quad (22)$$

$$\begin{aligned} \mathbf{C} &= \mathbf{I}_{3 \times 3} + \frac{dt}{2} (\Lambda - 2[\boldsymbol{\omega}_B \times]) - \frac{dt^2}{4} \Lambda [\boldsymbol{\omega}_B \times] \\ \mathbf{f} &= \mathbf{s}_{k+1}^D + (\mathbf{r}_{d,k+1} + \Lambda \mathbf{r}_{d,k+1}) - (\mathbf{r}_{k+1/2}^- + \Lambda \mathbf{r}_{k+1/2}^-) \\ &\quad - \frac{dt}{2} (\mathbf{r}_{k+1/2}^- + \Lambda \mathbf{r}_{k+1/2}^-) - \frac{dt^2}{8} \Lambda \mathbf{r}_{k+1/2}^- \end{aligned}$$

3.2.4 자세 제어

자세제어를 위한 슬라이딩 평면은 다음과 같이 정의된다.

$$\begin{aligned} \mathbf{s} &= (\boldsymbol{\omega} - \boldsymbol{\omega}_d) + \Lambda \delta q_4 \delta \mathbf{q} = \mathbf{0} \\ \Lambda &= \begin{bmatrix} \lambda_x & 0 & 0 \\ 0 & \lambda_y & 0 \\ 0 & 0 & \lambda_z \end{bmatrix} \\ &(\lambda_x, \lambda_y, \lambda_z > 0) \end{aligned} \quad (23)$$

$$\delta \bar{\mathbf{q}} = \bar{\mathbf{q}} \otimes \bar{\mathbf{q}}^{-1} = \begin{Bmatrix} \delta \mathbf{q} \\ \delta q_4 \end{Bmatrix}$$

\bar{q} 는 탐사선의 자세를 나타내는 쿼터니온이다. 슬라이딩 평면상에서의 안정 특성은 다음과 같다. 아래의 Lyapunov 함수를 고려한다.

$$V = \delta \mathbf{q}^T \delta \mathbf{q} = 1 - \delta q_4^2 \quad (24)$$

주어진 Lyapunov 함수는 자세 오차가 0이 되는 지점($\delta \mathbf{q} = 0$)에 대해 positive-definite하다. 위 함수를 시간에 대해 미분하면 다음과 같다.

$$\dot{V} = -2\delta q_4 \dot{\delta q}_4 = (\boldsymbol{\omega} - \boldsymbol{\omega}_d)^T \delta q_4 \delta \dot{\mathbf{q}} \quad (25)$$

정의된 슬라이딩 평면상에서 Lyapunov 함수의 거동은 다음과 같다.

$$\dot{V} = -\delta q_4^2 \delta \mathbf{q}^T \Lambda^T \delta \mathbf{q} \quad (26)$$

이는 각도 오차가 180도이면서 각속도 오차가 0인 경우($\delta q_4 = 0$)를 제외하면 자세오차가 0이 아닌 경우에 대해 항상 음의 값을 갖는다.

구하고자 하는 제어입력은 $k+1$ 시점의 \mathbf{s} 값을 \mathbf{s}_{k+1}^D 로 만드는 $k+1/2$ 시점의 각속도 임펄스 $\Delta \boldsymbol{\omega}_k$ 이며 이는 다음의 식으로부터 얻어진다.

$$(\boldsymbol{\omega}_{k+1} - \boldsymbol{\omega}_{d,k+1}) + \Lambda(\delta q_{4,k+1} \delta \mathbf{q}_{k+1}) = \mathbf{s}_{k+1}^D \quad (27)$$

먼저 아래의 식을 이용하여 $k+1/2$ 시점의 자세오차, 각속도, \mathbf{s} 값을 계산한다.

$$\begin{aligned} \boldsymbol{\omega} &= -\mathbf{J}^{-1}[(\boldsymbol{\omega} + \mathbf{A}\boldsymbol{\omega}_B) \times] \mathbf{J}(\boldsymbol{\omega} + \mathbf{A}\boldsymbol{\omega}_B) - [\mathbf{A}\boldsymbol{\omega}_B \times] \boldsymbol{\omega} \\ \delta \mathbf{q} &= \frac{1}{2}(\delta q_4(\boldsymbol{\omega} - \boldsymbol{\omega}_d) + [\delta \mathbf{q} \times](\boldsymbol{\omega} + \boldsymbol{\omega}_d)) \\ \delta q_4 &= -\frac{1}{2}(\boldsymbol{\omega} - \boldsymbol{\omega}_d)^T \delta \mathbf{q} \\ \mathbf{s} &= (\boldsymbol{\omega} - \boldsymbol{\omega}_d) + \Lambda(\delta q_4 \delta \mathbf{q} + \delta q_4 \delta \dot{\mathbf{q}}) \end{aligned} \quad (28)$$

$$\begin{Bmatrix} \bar{\mathbf{q}} \\ \boldsymbol{\omega} \\ \mathbf{s} \end{Bmatrix}_{k+1/2}^{-} = \begin{Bmatrix} \bar{\mathbf{q}} \\ \boldsymbol{\omega} \\ \mathbf{s} \end{Bmatrix}_k + \int_k^{k+1/2} \begin{Bmatrix} \bar{\mathbf{q}} \\ \boldsymbol{\omega} \\ \mathbf{s} \end{Bmatrix} dt$$

기동 후의 자세오차, 각속도, \mathbf{s} 값은 다음과 같이 주어진다.

$$\begin{aligned} \delta \bar{\mathbf{q}}_{k+1/2}^+ &= \delta \bar{\mathbf{q}}_{k+1/2}^- \\ \delta \boldsymbol{\omega}_{k+1/2}^+ &= \delta \boldsymbol{\omega}_{k+1/2}^- + \Delta \boldsymbol{\omega}_k \\ \mathbf{s}_{k+1/2}^+ &= \mathbf{s}_{k+1/2}^- + \Delta \mathbf{s}_k \end{aligned} \quad (29)$$

제어입력은 아래 식으로부터 주어지게 된다.

$$\mathbf{s}_{k+1/2}^+ + \mathbf{s}_{k+1/2}^+ \frac{dt}{2} = \mathbf{s}_{k+1}^D \quad (30)$$

식 (27)을 $\Delta \boldsymbol{\omega}_k$ 에 대해 정리하면 다음과 같다.

$$\Delta \boldsymbol{\omega}_k - \mathbf{C}^{-1} \mathbf{J}^{-1}[\Delta \boldsymbol{\omega}_k \times] \mathbf{J} \Delta \boldsymbol{\omega}_k \frac{dt}{2} = \mathbf{C}^{-1} \mathbf{f} \quad (31)$$

$$\mathbf{C} = \mathbf{I}_{3 \times 3} + \frac{dt}{2} \left\{ \begin{array}{l} -\mathbf{J}^{-1}[(\boldsymbol{\omega} + \mathbf{A}\boldsymbol{\omega}_B) \times] \mathbf{J} - [\mathbf{J}(\boldsymbol{\omega} + \mathbf{A}\boldsymbol{\omega}_B) \times] \\ -[\mathbf{A}\boldsymbol{\omega}_B \times] - \frac{1}{2} \Lambda([\delta \mathbf{q} \times]^2 + (\delta \mathbf{q}^T \delta \mathbf{q}) \mathbf{I}_{3 \times 3}) \\ + \frac{1}{2} \Lambda(\delta q_4^2 \mathbf{I}_{3 \times 3} + \delta q_4 [\delta \mathbf{q} \times]) \end{array} \right\}_{k+1/2}$$

$$\mathbf{f} = \mathbf{s}_{k+1}^D - \mathbf{s}_{k+1/2}^-$$

$$-\frac{dt}{2} \left\{ \begin{array}{l} -\mathbf{J}^{-1}[(\boldsymbol{\omega} + \mathbf{A}\boldsymbol{\omega}_B) \times] \mathbf{J}(\boldsymbol{\omega} + \mathbf{A}\boldsymbol{\omega}_B) \\ -[\mathbf{A}\boldsymbol{\omega}_B \times] \boldsymbol{\omega} - \boldsymbol{\omega}_d - \frac{1}{2}((\boldsymbol{\omega} - \boldsymbol{\omega}_d)^T \delta \mathbf{q}) \Lambda \delta \mathbf{q} \\ + \frac{1}{2} \Lambda(\delta q_4^2 (\boldsymbol{\omega} - \boldsymbol{\omega}_d) + \delta q_4 [\delta \mathbf{q} \times](\boldsymbol{\omega} + \boldsymbol{\omega}_d)) \end{array} \right\}_{k+1/2}$$

제어 주기가 충분히 짧을 경우 dt 에 대한 차수가 높은 좌변의 gyroscopic 항을 무시할 수 있으며, 이 경우 $\Delta \boldsymbol{\omega}_k$ 는 아래와 같은 closed-form으로 얻어진다.

$$\Delta \boldsymbol{\omega}_k = \mathbf{C}^{-1} \mathbf{f} \quad (32)$$

3.2.5 추력기 입력 분배

탐사선의 위치 및 자세 제어가 수행되기 위해서는 앞에서 계산된 속도 및 각속도 임펄스가 추력기의 동작시간으로 변환되어야 한다. 먼저 추력기가 제공하여야 할 운동량/각운동량 임펄스는 다음과 같이 계산된다.

$$\begin{aligned} \mathbf{p} &= m_{k+1/2} \mathbf{A}_{k+1/2} \Delta \mathbf{V}_k = \{p_x \quad p_y \quad p_z\}^T \\ \mathbf{h} &= \mathbf{J}_{k+1/2} \Delta \boldsymbol{\omega}_k = \{h_x \quad h_y \quad h_z\}^T \end{aligned} \quad (33)$$

\mathbf{p} 와 \mathbf{h} 는 추력기가 제공해야 할 동체 좌표계에서의 운동량/각운동량 임펄스이며, m 은 탐사선의 질량, \mathbf{A} 는 착륙 좌표계에 대한 탐사선의 자세 행렬, \mathbf{J} 는 탐사선의 회전관성이다. 위치 제어를

위한 추력기 동작명령의 경우 탐사선에 가하는 토크가, 자세 제어를 위한 명령의 경우 탐사선에 가해지는 힘의 합이 0이 되어야 하며, 이는 아래의 조건이 만족되어야 함을 의미한다.

$$\begin{cases} \mathbf{p} \\ \mathbf{0} \end{cases} = \mathbf{M} \boldsymbol{\varepsilon}_T \quad \begin{cases} \mathbf{0} \\ \mathbf{h} \end{cases} = \mathbf{M} \boldsymbol{\varepsilon}_R$$

$$\mathbf{M} = \begin{bmatrix} \mathbf{f}_1 & \mathbf{f}_2 & \mathbf{f}_N \\ \mathbf{d}_1 \times \mathbf{f}_1 & \mathbf{d}_2 \times \mathbf{f}_2 & \mathbf{d}_N \times \mathbf{f}_N \end{bmatrix} \quad (34)$$

$\boldsymbol{\varepsilon}_T$, $\boldsymbol{\varepsilon}_R$ 은 각각 위치 및 자세 제어를 위한 추력기 동작시간이며, \mathbf{f} 및 \mathbf{d} 는 각각 동체좌표계에서의 추력기의 추력 벡터 및 위치 벡터이다. 위 조건을 만족하는 추력기의 구성 및 동작 명령은 이론적으로 무수히 많이 존재하나, 본 논문에서는 Fig. 2의 추력기 구성을 바탕으로 다음과 같이 추력기에 대한 명령을 계산하였다.

$$p_{x,y,z}^+ = \begin{cases} p_{x,y,z} & (p_{x,y,z} \geq 0) \\ 0 & (p_{x,y,z} < 0) \end{cases} \quad p_{x,y,z}^- = \begin{cases} 0 & (p_{x,y,z} \geq 0) \\ -p_{x,y,z} & (p_{x,y,z} < 0) \end{cases}$$

$$h_{x,y,z}^+ = \begin{cases} h_{x,y,z} & (h_{x,y,z} \geq 0) \\ 0 & (h_{x,y,z} < 0) \end{cases} \quad h_{x,y,z}^- = \begin{cases} 0 & (h_{x,y,z} \geq 0) \\ -h_{x,y,z} & (h_{x,y,z} < 0) \end{cases}$$

$$\boldsymbol{\varepsilon}_T = \frac{1}{2T} \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{cases} p_x^+ \\ p_x^- \\ p_y^+ \\ p_y^- \\ p_z^+ \\ p_z^- \end{cases} \quad (35)$$

$$\boldsymbol{\varepsilon}_R = \frac{1}{4T} \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & d_z^{-1} & 0 & d_y^{-1} \\ 0 & d_z^{-1} & 0 & 0 & d_x^{-1} & 0 \\ d_y^{-1} & 0 & d_x^{-1} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & d_z^{-1} & 0 & 0 & d_y^{-1} \\ d_z^{-1} & 0 & 0 & 0 & d_x^{-1} & 0 \\ 0 & d_y^{-1} & 0 & d_x^{-1} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & d_z^{-1} & 0 & 0 & d_x^{-1} \\ 0 & d_z^{-1} & 0 & 0 & 0 & d_y^{-1} \\ d_y^{-1} & 0 & 0 & d_x^{-1} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & d_z^{-1} & d_y^{-1} & 0 \\ d_z^{-1} & 0 & 0 & 0 & 0 & d_x^{-1} \\ 0 & d_y^{-1} & d_x^{-1} & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{cases} h_x^+ \\ h_x^- \\ h_y^+ \\ h_y^- \\ h_z^+ \\ h_z^- \end{cases}$$

여기서 T 는 추력기의 추력 크기이다. 위 명령 생성 방식은 요구되는 힘/토크의 방향이 추력기의 힘/토크 방향과 일치하는 경우에만 추력기를 사용하도록 하므로 불필요한 연료소모를 억제하

며, 요구되는 임펄스를 여러 추력기에 균일하게 분배함에 따라 특정 추력기가 과도하게 사용되지 않도록 한다.

IV. 자율 항법

4.1 측정 모델

탐사선의 자율 항법으로는 가속도계, 각속도계 및 카메라를 이용하는 시각 기반 관성항법을 적용하였다[1].

가속도계 및 각속도계는 탐사선에 고정되어 있으며 다음과 같이 모델링된다.

$$\mathbf{a} = \mathbf{A}(\mathbf{g} + \mathbf{u}) + \mathbf{b}_a + \mathbf{n}_a$$

$$\boldsymbol{\omega} = \boldsymbol{\omega} + \mathbf{A}\boldsymbol{\omega}_B + \mathbf{b}_g + \mathbf{n}_g \quad (36)$$

$\tilde{\mathbf{a}}$ 및 $\tilde{\boldsymbol{\omega}}$ 는 탐사선 동체 좌표계에서 나타낸 가속도계 및 각속도계의 3축 측정값이며, \mathbf{b}_a , \mathbf{b}_g 는 가속도계 및 각속도계의 바이어스, \mathbf{n}_a , \mathbf{n}_g 은 가속도계 및 각속도계의 백색 가우시안 잡음이다. 가속도계 및 각속도계의 바이어스는 다음과 같은 랜덤워크 특성을 갖는 것으로 모델링되었다.

$$\mathbf{b}_a = \mathbf{n}_{ra}$$

$$\mathbf{b}_g = \mathbf{n}_{ga} \quad (37)$$

이때 \mathbf{n}_{ra} , \mathbf{n}_{ga} 는 바이어스 랜덤워크를 결정하는 백색 가우시안 잡음이다.

관성항법장치의 발산을 억제하기 위한 시각 정보는 탐사선이 촬영한 영상 내의 특징점과 사전 조사를 통해 수집된 소천체 표면의 특징점을 매칭시킴으로써 얻어진다[1]. 본 논문에서는 이러한 과정이 기 수행된 것으로 가정하였다.

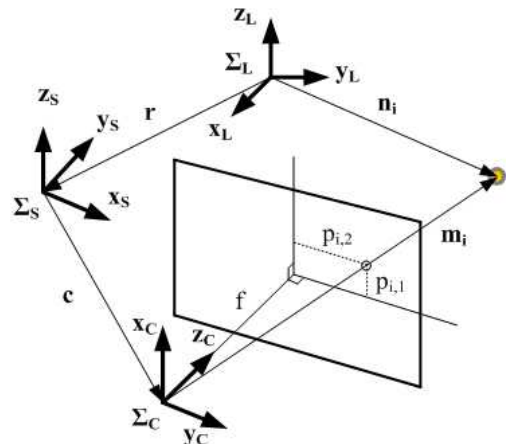


Fig. 6. Camera Measurement

$$\begin{aligned} \mathbf{m}_i &= \mathbf{D}_S^C (\mathbf{A}(\mathbf{n}_i - \mathbf{r}) - \mathbf{c}) = \{m_{i,1} \ m_{i,2} \ m_{i,3}\}^T \\ \{p_{i,1} \ p_{i,2} \ f\}^T &= \frac{f}{m_{i,3}} \mathbf{m}_i \\ \tilde{\mathbf{y}}_i = \mathbf{p}_i + \mathbf{v}_i &= \begin{Bmatrix} p_{i,1} \\ p_{i,2} \end{Bmatrix} + \begin{Bmatrix} v_{i,1} \\ v_{i,2} \end{Bmatrix} \end{aligned} \quad (38)$$

Σ_C 는 탐사선 카메라에 고정된 카메라 좌표계이며 \mathbf{c} 는 탐사선 질량중심에 대한 카메라의 위치 벡터, \mathbf{D}_S^C 는 탐사선에 대한 카메라의 자세행렬이다. \mathbf{n} 은 착륙지점에 대한 특징점의 위치벡터, \mathbf{m} 은 카메라 초점에 대한 특징점의 위치벡터이며, f 는 카메라의 초점거리이다. \mathbf{p} 는 측정값인 특징점의 카메라 평면 내 위치이며 \mathbf{v} 는 측정오차인 카메라 평면 내 특징점 위치 오차이다.

4.2 확장 칼만 필터

위치 및 자세추정을 위한 필터로는 확장 칼만 필터를 적용하였으며 추정 상태 및 상태 동역학은 다음과 같다.

$$\begin{aligned} \mathbf{x} &= \begin{Bmatrix} \mathbf{r} : \text{Position (3}\times\mathbf{1)} \\ \dot{\mathbf{r}} : \text{Velocity (3}\times\mathbf{1)} \\ \hat{\mathbf{q}} : \text{Attitude Quaternion (4}\times\mathbf{1)} \\ \mathbf{b}_a : \text{Accelerometer Bias (3}\times\mathbf{1)} \\ \mathbf{b}_g : \text{Gyroscope Bias (3}\times\mathbf{1)} \end{Bmatrix} \quad (39) \\ \frac{d\mathbf{x}}{dt} &= \begin{Bmatrix} \mathbf{r} \\ \mathbf{A}(\hat{\mathbf{q}})^T (\tilde{\mathbf{a}} - \mathbf{b}_a - \mathbf{n}_a) - 2[\boldsymbol{\omega}_B \times] \dot{\mathbf{r}} - [\boldsymbol{\omega}_B \times]^2 (\mathbf{r} + \boldsymbol{\rho}) \\ \frac{1}{2} \boldsymbol{\Omega}(\tilde{\boldsymbol{\omega}} - \mathbf{A}(\hat{\mathbf{q}})\boldsymbol{\omega}_B - \mathbf{b}_g - \mathbf{n}_g) \\ \mathbf{n}_{ra} \\ \mathbf{n}_{rg} \end{Bmatrix} \\ \boldsymbol{\Omega}(\boldsymbol{\omega}) &= \begin{bmatrix} -[\boldsymbol{\omega} \times] & \boldsymbol{\omega} \\ -\boldsymbol{\omega}^T & 0 \end{bmatrix} \end{aligned}$$

상태 및 오차 전파를 위한 수식은 다음과 같다.

$$\begin{aligned} \frac{d\hat{\mathbf{x}}}{dt} &= \begin{Bmatrix} \hat{\mathbf{r}} \\ \mathbf{A}(\hat{\mathbf{q}})^T (\tilde{\mathbf{a}} - \hat{\mathbf{b}}_a) - 2[\boldsymbol{\omega}_B \times] \dot{\hat{\mathbf{r}}} - [\boldsymbol{\omega}_B \times]^2 (\hat{\mathbf{r}} + \boldsymbol{\rho}) \\ \frac{1}{2} \boldsymbol{\Omega}(\tilde{\boldsymbol{\omega}} - \mathbf{A}(\hat{\mathbf{q}})\boldsymbol{\omega}_B - \hat{\mathbf{b}}_g) \\ \mathbf{0} \\ \mathbf{0} \end{Bmatrix} \quad (40) \\ \delta\mathbf{x} &= \mathbf{F}\delta\mathbf{x} + \mathbf{G}\mathbf{n} \\ \delta\mathbf{x} &= \begin{Bmatrix} \delta\mathbf{r} \\ \delta\dot{\mathbf{r}} \\ \delta\hat{\mathbf{a}} \\ \delta\mathbf{b}_a \\ \delta\mathbf{b}_g \end{Bmatrix} \quad \mathbf{n} = \begin{Bmatrix} \mathbf{n}_a \\ \mathbf{n}_{ra} \\ \mathbf{n}_g \\ \mathbf{n}_{rg} \end{Bmatrix} \end{aligned}$$

$$\delta\bar{\mathbf{q}} = \bar{\mathbf{q}} \otimes \hat{\mathbf{q}}^{-1} = \begin{bmatrix} 1 & & & \\ & \delta\boldsymbol{\alpha} & & \\ & & 1 & \\ & & & 1 \end{bmatrix}^T$$

$$\mathbf{F} = \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{3\times3} & \mathbf{I}_{3\times3} & \mathbf{0}_{3\times3} & \mathbf{0}_{3\times3} & \mathbf{0}_{3\times3} \\ -[\boldsymbol{\omega}_B \times]^2 & -2[\boldsymbol{\omega}_B \times] & -\mathbf{A}(\hat{\mathbf{q}})^T [\hat{\mathbf{a}} \times] & -\mathbf{A}(\hat{\mathbf{q}})^T & \mathbf{0}_{3\times3} \\ \mathbf{0}_{3\times3} & \mathbf{0}_{3\times3} & -[[\tilde{\boldsymbol{\omega}} + \mathbf{A}(\hat{\mathbf{q}})\boldsymbol{\omega}_B] \times] & \mathbf{0}_{3\times3} & -\mathbf{I}_{3\times3} \\ \mathbf{0}_{3\times3} & \mathbf{0}_{3\times3} & \mathbf{0}_{3\times3} & \mathbf{0}_{3\times3} & \mathbf{0}_{3\times3} \\ \mathbf{0}_{3\times3} & \mathbf{0}_{3\times3} & \mathbf{0}_{3\times3} & \mathbf{0}_{3\times3} & \mathbf{0}_{3\times3} \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{G} = \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{3\times3} & \mathbf{0}_{3\times3} & \mathbf{0}_{3\times3} & \mathbf{0}_{3\times3} \\ -\mathbf{A}(\hat{\mathbf{q}})^T & \mathbf{0}_{3\times3} & \mathbf{0}_{3\times3} & \mathbf{0}_{3\times3} \\ \mathbf{0}_{3\times3} & \mathbf{0}_{3\times3} & -\mathbf{I}_{3\times3} & \mathbf{0}_{3\times3} \\ \mathbf{0}_{3\times3} & \mathbf{I}_{3\times3} & \mathbf{0}_{3\times3} & \mathbf{0}_{3\times3} \\ \mathbf{0}_{3\times3} & \mathbf{0}_{3\times3} & \mathbf{0}_{3\times3} & \mathbf{I}_{3\times3} \end{bmatrix}$$

특징점에 대한 측정오차 모델은 다음과 같다.

$$\mathbf{y} = \mathbf{h}(\mathbf{x}) + \mathbf{v} = \begin{Bmatrix} \mathbf{p}_1 \\ \mathbf{p}_2 \\ \vdots \\ \mathbf{p}_n \end{Bmatrix} + \begin{Bmatrix} \mathbf{v}_1 \\ \mathbf{v}_2 \\ \vdots \\ \mathbf{v}_n \end{Bmatrix}$$

$$\delta\mathbf{y} = \mathbf{H}\delta\mathbf{x} + \mathbf{v}$$

$$\mathbf{H} = \left. \frac{d(\mathbf{h}(\mathbf{x}))}{d(\delta\mathbf{x})} \right|_{\delta\mathbf{x}=\mathbf{0}} = \begin{bmatrix} \mathbf{H}_1 \\ \mathbf{H}_2 \\ \vdots \\ \mathbf{H}_n \end{bmatrix} \quad (41)$$

$$\begin{aligned} \mathbf{H}_i &= \left. \frac{d\mathbf{p}_i}{d(\delta\mathbf{x})} \right|_{\delta\mathbf{x}=\mathbf{0}} = \frac{d\mathbf{p}_i}{d\mathbf{m}_i} \frac{d\mathbf{m}_i}{d(\delta\mathbf{x})} \Big|_{\delta\mathbf{x}=\mathbf{0}} \\ \frac{d\mathbf{p}_i}{d\mathbf{m}_i} &= \frac{f}{m_{i,3}} \begin{bmatrix} 1 & 0 & -\frac{m_{i,1}}{m_{i,3}} \\ 0 & 1 & -\frac{m_{i,2}}{m_{i,3}} \end{bmatrix} \end{aligned}$$

$$\left. \frac{d\mathbf{m}_i}{d(\delta\mathbf{x})} \right|_{\delta\mathbf{x}=\mathbf{0}} = \begin{bmatrix} -\mathbf{D}_S^C \mathbf{A}(\hat{\mathbf{q}}) & \mathbf{0}_{3\times3} & [\mathbf{D}_S^C \mathbf{A}(\mathbf{n}_i - \hat{\mathbf{r}}) \times] & \mathbf{0}_{3\times3} & \mathbf{0}_{3\times3} \end{bmatrix}$$

상태 및 오차 예측단계는 다음과 같다.

State Propagation

$$\hat{\mathbf{x}}_k^- = \hat{\mathbf{x}}_{k-1}^+ + \int_{k-1}^k \hat{\mathbf{x}} dt$$

Covariance Propagation

$$\boldsymbol{\Phi}_{k-1} \approx \mathbf{I} + \mathbf{F}(\hat{\mathbf{x}}_{k-1}^+) dt$$

$$\mathbf{Q}_d \approx \mathbf{G}(\hat{\mathbf{x}}_{k-1}^+) \mathbf{Q}_c \mathbf{G}^T(\hat{\mathbf{x}}_{k-1}^+) dt$$

$$\mathbf{Q}_c = E(\mathbf{nn}^T)$$

$$\mathbf{P}_k^- = \boldsymbol{\Phi}_{k-1} \mathbf{P}_{k-1}^+ \boldsymbol{\Phi}_{k-1}^T + \mathbf{Q}_d \quad (42)$$

시각 정보가 있는 경우와 없는 경우의 상태 업데이트는 다음과 같이 수행된다.

No Camera Measurement

$$\begin{aligned}\hat{\mathbf{x}}_k^+ &= \hat{\mathbf{x}}_k^- \\ \mathbf{P}_k^+ &= \mathbf{P}_k^-\end{aligned}$$

Camera Measurement Update

$$\begin{aligned}\mathbf{H}_k &= \mathbf{H}(\hat{\mathbf{x}}_k^-) \\ \mathbf{K}_k &= \mathbf{P}_k^- \mathbf{H}_k^T (\mathbf{H}_k \mathbf{P}_k^- \mathbf{H}_k^T + \mathbf{R})^{-1} \\ \delta \mathbf{x}_k &= \mathbf{K}_k (\mathbf{y}_k - \mathbf{h}(\hat{\mathbf{x}}_k^-))\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}\hat{\mathbf{r}}_k^+ &= \hat{\mathbf{r}}_k^- + \delta \mathbf{r}_k \\ \hat{\mathbf{v}}_k^+ &= \hat{\mathbf{v}}_k^- + \delta \mathbf{v}_k \\ \hat{\mathbf{b}}_{a_k}^+ &= \hat{\mathbf{b}}_{a_k}^- + \delta \mathbf{b}_{a_k} \\ \hat{\mathbf{b}}_{g_k}^+ &= \hat{\mathbf{b}}_{g_k}^- + \delta \mathbf{b}_{g_k} \\ \hat{\mathbf{q}}_k^+ &= \delta \hat{\mathbf{q}}_k \otimes \hat{\mathbf{q}}_k^-\end{aligned}$$

$$\delta \hat{\mathbf{q}}_k = \begin{Bmatrix} \frac{1}{2} \delta \mathbf{a}_k \\ 1 - \left\| \frac{1}{2} \delta \mathbf{a}_k \right\| \end{Bmatrix} \quad (43)$$

$$\mathbf{P}_k^+ = (\mathbf{I} - \mathbf{K}_k \mathbf{H}_k) \mathbf{P}_k^-$$

이때 행렬 \mathbf{R} 은 아래와 같이 정의된다.

$$\mathbf{R} = \begin{bmatrix} E(\mathbf{v}_1 \mathbf{v}_1^T) & & \mathbf{0} \\ & E(\mathbf{v}_2 \mathbf{v}_2^T) & \\ \mathbf{0} & & E(\mathbf{v}_n \mathbf{v}_n^T) \end{bmatrix} \quad (44)$$

V. 시뮬레이션

제시된 기법의 적용 가능성을 검증하고 현실적인 상황에서의 성능 및 특성을 평가하기 위하여 다음과 같은 수치 시뮬레이션이 수행하였다.

5.1 시나리오

시뮬레이션은 본 논문에서 제시된 임무 시나리오를 기준으로 자율 항법이 활성화되는 시점으로부터 소천체 착륙이 완료되기까지의 기간에 대하여 수행되었다.

착륙 대상 소천체로는 기존 탐사임무[5-7]의 대상 소천체들과 크기 및 질량 특성이 유사한 Castalia을 선택하였으며, 착륙 장소는 Castalia 표면에 위치한 임의의 지점으로 선택되었다.

시뮬레이션 시간은 총 1800초로 설정하였으며 첫 600초는 자율 항법 필터의 안정화 기간으로 가정하였다. 탐사선은 600초 시점에서 기준 위치 및 자세 프로파일을 생성하여 이를 추종하기 시

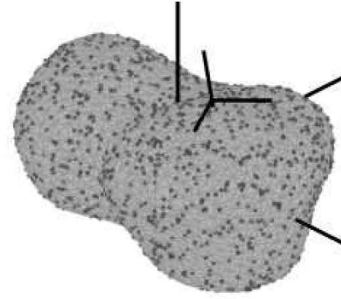


Fig. 7. 4769 Castalia

작하며, 1200초 시점에서 착륙 지점에 대한 수평 위치와 속도를 0으로 만들고 1800초 시점에서 소천체 표면에 착륙하게 된다.

소천체에 대한 모델링 오차로는 소천체의 질량 및 회전 속도에 대한 오차가 고려되었으며, 추가적으로 탐사선의 계산능력을 고려하여 탐사선 내 소천체의 중력 계산은 점 질량 모델을 이용하여 수행되는 것으로 가정하였다. 적용된 시뮬레이션 변수의 값이 Table 1에 나타나 있다.

탐사선과 관련한 오차 요인으로는 탐사선의 질량 및 회전관성에 대한 모델링 오차, 자율 항법 활성화 시점에서의 탐사선 위치/속도 추정 오차, 추력기의 정상 추력 오차 및 추력 잡음이 고려되었으며, 시뮬레이션에 적용된 값은 Table 2에 요약되어 있다.

기타 시뮬레이션에서 고려된 사항으로는 추력기의 최소 펄스 크기 제한과 자율 항법 수행 시 동시에 추적 가능한 특징점의 개수 제한이 있다. 제어기 설계 변수를 포함한 모든 시뮬레이션 변수의 값이 Table 3에 요약되었다.

Table 1. Castalia Model

Properties	True Value	Model Value
Mass	1.4024e12 kg	1.1e12 kg
Spin Rate	4.2621e-4 rad/s	4.0e-4 rad/s
Gravity Model	3D Model [10, 12]	Point-Mass
Landing Position	[239.7, -18.2, 379.7] m	-
Feature Density	4e-4 m ⁻²	-

Table 2. Spacecraft Model

Properties	True Value	Model Value
Mass	650 kg	600 kg
Moment of Inertia	[430, 420, 450] kgm ²	[400, 450, 430] kgm ²
Initial Position	[-50, 50, 450]m	[0, 0, 500] m
Initial Velocity	[-0.1, 0.05, -0.15] m/s	[0, 0, -0.10] m/s
Static Thrust	[5.1, 4.9, 5.0, 4.8, 5.0, 4.7, 4.7, 5.1, 5.1 5.0, 4.5, 5.0] N	[5.0, 5.0, 5.0, 5.0, 5.0, 5.0, 5.0, 5.0, 5.0, 5.0, 5.0] N
Thrust Noise	5 % (per pulse)	-

Table 3. Simulation Parameters

Properties	Value
Dimension	[1.3, 1.3, 1.3] m
Initial Attitude	[1, 0, 0, 0]
Initial Angular Velocity	[0, 0, 0] deg/s
Accelerometer Update	10 Hz
Accelerometer n_a	$2e-4$ m/s ² /√Hz
Accelerometer n_{ra}	$2e-6$ m/s ³ /√Hz
Gyroscope Update	10 Hz
Gyroscope n_g	$2e-5$ rad/s/√Hz
Gyroscope n_{rg}	$2e-7$ rad/s ² /√Hz
Camera Update	1/5 Hz
Camera Position	[0, 0, -0.65] m
Camera Field of View	60 x 60 deg
Camera Focal Length	0.05 m
Camera Resolution	1024 x 1024
Camera Measurement Noise	5 pixels
Maximum Number of Tracking Features	20
Minimum Pulse Width	0.01 s
Specific Impulse	205 s
Touchdown Velocity	0.2 m/s
Position Control Frequency	1/30 Hz
Position Control Δ	[0.01, 0.01, 0.01]
Position Control Φ	[0.1 0.1, 0.1]
Position Control Θ	[0.4, 0.4, 0.4]
Attitude Control Frequency	1/2 Hz
Attitude Control Δ	[0.1 0.1, 0.1]
Attitude Control Φ	[0.1, 0.1, 0.1]
Attitude Control Θ	[1.0, 1.0, 1.0]

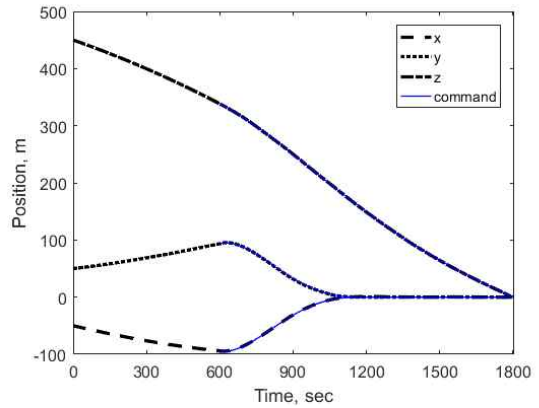


Fig. 9. Spacecraft Position

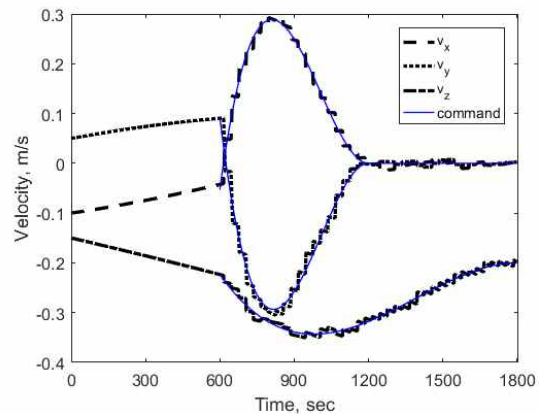


Fig. 10. Spacecraft Velocity

5.2 시뮬레이션 결과 및 분석

5.2.1 착륙 궤적

시뮬레이션을 통해 얻어진 탐사선의 궤적과 시간에 대한 탐사선에 위치 및 속도가 Fig. 8~10에 나타나 있다. 설정한 임무 시나리오에 따라 800초 시점에 기준 궤적이 생성되었으며, 이후 생성된 궤적을 추종하면서 착륙 지점에 대한 수평 위치 및 속도 정렬과 소천체 착륙을 예정된 시간에 성공적으로 수행하였다.

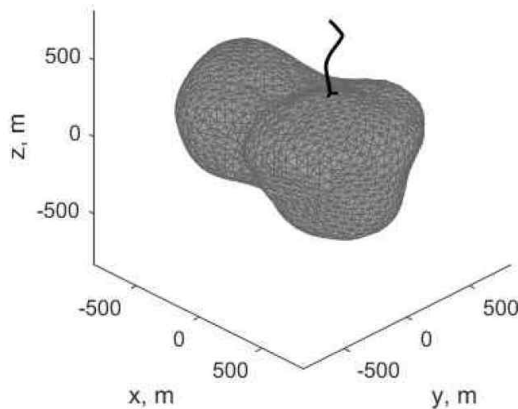


Fig. 8. Landing Trajectory

5.2.2 위치 추종

시뮬레이션을 통해 나타난 탐사선의 위치 추종 성능은 다음과 같다. 탐사선의 위치 및 속도 추종 오차는 Fig. 11, 12와 같으며, 외란 요소가 존재하는 착륙 환경에서 착륙기간 중 눈에 띄는 드리프트 및 바이어스 오차 없이 안정적인 추종 성능을 보임을 확인하였다.

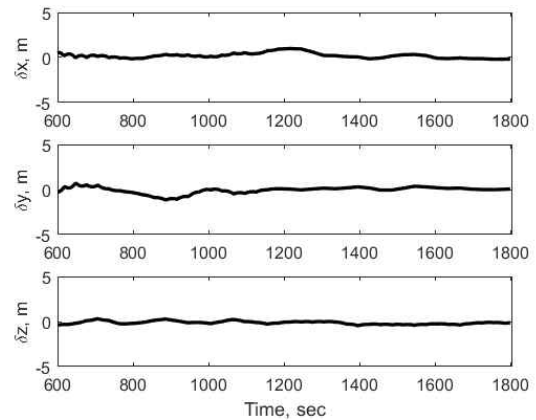


Fig. 11. Tracking Error (Position)

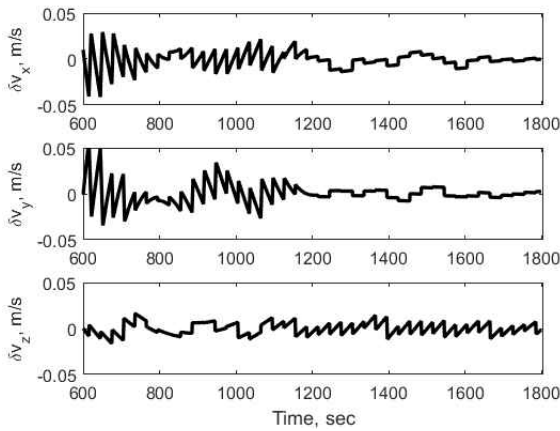


Fig. 12. Tracking Error (Velocity)

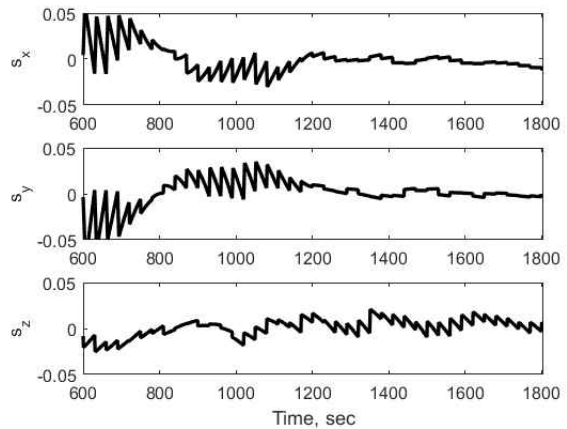


Fig. 14. s with k+0 Command

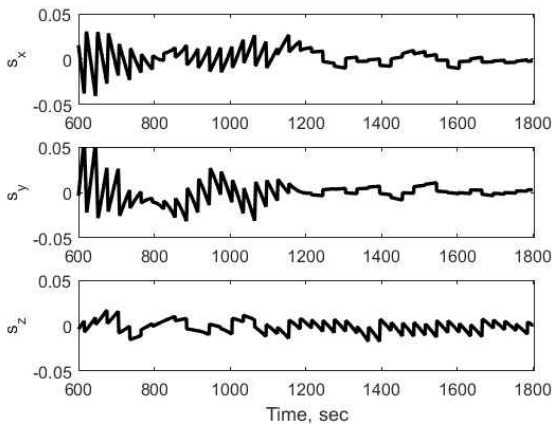


Fig. 13. s with k+1/2 Command

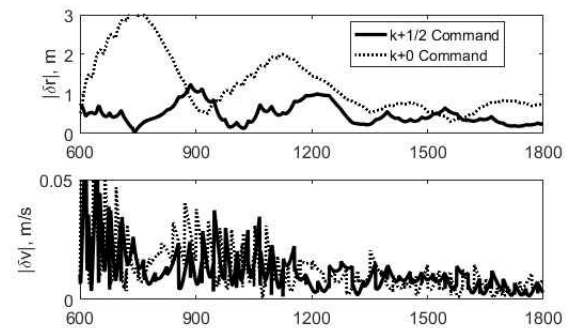


Fig. 15. Position/Velocity Tracking Error (with k+1/2 and k+0 Command)

본 논문에서는 탐사선의 추종 성능을 극대화하기 위하여 추력기의 이산적이고 순간적인 동작 특성을 고려한 명령 지연 기법을 적용하였으며, 이 경우 s의 평균이 Fig. 5와 같이 0에 근접하는 프로파일을 나타낼 것으로 기대되었다. Fig. 13는 시뮬레이션 동안의 s값 거동을 나타내며, 기대되었던 바와 같이 s가 0을 중심으로 하는 거동을 나타내는 것을 확인하였다.

명령 지연 기법의 추종 성능 향상 효과에 대한 정량적 평가를 위하여 동일한 착륙 시나리오에서 명령 지연이 존재하지 않는 경우에 대한 시뮬레이션을 별도로 수행하였다. 명령 지연을 적용하지 않는 경우의 제어입력은 식 (22)에 존재하는 k+1/2 시점의 값을 k 시점의 값으로, dt를 2dt로 대체함으로써 간단히 얻어질 수 있다.

명령 지연을 적용하지 않은 경우의 s 추종 결과는 Fig. 14에 나타나 있으며, 3.2장의 Fig. 4에서 예상된 바와 같이 평균적인 s의 값이 0에서 크게 벗어남을 알 수 있었다. 명령 지연 기법의 적용 여부에 따른 위치 및 속도 추종오차는 Fig.

15에 주어져 있으며, 최대 위치 오차를 기준으로 2배 이상의 차이를 보이는 것으로 나타났다. 이는 본 논문에서 제시된 명령 지연 기법이 유의미한 추종오차 감소 효과를 가짐을 의미한다.

5.2.3 자세 추종

착륙 중의 각도 및 각속도 추종 오차는 Fig. 16, 17과 같으며, 일정 주기로 순간적으로 오차가 증가하였다가 다시 0으로 수렴하는 양상을 보임을 확인하였다. 이와 같은 현상은 탐사선의 위치 추종 기동 시에 추력기의 추력 오차로 인해 의도하지 않은 토크가 발생하기 때문으로 판단되며, 이는 Fig. 17으로부터 추정되는 해당 현상의 발생 주기가 탐사선의 위치 추종 기동 주기인 30초와 일치하는 점, 오차의 크기가 Fig. 12에서 나타나는 순간적인 속도변화, 즉 위치 추종 기동의 크기에 비례하는 점에 의해 뒷받침된다.

Figure 16와 같이 제시된 자세 제어 법칙은 이러한 외란 환경 속에서 탐사선의 자세 오차를 약 1도 내에서 유지하였으며, 이는 착륙 과정에서의 항법 카메라 지향 및 착륙 시 접지 측면에서 문제가 없는 수준의 값으로 판단된다.

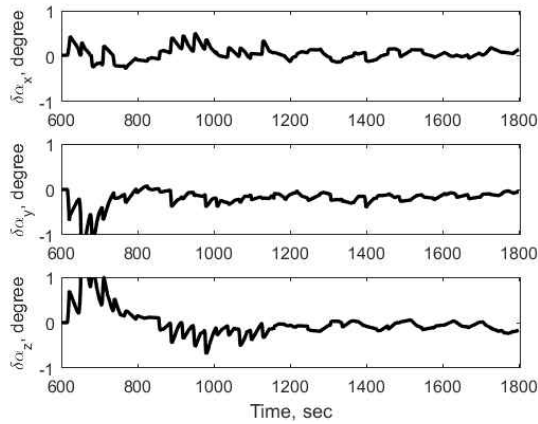


Fig. 16. Tracking Error (Attitude)

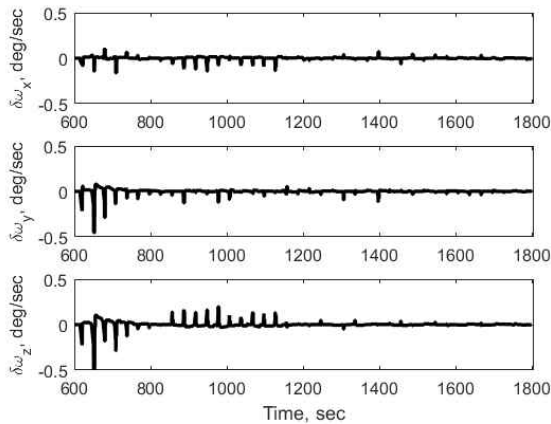


Fig. 17. Tracking Error (Angular Velocity)

5.2.4 추력기 사용

Figure 18, 19은 착륙 과정에서의 추력기 사용량 및 추진제 소모량을 나타낸다. 이상적인 경우 자세 제어 주기인 2초에 한 번씩 추력기가 사용되어야 하나, 실제로는 추력기의 최소 펄스 크기가 제한됨에 따라 그보다 훨씬 적은 횟수를 갖는 것으로 나타났다. 12개 추력기 중 가장 많이 사용된 추력기의 사용횟수는 77회였으며, 총 추진제 소모량은 약 0.69kg 이었다. 일반적인 추력기의 사용 가능 횟수가 수십만 회인 점[13]과 탐사선이 일반적으로 탑재하는 추진제의 양이 수십 kg을 넘는 점[5-7]을 고려하면 제시된 기법을 실제 시스템에 적용하는 데에 큰 문제가 없을 것으로 판단된다.

5.2.5 자율 항법

Figure 20~22은 탐사선의 자율 항법 결과이며, Fig. 23는 시간에 따른 특징점 개수이다. 착륙 과정에서 탐사선의 상태 및 오차범위가 정상적으로 추정되었으며, 추정 오차의 크기가 특징점의 개수 및 특징점과의 거리에 따라 변화함을 확인하

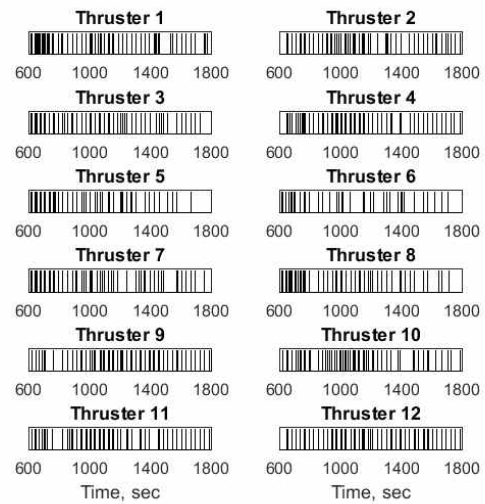


Fig. 18. Thruster Operation

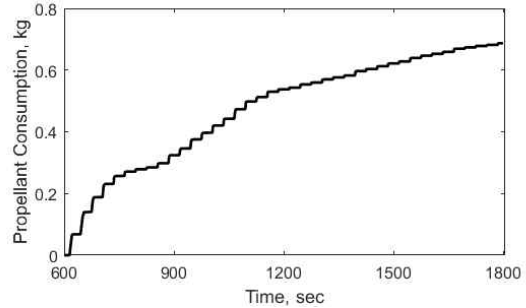


Fig. 19. Propellant Consumption

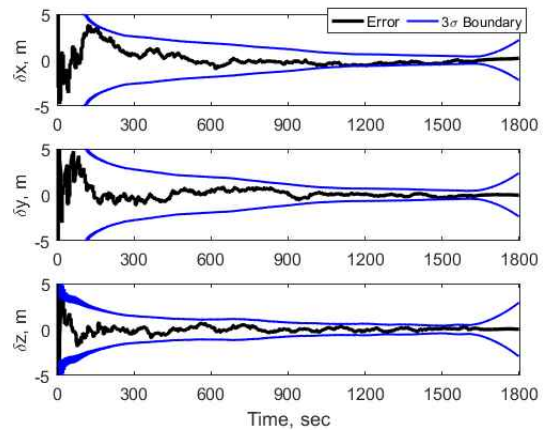


Fig. 20. Navigation Error (Position)

였다. 위치 및 속도 오차의 경우 Fig. 20~21으로부터 특징점의 개수가 0개 이상인 1650초 이전 시점에 대하여 소천체와의 거리에 비례하여 감소하다 특징점 정보가 사라진 이후 급격히 증가하였으며, 자세 오차의 경우 Fig. 22로부터 특징점의 개수가 줄어들기 시작하는 1140초를 기점으로 오차가 증가하기 시작하였다. 탐사선의 착륙 정

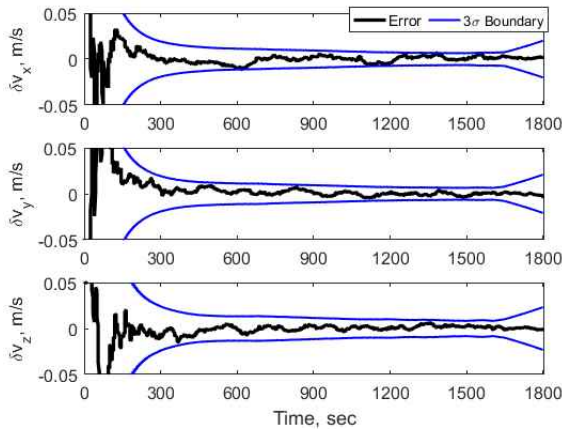


Fig. 21. Navigation Error (Velocity)

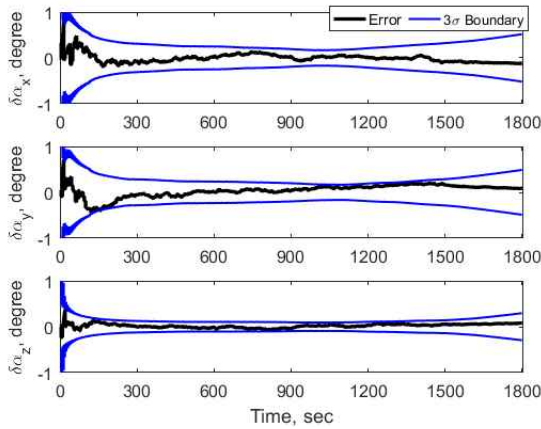


Fig. 22. Navigation Error (Attitude)

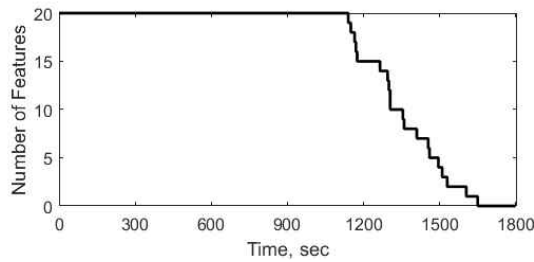


Fig. 23. Number of Tracked Features

확도가 궁극적으로 항법의 정확도에 비례함을 고려하면, 높은 착륙 정확도를 확보하기 위해서는 착륙장소 주변의 특징점을 최대한 많이 확보하거나 높은 정밀도를 갖는 관성항법장치를 사용하여 착륙 시점의 항법오차를 최소화하는 것이 중요할 것으로 판단된다.

5.3 몬테카를로 시뮬레이션

제시된 기법의 최종적인 착륙 성능을 평가하기 위하여 아래와 같은 조건 하에서 몬테카를로 시뮬레이션을 수행하였다. 소천체의 경우 실제

값에 Model Error를 더하여 탐사선에 반영함으로써 오차를 모델링하였으며, 탐사선의 경우 탐사선 내부적인 모델 값에 True Error를 더하여 탐사선의 실제 값으로 적용하였다.

몬테카를로 시뮬레이션에 따른 착륙 시의 수평 위치 및 속도 오차는 Fig. 24, 25와 같다. RMS를 기준으로 착륙 시점의 수평 위치 오차는 0.904m 이내, 수평 속도 오차는 0.873cm/s 이내

Table 4. Castalia Error

Properties	True Value	Model Error (1σ)
Mass	1.4024e12 kg	20 %
Spin Rate	4.2621e-4 rad/s	5 %

Table 5. Spacecraft Error

Properties	Model Value	True Error (1σ)
Mass	600 kg	10 %
Moment of Inertia	[400, 450, 430] kgm ²	10 %
Initial Position	[0, 0, 500] m	[50, 50, 50] m
Initial Velocity	[0, 0, -0.1] m/s	[0.05 0.05, 0.05] m/s
Static Thrust	5 N	5 %

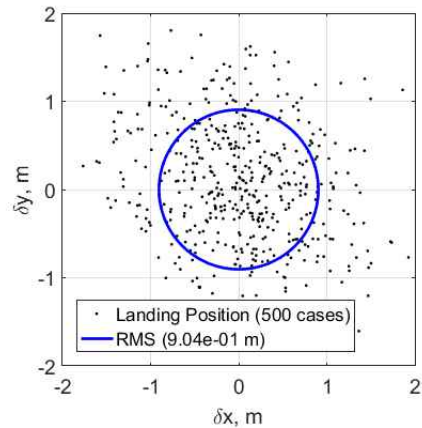


Fig. 24. Landing Accuracy (Position)

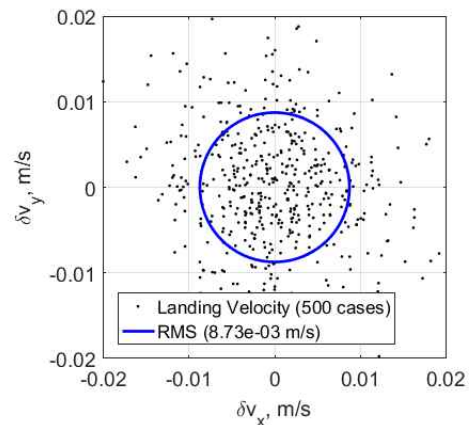


Fig. 25. Landing Accuracy (Velocity)

로 나타났으며, 본 논문에서 제시된 기법을 적용한 소천체 자율 착륙의 타당성이 확인되었다.

VI. 결 론

본 연구에서는 외란에 강인한 특성을 갖는 이산 슬라이딩 모드 제어기법을 이용한 소천체 자율 착륙 기법을 제시하였다. 제시된 기법은 탐사선의 자세 및 위치제어를 동시에 고려하며 추력기의 이산적이고 순간적인 동작을 고려함으로써 추종성능을 최대화하였다. 착륙을 위한 자율 항법 기법으로는 시험을 통해 검증된 시각기반 관성항법을 적용하였으며, 제시된 기법은 소천체 환경 및 탐사선의 다양한 오차요인을 고려한 현실적인 상황에서의 수치 시뮬레이션을 통해 검증되었다.

References

- 1) Mourikis, A. I., Trawny, N., Roumeliotis, S. I., Johnson, A. E., Ansar, A., and Matthies, L., "Vision-aided Inertial Navigation for Spacraft Entry, Descent, and Landing", IEEE Transactions on Robotics, 25(2), 2009, pp.264-280
- 2) Bhaskaran, S., Nandi, S., Broschart, S., Wallace, M., Cangahuala, L. A., and Olson, C., "Small Body Landing Accuracy using In-situ Navigation", AAS Guidance, Navigation and Control Meeting, Breckenridge, Colorado, February 4, 2011, AAS 11-056
- 3) Xingyu, H., Hutao, C., and Pingyuan, C., "Autonomous Navigation and Guidance for Soft Landing on Asteroids", Acta Astronautica, 54, 2004, pp.763-771
- 4) Shuang, L., Pingyuan, C., and Hutao, C., "Autonomous Navigation and Guidance for Landing on Asteroids", Aerospace Science and Technology, 10, 2006, pp.239-247
- 5) Hashimoto, T., Kubota, T., Kawaguchi, J., Uo, M., Shirakawa, K., Kominato, T., Morita, H., "Vision-based Guidance, Navigation and Control of Hayabusa Spacecraft - Lessons learned from Real Operation", IFAC Proceedings Volumes, 45, 15, 2010, pp.259-264
- 6) Tsuda, Y., Yoshikawa, M., Abe, M., Minamino, H., Nakazawa, S., "System Design of the Hayabusa 2 - Asteroid Sample Return Mission to 1999 JU3", Acta Astronautica, 91, 2013, pp.356-362
- 7) Barucci, M. A., Michel, P., et al, "MarcoPolo-R Assessment Study Report", ESA/SRE(2013)4, 2013
- 8) Curti, F., Romano, M., Bevilacqua, R., "Lyapunov-Based Thrusters Selection for Spacecraft Control - Analysis and Experimentation", Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 33, 4, 2010, 1143-1160
- 9) Pravec, P., Harris, A. W., Michalowski, T., "Asteroid Rotations", Asteroids III, 2002, pp.113-122
- 10) Werner, R. A., and Scheeres, D. J., "Exterior Gravitation of a Polyhedron Derived and Compared with Harmonic and Mascon Gravitation Representations of Asteroid 4769 Castalia", Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy, 65, 1997, pp.313-344
- 11) Monsees, G., "Discrete-Time Sliding Mode Control", Ph.D. Thesis, Delft University of Technology, Delft, Netherlands, 192 pages
- 12) http://www.psi.edu/pds/archive/asteroid_s.html
- 13) "Monopropellant Data Sheets", Aerojet,