

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 45(9), 734-745(2017)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2017.45.9.734

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

임무조건에 따른 달 착륙선 항법시스템 요구성능 분석

박영범*, 박찬국**, 권재욱***, 류동영***

Requirement Analysis of Navigation System for Lunar Lander
According to Mission Conditions

Young Bum Park*, Chan Gook Park**, Jae Wook Kwon*** and Dong Young Rew***

Department of Mechanical and Aerospace Engineering, Seoul National University* , **

Korea Aerospace Research Institute***

ABSTRACT

The navigation system of lunar lander are composed of various navigation sensors which have a complementary characteristics such as inertial measurement unit, star tracker, altimeter, velocimeter, and camera for terrain relative navigation to achieve the precision and autonomous navigation capability. The required performance of sensors has to be determined according to the landing scenario and mission requirement. In this paper, the specifications of navigation sensors are investigated through covariance analysis. The reference error model with 77 state vector and measurement model are derived for covariance analysis. The mission requirement is categorized as precision exploration with 90m(3 σ) landing accuracy and area exploration with 6km(3 σ), and the landing scenario is divided into PDI(Powered descent initiation) and DOI(Deorbit initiation) scenario according to the beginning of autonomous navigation. The required specifications of the navigation sensors are derived by analyzing the performance according to the sensor combination and landing scenario.

초 록

달 착륙선의 항법 시스템은 자율 정밀 항법 성능을 확보하기 위해 관성측정기와 별추적기, 고도계, 속도계, 지형상대항법 카메라 등 다양한 항법용 전장부품으로 구성되는데 착륙선의 착륙 시나리오와 임무 요구 성능에 따라 적합한 성능의 항법용 전장부품 선정이 필요하다. 본 논문에서는 달 착륙선에 요구되는 항법용 전장부품의 사양을 공분산해석을 통해 분석하였다. 77차 상태변수로 구성되는 기준 시스템 오차모델과 센서의 측정모델을 정의하고 착륙선의 임무 요구 성능은 90m(3 σ) 착륙 위치 정확도를 요구하는 정밀탐사 임무와 6km(3 σ)의 착륙 오차가 허용되는 영역탐사 임무로 구분하였다. 자율항법 시작 시점에 따라 PDI(Powered descent initiation)와 DOI(Deorbit initiation) 시나리오로 나누고 항법용 전장부품의 조합과 착륙 시나리오에 따른 성능 분석을 통해 가상의 임무 요구 성능을 만족하기 위한 항법 시스템의 요구사양을 도출하였다.

Key Words : Lunar lander(달 착륙선), Navigation system(항법 시스템), Covariance analysis(공분산해석), Requirement analysis(요구성능 분석)

† Received : January 3, 2017 Revised : July 21, 2017 Accepted : August 10, 2017

** Corresponding author, E-mail : chanpark@snu.ac.kr

1. 서론

달에 대한 과학적 연구와 우주 자원탐사, 우주 개발 전초기지로서의 중요성으로 인해 세계 각국은 달에 우주선을 착륙시키기 위한 달 탐사 계획을 수립하여 연구를 진행하고 있다. 최근 각국에서 추진 중인 달 탐사는 과학적 중요도가 높은 특정 지점이나 달의 극지방과 같이 험준한 지형을 포함하는 지역을 탐사 목표로 하기 때문에 달 착륙선의 항법시스템은 90m(3σ) 수준의 정밀한 착륙 위치정확도를 확보하도록 요구되고 있다[1]. 또한 착륙 시나리오가 시작되면 DSN (Deep Space Network)을 통한 궤도 보정 없이 탑재 항법시스템만으로 항법을 수행하는 자율항법 기능도 요구되고 있다[2]. 이러한 자율 정밀항법 요구 성능을 만족시키기 위해 달 착륙선 항법시스템은 관성측정기와 별추적기, 고도계, 속도계, 지형상대항법(Terrain Relative Navigation, TRN) 카메라 등 다양한 항법용 전장부품으로 구성되며 [3-7], 착륙선의 착륙 시나리오와 임무 요구 성능에 따라 적합한 성능의 항법용 전장부품 선정이 필요하다.

달 착륙선은 Fig. 1과 같이 고도 약 100km의 달 주차궤도에서 궤도 이탈 기동(Deorbit initiation, DOI)을 통해 착륙 하강을 시작하며, 고도 약 15km 내외에서 동력 하강 기동(Powered descent initiation, PDI)를 통해 궤도 속도를 줄이면서 착륙하게 된다[1]. 자율항법 관점에서 착륙선의 착륙 시나리오는 DOI부터 전 구간에서 자율항법을 하는 경우와 [4] 창어 3호와 같이 PDI부터 자율항법을 하는 경우로 [8] 나눌 수 있는데, 시나리오에 따라 자율항법 시간과 착륙선의 비행거리 등이 크게 차이 나기 때문에 탑재되는 전장부품의 요구 성능도 달라진다. 또한 달 착륙선의 임무에 따라 특정 지점에 100m 이

내의 정확도로 정밀한 착륙이 요구되거나 특정 영역 내에 수 km의 정확도로 착륙하는 것이 허용될 수도 있기 때문에 달 착륙선의 시스템 수준에서 요구되는 성능에 따라 탑재되는 전장부품의 구성 및 요구 성능이 달라질 수 있다. 그리고 탑재되는 전장부품의 성능에 따라 측정 가능한 고도의 제한이 있기 때문에 달 착륙선의 하강 고도 별로 항법에 사용되는 전장부품의 조합이 달라진다. 따라서 달 착륙선의 임무에 따른 시스템 수준의 요구 성능, 착륙 시나리오, 운용 가능한 전장부품의 조합 등 다양한 조건에 대한 항법 성능 분석이 필요하다.

달 착륙선 항법 시스템으로 탑재되는 전장부품의 조합, 운용조건, 각각의 오차 요소 크기 등 다양한 조건에 대한 항법 성능분석 기법으로 공분산해석 기법이 이용된다[4,6,9]. 공분산해석은 선형화된 항법 오차 모델에 대해 칼만필터 공분산의 시간 전파와 측정치 갱신만으로 항법성능을 분석하는 기법이다[10]. 특정 조건에서 항법 시스템의 성능을 통계적으로 분석하기 위해 센서 오차의 통계치에 기반하여 랜덤하게 센서값을 생성하고 수백회 이상 반복 시뮬레이션을 수행하는 몬테칼로 해석에 비해 공분산해석은 단 한번의 시뮬레이션으로 성능평가가 가능하기 때문에 시뮬레이션에 소요되는 시간을 크게 줄일 수 있다. 또한 다양한 조건에서 항법 시스템의 성능 분석이 용이하기 때문에 복합항법 필터의 설계 초기 단계에서 시스템의 성능예측과 다양한 센서의 오차 요소에 의한 항법 오차 민감도 분석 등에 널리 이용된다. 공분산해석을 통한 성능 분석 결과는 몬테칼로 해석의 결과에 90% 이상 일치하는 것으로 알려져 있으며 [4], 해석 결과의 신뢰성을 높이기 위해서는 대상 시스템의 공분산해석 오차 모델이 실제와 유사하도록 설계되어야 한다.

본 논문에서는 한국형 달 착륙선에 요구되는 항법용 전장부품의 요구 사양을 공분산해석을 통해 분석하였다. 공분산해석을 위해 관성측정기와 별추적기, 고도계, 속도계, TRN 카메라에 대한 오차 모델링을 통해 선형화된 기준 시스템 오차 모델 및 측정모델을 설계하였다. 달 착륙선의 착륙 시나리오는 자율항법 시작 시점에 따라 PDI 시나리오와 DOI 시나리오의 2가지로 구분하였고 착륙선의 시스템 수준 임무 요구 성능은 특정 지점 탐사를 위한 정밀 탐사(착륙 위치정확도 90m)와 상대적으로 큰 착륙 위치오차가 허용되는 영역 탐사(착륙 위치정확도 6km)로 구분하였다. 항법용 전장부품의 기본 사양은 기존 연구 사례를 참고하여 정의하고 착륙 시나리오와 탑재

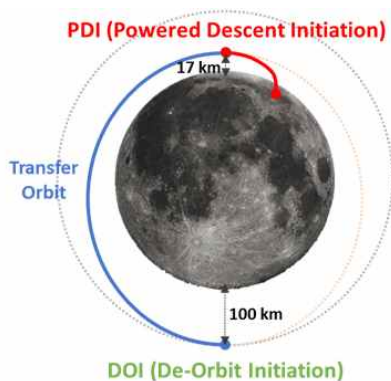


Fig. 1. Lunar descent to landing scenario

전장부품의 조합에 따라 임무 요구 성능의 달성 여부를 공분산해석을 통해 분석하였다. 또한 탑재 전장부품의 오차 요소 중 항법 성능에 크게 영향을 미치는 오차 요소의 크기와 동작조건에 따른 공분산해석을 수행하여 다양한 조건에서 항법 정확도 비교를 통해 항법용 전장부품의 요구 사양을 분석하였다.

II. 달 착륙선 항법 공분산해석 모델

2.1 달 착륙선 항법 알고리즘

달 착륙선의 복합항법 구성은 Fig. 2와 같다. 달 착륙선의 항법은 기본적으로 관성측정기에서 측정하는 가속도 및 각속도를 이용하여 50Hz 이상의 빠른 주기로 위치와 속도, 자세를 계산한다. 그리고 시간에 따라 누적되는 항법오차를 감소시키기 위해 별추적기, 고도계, 속도계 및 TRN 카메라 등 다양한 센서의 정보를 이용하여 칼만필터를 통해 오차를 추정하고 보정한다.

2.1.1 위치 및 속도, 자세 계산 알고리즘

달 착륙선의 항법 기준 좌표계를 관성좌표계(i-frame)로 가정하면 관성좌표계에서 표현되는 착륙선의 위치 \mathbf{r}^i 와 속도 \mathbf{v}^i 에 대한 미분방정식은 다음과 같다[11].

$$\dot{\mathbf{r}}^i = \mathbf{v}^i \tag{1}$$

$$\dot{\mathbf{v}}^i = \mathbf{a}_g^i + \mathbf{T}_b^i \mathbf{a}_{ng}^b \tag{2}$$

여기서 \mathbf{a}_g^i 는 관성좌표계에서 표현된 중력 가속도이고 \mathbf{a}_{ng}^i 는 가속도계에서 측정하는 비력(specific force)이며 \mathbf{T}_b^i 는 동체좌표계(b-frame)에서 관성좌표계로의 좌표변환행렬(Direction Cosine Matrix, DCM)이다. 달의 중력 가속도 \mathbf{a}_g^i 는 다음과 같이 표현된다[12].

$$\mathbf{a}_g^i = -\frac{\mu}{r^3} \mathbf{r}^i \tag{3}$$

여기서 $\mu = 4902.89 \times 10^9 [m^3/s^2]$ 는 달의 중력 상수이고 $r = |\mathbf{r}^i|$ 이다. 중력 가속도 \mathbf{a}_g^i 의 불확실성 오차와 가속도계 측정 비력 \mathbf{a}_{ng}^i 의 오차는 2.2절에서 중력 모델 오차와 가속도계 오차로 각각 모델링하여 항법 결과에 반영되도록 하였다.

착륙선의 자세는 쿼터니언으로 표현되며 쿼터니언 미분방정식은 다음과 같다[13].

$$\dot{\mathbf{q}}_i^b = \frac{1}{2} \bar{\boldsymbol{\omega}}_{ib}^b \otimes \mathbf{q}_i^b \tag{4}$$

$$\bar{\mathbf{q}}_i^b = [q_0 \ q_1 \ q_2 \ q_3]^T = [q_0 \ \mathbf{q}^T]^T \tag{5}$$

$$\bar{\boldsymbol{\omega}}_{ib}^b = \begin{bmatrix} 0 & (\boldsymbol{\omega}_{ib}^b)^T \end{bmatrix}^T \tag{6}$$

여기서 $\boldsymbol{\omega}_{ib}^b$ 는 자이로가 측정한 착륙선의 각속도

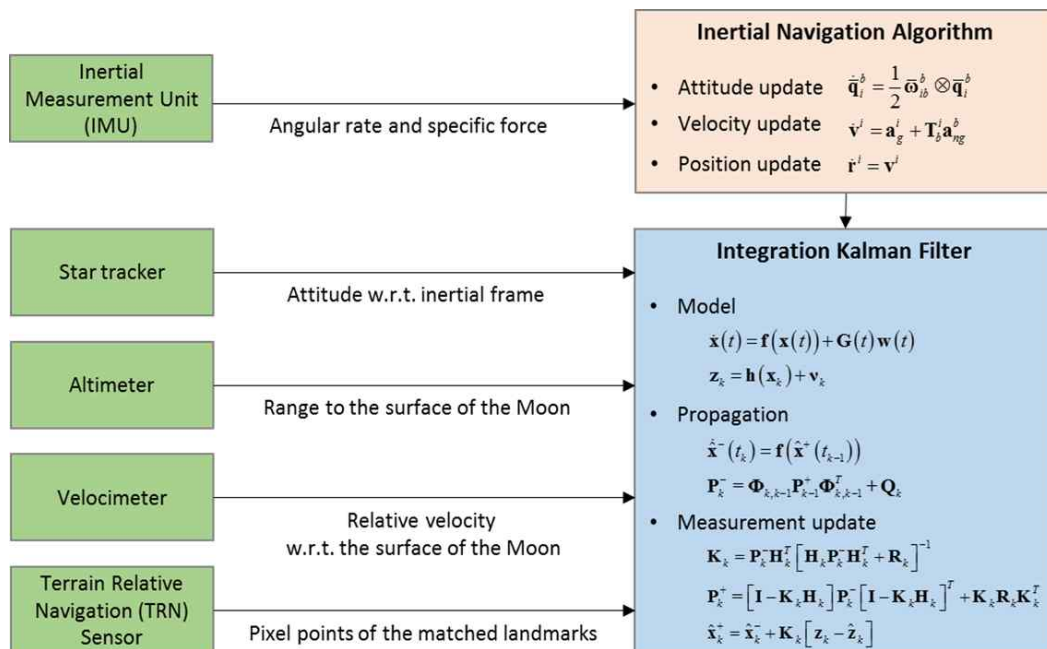


Fig. 2. Block diagram of lunar descent navigation

이며 쿼터니언 곱셈은 다음과 같이 정의된다[14].

$$\bar{\mathbf{p}} \otimes \bar{\mathbf{q}} = \begin{bmatrix} q_0 p_0 - \mathbf{q} \cdot \mathbf{p} \\ q_0 \mathbf{p} + p_0 \mathbf{q} - \mathbf{p} \times \mathbf{q} \end{bmatrix} \quad (7)$$

2.1.2 복합항법 칼만필터

달 착륙선의 복합항법 칼만필터는 비선형 시스템 모델과 측정 모델을 1차 테일러급수로 근사화하는 확장칼만필터로 설계된다. 비선형 시스템 모델과 측정모델을 다음과 같이 정의하면

$$\mathbf{x}(t) = \mathbf{f}(\mathbf{x}(t)) + \mathbf{G}(t)\mathbf{w}(t) \quad (8)$$

$$\mathbf{z}_k = \mathbf{h}(\mathbf{x}_k) + \mathbf{v}_k \quad (9)$$

여기서 $\mathbf{x}(t) \in \mathcal{R}^n$ 는 상태변수 벡터, $\mathbf{f}(\mathbf{x}(t)) \in \mathcal{R}^n$ 는 미분 가능한 비선형 시스템 방정식, $\mathbf{G}(t) \in \mathcal{R}^{n \times p}$ 는 공정잡음 행렬, $\mathbf{w}(t) \in \mathcal{R}^p$ 는 공정잡음, $\mathbf{z}_k \in \mathcal{R}^m$ 는 측정치 벡터, $\mathbf{h}(\mathbf{x}_k) \in \mathcal{R}^m$ 는 미분 가능한 비선형 측정 방정식, $\mathbf{v}_k \in \mathcal{R}^m$ 는 측정잡음이다. 공정잡음과 측정잡음은 서로 상관되지 않으며 각각 다음의 관계를 만족한다.

$$E[\mathbf{w}(t)] = \mathbf{0}, E[\mathbf{w}(t)\mathbf{w}^T(\tau)] = \mathbf{Q}_s \delta(t-\tau) \quad (10)$$

$$E[\mathbf{v}_k] = \mathbf{0}, E[\mathbf{v}_k \mathbf{v}_j^T] = \mathbf{R}_k \delta_{kj} \quad (11)$$

비선형 시스템 모델로부터 추정된 상태변수는 식 (8)로부터

$$\hat{\mathbf{x}}(t) = \mathbf{f}(\hat{\mathbf{x}}(t)) \quad (12)$$

상태변수 추정오차를 $\delta \mathbf{x} = \mathbf{x} - \hat{\mathbf{x}}$ 로 정의하면 추정오차 공분산의 이산 시간 전파식은 다음과 같다 [10].

$$\mathbf{P}_k^- = \mathbf{\Phi}_k \mathbf{P}_{k-1}^+ \mathbf{\Phi}_k^T + \mathbf{Q}_k \quad (13)$$

여기서 $\mathbf{\Phi}_k = \mathbf{\Phi}(t_k, t_{k-1}) \approx \mathbf{I} + \mathbf{F}(\hat{\mathbf{x}}_{k-1}^+) \Delta t$

$$\mathbf{Q}_k = \mathbf{Q}(t_k) \approx \mathbf{G}(t_k) \mathbf{Q}_s(t_k) \mathbf{G}^T(t_k) \Delta t$$

$$\mathbf{F}(\hat{\mathbf{x}}(t)) = \left[\frac{\partial \mathbf{f}(\mathbf{x}(t))}{\partial \mathbf{x}(t)} \right]_{\mathbf{x}(t)=\hat{\mathbf{x}}(t)} \quad (14)$$

시간 전파된 상태변수로부터 추정된 측정치는 식 (9)로부터

$$\hat{\mathbf{z}}_k = \mathbf{h}(\hat{\mathbf{x}}_k^-) \quad (15)$$

칼만이득과 상태변수 및 오차 공분산의 측정치 갱신은 다음의 식을 통해 이루어진다[10].

$$\mathbf{K}_k = \mathbf{P}_k^- \mathbf{H}_k^T (\mathbf{H}_k \mathbf{P}_k^- \mathbf{H}_k^T + \mathbf{R}_k)^{-1} \quad (16)$$

$$\hat{\mathbf{x}}_k^+ = \hat{\mathbf{x}}_k^- + \mathbf{K}_k (\mathbf{z}_k - \hat{\mathbf{z}}_k) \quad (17)$$

$$\mathbf{P}_k^+ = (\mathbf{I} - \mathbf{K}_k \mathbf{H}_k) \mathbf{P}_k^- (\mathbf{I} - \mathbf{K}_k \mathbf{H}_k)^T + \mathbf{K}_k \mathbf{R}_k \mathbf{K}_k^T \quad (18)$$

$$\mathbf{H}_k = \left[\frac{\partial \mathbf{h}(\mathbf{x}_k)}{\partial \mathbf{x}_k} \right]_{\mathbf{x}_k=\hat{\mathbf{x}}_k^-} \quad (19)$$

2.2 공분산해석 오차모델

공분산해석은 칼만필터의 상태변수 추정 오차 공분산의 추이를 분석함으로써 항법성능을 평가하는 기법으로 선형화된 시스템 모델 및 측정 모델에 적용 가능하다. 공분산해석 결과의 신뢰성을 높이기 위해서는 대상 시스템의 공분산해석 오차 모델이 실제와 유사하도록 설계되어야 한다. 본 절에서는 달 착륙선에 탑재되는 항법용 전장부품의 오차 요소를 식별하고 이를 바탕으로 정의되는 항법 오차 모델과 별추적기, 고도계, 속도계 및 TRN 카메라에 대한 측정 모델을 정리하였다.

2.2.1 항법 오차 모델

위치와 속도, 자세에 대한 미분방정식으로부터 미소 오차 가정을 통해 고차항을 무시하고 1차로 근사화한 위치오차와 속도오차, 회전벡터 오차로 표현되는 자세오차 미분방정식은 다음과 같다[3].

$$\delta \mathbf{r}^i = \delta \mathbf{v}^i \quad (20)$$

$$\delta \mathbf{v}^i = \nabla_G \delta \mathbf{r}^i - \hat{\mathbf{T}}_b^i (\hat{\mathbf{a}}_{ng}^b \times) \boldsymbol{\phi} + \hat{\mathbf{T}}_b^i \delta \mathbf{a}_{ng}^b + \mathbf{m}_g^i \quad (21)$$

$$\boldsymbol{\phi} = -(\hat{\boldsymbol{\omega}}_{ib}^b \times) \boldsymbol{\phi} + \delta \boldsymbol{\omega}_{ib}^b \quad (22)$$

여기서 ∇_G 는 식 (3)의 중력 가속도의 위치벡터에 대한 미분인 gravity gradient 행렬로 식 (23)과 같으며, \mathbf{m}_g^i 는 중력 모델 오차, $[\mathbf{a} \times]$ 는 벡터 \mathbf{a} 에 대한 왜대칭행렬(skew-symmetric cross product matrix)이다. 가속도계 오차 $\delta \mathbf{a}_{ng}^b$ 와 자이로 오차 $\delta \boldsymbol{\omega}_{ib}^b$ 는 각각 식 (24) 및 (25)와 같이 정의된다.

$$\nabla_G = \frac{\mu}{r^5} (3\mathbf{r}\mathbf{r}^T - r^2 \mathbf{I}_{3 \times 3}) \quad (23)$$

$$\delta \mathbf{a}_{ng}^b = -\delta \mathbf{b}_a - [\mathbf{a}_{ng}^b \setminus] \delta s_a - \mathbf{N}(\mathbf{a}_{ng}^b) \delta \gamma_a - \boldsymbol{\eta}_a \quad (24)$$

$$\delta\omega_{ib}^b = -\delta\mathbf{b}_g - [\tilde{\omega}_{ib}^b \setminus] \delta\mathbf{s}_g - \mathbf{N}(\tilde{\omega}_{ib}^b) \delta\boldsymbol{\gamma}_g - \boldsymbol{\eta}_g \quad (25)$$

여기서 \mathbf{b} 는 바이어스 오차, \mathbf{s} 는 환산계수 오차, $\boldsymbol{\gamma}$ 는 비직교성 오차, $\boldsymbol{\eta}$ 는 랜덤워크이며, 아래 첨자 a 는 가속도계, g 는 자이로를 의미하고 \tilde{a} 는 센서의 측정값을 의미한다. 행렬 $[\mathbf{a} \setminus]$ 는 벡터 \mathbf{a} 에 대한 대각행렬(diagonal matrix)을 의미하고 행렬 $\mathbf{N}(\mathbf{a})$ 는 다음과 같다.

$$\mathbf{N}(\mathbf{a}) = \begin{bmatrix} a_y & -a_z & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -a_x & a_z & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & a_x & -a_y \end{bmatrix} \quad (26)$$

2.2.2 측정 오차 모델

측정 오차 모델은 센서의 측정치와 현재 상태 변수로 추정된 센서 측정치의 차이로 정의되는 측정치 잔차로 표현되며 미소 오차 가정을 통해 고차항을 무시하고 1차로 근사화하여 선형화된 모델로 유도된다.

별추적기는 관성좌표계에 대한 별추적기 좌표계(st-frame)의 자세를 쿼터니언으로 제공하는 것으로 가정하면 별추적기 측정치에 대한 잔차 벡터는 자세오차와 별추적기 비정렬오차 및 잡음의 함수로 다음과 같이 표현된다[3].

$$\boldsymbol{\varepsilon}_{st} = \mathbf{T}_b^{st} \boldsymbol{\phi} + \delta\boldsymbol{\gamma}_{st} + \boldsymbol{\eta}_{st} \quad (27)$$

여기서 \mathbf{T}_b^{st} 는 동체좌표계와 별추적기 좌표계 사이의 DCM이다.

고도계는 달 표면에 대한 착륙선의 상대거리를 측정하는데 수직 하방으로 거리를 측정한다고 가정하면 고도계 측정치에 대한 잔차는 다음과 같다[4].

$$\varepsilon_{alt} = \frac{1}{\hat{r}^i} (\hat{r}^i)^T \delta\mathbf{r}^i - m_{elv} + \tilde{h}_{alt} \delta s_{alt} + \delta b_{alt} + \eta_{alt} \quad (28)$$

여기서 $m_{elv} = h_{elv}(\mathbf{r}^i) - \hat{h}_{elv}(\hat{\mathbf{r}}^i)$ 는 실제 착륙선 위치에서의 지형 고도 $h_{elv}(\mathbf{r}^i)$ 와 현재 추정된 위치에서 데이터베이스로부터 계산된 지형 고도 $\hat{h}_{elv}(\hat{\mathbf{r}}^i)$ 의 차이이다.

속도계는 달 표면에 대한 착륙선의 상대속도를 속도계 좌표계(v-frame)에서 측정하며 속도계 측정치에 대한 잔차 벡터는 다음과 같다[3].

$$\begin{aligned} \boldsymbol{\varepsilon}_{vel} = & -\mathbf{T}_b^v \hat{\mathbf{T}}_i^b (\boldsymbol{\omega}_{im}^i \times) \delta\mathbf{r}^i + \mathbf{T}_b^v \hat{\mathbf{T}}_i^b \delta\mathbf{v}^i \\ & + \mathbf{T}_b^v \left[\hat{\mathbf{T}}_i^b (\hat{\mathbf{v}}^i - \boldsymbol{\omega}_{im}^i \times \hat{\mathbf{r}}^i) \times \right] \boldsymbol{\phi} \\ & + \delta\mathbf{b}_{vel} + [\tilde{\mathbf{v}}_{vel}^v \setminus] \delta\mathbf{s}_{vel} + (\tilde{\mathbf{v}}_{vel}^v \times) \delta\boldsymbol{\gamma}_{vel} + \boldsymbol{\eta}_{vel} \end{aligned} \quad (29)$$

여기서 \mathbf{T}_b^v 는 동체좌표계와 속도계 좌표계 사이의 DCM이고 $\boldsymbol{\omega}_{im}^i$ 는 달의 자전 각속도를 관성좌표계에서 표현한 것이다.

TRN 카메라의 측정치는 카메라에서 획득한 이미지와 데이터베이스에 저장된 지형정보 사이에 매칭된 특징점들의 위치벡터가 초점면 상에 투영된 픽셀 좌표로 i -번째 특징점에 대한 TRN 카메라 측정치의 잔차는 다음과 같다[15].

$$\begin{aligned} \boldsymbol{\varepsilon}_{c_i} = & -\mathbf{H}_{p_i} \mathbf{T}_b^c \hat{\mathbf{T}}_i^b \delta\mathbf{r}^i + \mathbf{H}_{p_i} \mathbf{T}_b^c \left[\hat{\mathbf{T}}_i^b (\hat{\mathbf{r}}_{FP_i}^i - \hat{\mathbf{r}}^i) \times \right] \boldsymbol{\phi} \\ & + \mathbf{H}_{p_i} \left[\mathbf{T}_b^c \hat{\mathbf{T}}_i^b (\hat{\mathbf{r}}_{FP_i}^i - \hat{\mathbf{r}}^i) \times \right] \delta\boldsymbol{\gamma}_c \\ & + \mathbf{H}_{p_i} \mathbf{T}_b^c \hat{\mathbf{T}}_i^b \delta\mathbf{r}_{FP_T}^i + \mathbf{H}_{p_i} \mathbf{T}_b^c \hat{\mathbf{T}}_i^b \delta\mathbf{r}_{FP_R}^i \\ & + \delta\mathbf{b}_{c_i} + \boldsymbol{\eta}_{c_i} \end{aligned} \quad (30)$$

$$\mathbf{H}_{p_i} = \frac{f}{\hat{Z}_i^c} \begin{bmatrix} 1 & 0 & -\frac{\hat{X}_i^c}{\hat{Z}_i^c} \\ 0 & 1 & -\frac{\hat{Y}_i^c}{\hat{Z}_i^c} \end{bmatrix} \quad (31)$$

$$\hat{\mathbf{p}}_i^c = \left[\hat{X}_i^c \quad \hat{Y}_i^c \quad \hat{Z}_i^c \right]^T = (\mathbf{I} - \hat{\boldsymbol{\gamma}}_c \times) \mathbf{T}_b^c \hat{\mathbf{T}}_i^b (\hat{\mathbf{r}}_{FP_i}^i - \hat{\mathbf{r}}^i) \quad (32)$$

여기서 \mathbf{T}_b^c 는 동체좌표계와 카메라 좌표계 사이의 DCM이고 $\hat{\mathbf{r}}_{FP_i}^i$ 는 데이터베이스에 저장된 i -번째 특징점의 위치벡터로 데이터베이스 맵 해상도 오차 $\delta\mathbf{r}_{FP_R}^i$ 와 맵 비정렬 오차 $\delta\mathbf{r}_{FP_T}^i$ 를 포함한다. 맵 비정렬 오차는 map-tie 오차로 불리우는데 달 탐사 위성에서 측정된 달 지형 데이터로부터 생성된 데이터베이스의 지형 좌표가 실제 좌표와 다르게 바이어스 형태의 오차를 가지는 것을 의미한다.

2.2.3 공분산해석 기준 시스템 오차 모델

앞 절에서 기술된 항법 오차 모델 및 측정 오차 모델로부터 공분산해석을 위한 기준 시스템 모델의 오차 상태변수는 다음과 같이 77차로 정의된다.

$$\delta\mathbf{x} = \left[\delta\mathbf{x}_{nav}^T \quad \delta\mathbf{x}_{imu}^T \quad \delta\mathbf{x}_{grv}^T \quad \delta\mathbf{x}_{st}^T \quad \delta\mathbf{x}_{alt}^T \quad \delta\mathbf{x}_{vel}^T \quad \delta\mathbf{x}_{cmr}^T \right]^T \quad (33)$$

여기서 $\delta\mathbf{x}_{nav} \in \mathbb{R}^{9 \times 1}$ 는 항법오차로 위치오차와 속도 오차, 자세오차를 포함하고 $\delta\mathbf{x}_{imu} \in \mathbb{R}^{24 \times 1}$ 는 가속도계 및 자이로의 바이어스 오차, 환산계수 오차, 비직교성 오차로 구성되며, $\delta\mathbf{x}_{grv} \in \mathbb{R}^{3 \times 1}$ 는 중력 모델 오차, $\delta\mathbf{x}_{st} \in \mathbb{R}^{3 \times 1}$ 는 고도계의 바이어스 오차, 환산계

수 오차, 데이터베이스 맵 고도 오차를 포함한다. $\delta \mathbf{x}_{vel} \in \mathbb{R}^{9 \times 1}$ 는 속도계의 바이어스 오차, 환산계수 오차, 비정렬 오차로 구성되고 $\delta \mathbf{x}_{cmr} \in \mathbb{R}^{26 \times 1}$ 는 5개의 특징점을 매칭 하였다고 가정하고 카메라의 비정렬 오차, 픽셀 바이어스 오차, 맵 비정렬 오차 및 맵 해상도 오차를 포함한다.

센서의 오차 상태변수 중 가속도계 오차와 자이로 오차, 별추적기 오차, 고도계 오차, 속도계 오차 및 TRN 카메라의 비정렬 오차는 1차 마코프 프로세스로 다음과 같이 모델링하였다[16].

$$\dot{x} = -\frac{1}{\tau}x + w \tag{34}$$

$$E[w] = 0, E[w(t)w(t')] = \frac{2\sigma_x^2}{\tau} \delta(t-t')$$

여기서 τ 는 시정수이다. 그리고 TRN 카메라의 맵 비정렬 오차와 맵 해상도 오차, 픽셀 바이어스 오차는 랜덤상수로 모델링하였다.

$$\dot{x} = 0 \tag{35}$$

마지막으로 중력오차와 맵 고도 오차는 거리에 상관된 1차 마코프 프로세스로 모델링하였다[10].

$$\dot{x} = -\frac{1}{d/|\mathbf{v}|}x + w \tag{36}$$

$$E[w] = 0, E[w(t)w(t')] = \frac{2\sigma_x^2}{d/|\mathbf{v}|} \delta(t-t')$$

여기서 d 는 상관거리, $|\mathbf{v}|$ 는 착륙선의 속력이다.

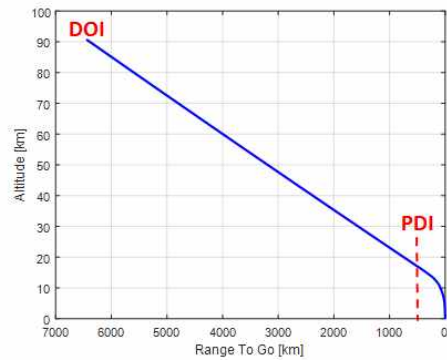
공분산해석은 식 (20)에서 식 (36)으로부터 식 (14)와 (19)의 시스템 행렬 및 추정행렬을 구성하고 식 (13)의 오차 공분산 시간 전파와 식 (16) 및 (18)의 칼만 이득 및 오차 공분산 추정치 갱신을 통해 이루어지며, 오차 공분산의 대각 성분으로부터 항법 성능을 평가한다.

III. 달 착륙선 전장품 요구성능 분석

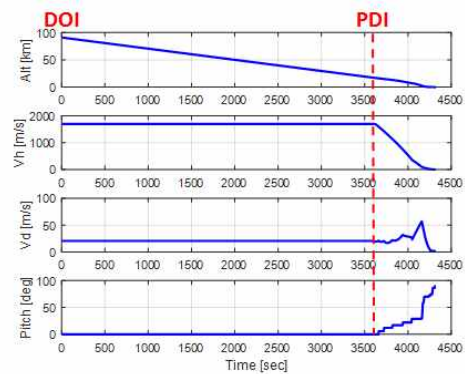
3.1 성능 분석 조건

3.1.1 착륙 궤적

달 착륙선의 항법용 전장품에 대한 요구성능 분석을 위한 기준 궤적은 아폴로 17호의 착륙 궤적 데이터를 활용하여 생성하였다. Fig. 3은 비행 거리에 대한 착륙선의 고도와 시간에 대한 고도, 속도 및 피치각을 나타낸 것으로 착륙선은 약 90km에서 DOI를 시작하여 고도 약 17km에서



(a) Altitude versus the range to go



(b) Altitude, velocity, and pitch angle

Fig. 3. Reference trajectory of lunar lander

PDI가 이루어진다.

3.1.2 착륙 시나리오 및 임무 요구 성능

달 착륙선의 전장품 요구성능 분석을 위해 착륙 시나리오를 자율항법 시작 시점에 따라 DOI 시나리오와 PDI 시나리오로 분류하였다. DOI 시나리오는 DOI 직전에 DSN으로 추정된 궤도정보로 항법 시스템을 초기화한 후 착륙까지 4320초 동안 자율항법을 수행하며 PDI 시나리오는 착륙선이 고도 약 17km의 타원궤도로 천이한 후에 타원 궤도를 선회하면서 착륙을 준비하고 PDI 직전에 DSN을 통해 항법 시스템을 초기화한 후 720초 동안 자율항법을 수행하는 것으로 가정하였다.

달 착륙선의 항법 요구 성능은 착륙선이 달 표면에 안착하는 착륙시점의 위치 정확도로 정의된다. 최근의 달 착륙선 자율 정밀 항법에 대한 요구 성능으로 NASA는 착륙 위치 정확도 90m(3σ)를 목표로 하고 있으며[1], ESA Lunar lander의 경우 200m(3σ)를 목표로 하고 있다[5]. 한편, 중국 창어 3호의 경우 착륙시점의 위치 정확도 요구 성능이 6km(3σ) 인 것으로 알려져 있다[8].

Table 1. Navigation requirement at landing for virtual mission(3 σ)

	Position Accuracy	Velocity accuracy	
		Horizontal(H)	Vertical(V)
Area Exploration	6km	0.5m/s	0.5m/s
Precision Exploration	90m	0.5m/s	0.5m/s

본 연구에서는 달 착륙선의 가상 임무목표를 Table 1과 같이 달에 대한 일반적인 과학 탐사를 위해 특정 영역 내에 비교적 큰 항법오차로 착륙하는 것이 허용되는 경우와 달의 특정 지점에 대한 정밀한 과학 탐사를 위해 정밀한 착륙이 요구되는 경우로 나누었다. 영역 탐사 임무의 착륙 위치 정확도는 창어 3호의 사례를 참고하여 6km(3 σ)로 설정하였고 특정지점 정밀탐사 임무의 경우 NASA의 사례를 참고하여 90m(3 σ)로 설정하였다. 달 착륙선의 연착륙을 위해 요구되는 착륙 시점의 속도 정확도는 0.5m/s(3 σ)로 설정하였다[6].

3.1.3 전장품 기본 오차 규격

관성측정기는 Table 2와 같이 3가지 등급의 관성측정기를 대상으로 하였다. MIMU(Miniature IMU)와 LIMU(LN-200s IMU)는 우주 탐사선에 많이 적용되는 관성측정기이고[17,18] KIMU(KARI IMU)는 한국항공우주연구원에서 한국형 발사체에 적용하기 위해 개발 중인 광섬유자이로 기반 관성측정기이다[19]. 3가지 관성측정기의 비직교성 오차는 모두 20arcsec로 가정하였다.

항법 시스템은 DSN을 통해 추정된 궤도정보와 별추적기의 자세를 이용하여 초기화 되며, 초기 위치오차와 속도오차는 Table 3과 같고[4] 초기 자세오차는 Table 4의 별추적기(ST) 오차 규격을 기준으로 50arcsec로 설정하였다[4]. 고도계(ALT)와 속도계(VLO), TRN 카메라(CMR) 및 테

Table 2. IMU specification(1 σ)

	MIMU	KIMU	LIMU
Gyroscope			
Bias[deg/hr]	0.005	0.033	1.0
Scale-factor[ppm]	1	17	100
Random walk[deg/ $\sqrt{\text{hr}}$]	0.005	0.002	0.07
Accelerometer			
Bias[ug]	30	100	300
Scale-factor[ppm]	66	100	300
Random walk[ug/ $\sqrt{\text{Hz}}$]	17	30	35

Table 3. Initial navigation error(1 σ)

	Position error	Velocity error
Down range	1,500m	0.047m/s
Cross track	200m	0.2m/s
Altitude	50m	1.5m/s

Table 4. Star tracker(ST) specification(1 σ)

	Misalignment	Noise
Magnitude	50 arcsec	50 arcsec

Table 5. Altimeter(ALT) and velocimeter (VLO) specification(1 σ)

	Altimeter	Velocimeter
Bias	0.2m	0.01m/s
Scale-factor	0.1%	0.1%
Misalignment	-	50arcsec
Noise	2%	0.2m/s + 0.75%

Table 6. TRN camera(CMR) specification(1 σ)

	Bias	Misalignment	Noise
Magnitude	0.02mm	50 arcsec	0.02mm

Table 7. Database map specification(1 σ)

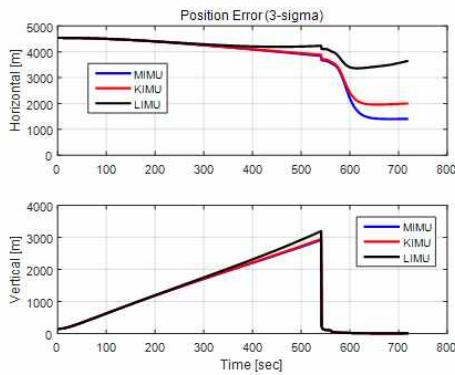
	Map error	Map-tie error	Map resolution
Global	33m	150m	100m
Within 5km	3.3m	2.5m	10m

이터베이스 맵 오차의 크기는 Table 5 ~ 7에 정리 하였으며[4,6,20], 별추적기는 1초 간격으로 전 구간에서 자세를 측정하고 고도계와 속도계는 1초 간격으로 고도 3.5km 이하에서 동작하는 것으로 가정하였다. TRN 카메라는 10초 간격으로 특징점 정보를 제공하며 기본 동작 고도는 15km로 가정하였다.

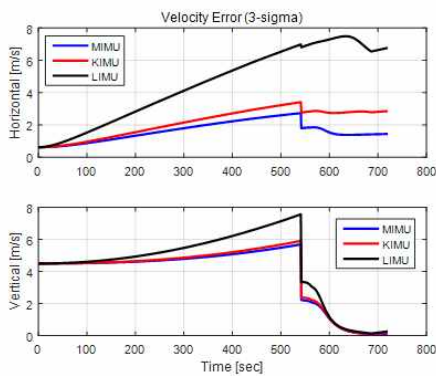
3.2 PDI 시나리오에 대한 요구성능 분석

3.2.1 관성측정기/별추적기/고도계 조합

3가지 관성측정기에 대해 관성측정기/별추적기/고도계 조합에 대한 공분산해석 결과를 Fig. 4



(a) Position error



(b) Velocity error

Fig. 4. Position and velocity error of IMU/ST/ALT for PDI scenario

에 나타내었다. 착륙선은 PDI 고도 17km에서 고도계 동작 고도인 3.5km까지 540초 동안 관성측정기로 항법을 수행하기 때문에 위치오차와 속도 오차는 시간에 따라 증가하다가 고도계 동작 시점에서 고도오차가 고도계 오차 수준으로 감소한다. 수평 오차는 고도오차와 진행방향 오차의 상관성에 의해 진행방향 오차가 추정되어 순수 관성항법에 비해 오차가 감소되며, 관성측정기 등급이 높을수록 오차가 작음을 볼 수 있다. 착륙시점의 오차를 Table 8에 정리하였는데, LIMU의 경우에도 수평 위치오차가 3.6km(3 σ) 수준으로 영역 탐사 임무의 요구조건인 6km(3 σ)는 만족하는 것을 볼 수 있다. 그러나 특정지점 정밀탐사 임무의 요구조건은 만족할 수 없으며, 특히 수평 속도 정확도가 3가지 관성측정기 모두 요구조건을 초과하기 때문에 이 조합으로는 영역 탐사 임무도 수행할 수 없음을 알 수 있다.

3.2.2 관성측정기/별추적기/고도계/속도계 조합

PDI 시나리오에서 속도계가 추가된 경우의 착륙시점의 항법오차를 Table 9에 나타내었는데, 속

Table 8. Navigation error at landing of IMU/ST/ALT for PDI scenario(3 σ)

		MIMU	KIMU	LIMU
Position error [m]	H	1402.34	1999.96	3651.21
	V	11.11	11.51	12.32
Velocity error [m/s]	H	1.44	2.85	6.77
	V	0.10	0.17	0.27

Table 9. Navigation error at landing of IMU/ST/ALT/VLO for PDI scenario(3 σ)

		MIMU	KIMU	LIMU
Position error [m]	H	1337.91	1737.81	2282.64
	V	10.52	10.57	10.79
Velocity error [m/s]	H	0.15	0.18	0.23
	V	0.08	0.09	0.13

도계가 포함되지 않은 Table 8과 비교했을 때 항법오차가 감소하는 것을 확인 할 수 있다. 특히 속도오차가 0.2m/s(3 σ) 내외 수준으로 감소함으로써 이 조합으로 영역 탐사 임무의 항법 요구조건을 만족할 수 있다. 그러나 특정지점 정밀탐사 임무를 위해서는 TRN 센서가 추가되어야 한다.

관성측정기와 별추적기, 고도계 및 속도계의 조합으로 PDI 시나리오에서 영역 탐사 임무의 요구조건을 만족시킬 수 있는데, 항법 정확도는 고도계와 속도계 오차 요소의 크기에 따라 좌우되기 때문에 센서 오차 요소의 크기에 따른 성능을 분석하였다. 먼저 고도계의 경우 환산계수 오차와 잡음은 고도에 비례하는 크기로 오차를 유발하기 때문에 종말 구간의 낮은 고도에서 이들에 의한 영향은 미미하며 데이터베이스 맵 고도 오차가 주요 오차 요인이 된다. Fig. 5는 착륙지점 5km 이내에서 맵 고도오차를 3.3m, 10m, 33m(1 σ)로 가정한 경우의 LIMU에 대한 공분산 해석 결과로 맵 고도오차가 커질수록 고도오차가 증가함을 볼 수 있다. 따라서 착륙선의 안전 착륙을 위해 요구되는 고도 정확도에 따라 정밀한 지형 고도 맵을 사전 확보할 필요가 있다.

속도계의 경우도 환산계수 오차와 잡음에 의한 속도 오차가 속도에 비례하기 때문에 종말 하강 단계에서 이들에 의한 영향은 미미하며 속도계 바이어스 오차가 주요 오차 요인이다. Fig. 6는 속도계 바이어스 오차를 0.01m/s, 0.1m/s, 0.2m/s(1 σ)로 가정한 경우의 LIMU에 대한 속도 오차를 나타낸 것으로 속도계 바이어스 오차가

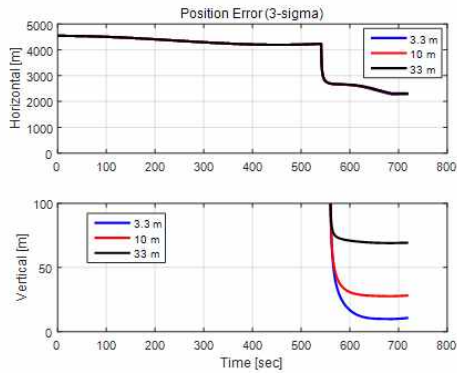


Fig. 5. Position error of IMU/ST/ALT/VLO for PDI scenario with various map elevation error

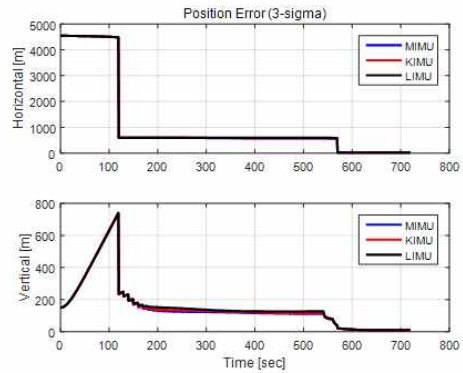


Fig. 7. Position error of IMU/ST/ALT/VLO /CMR for PDI scenario

Table 10. Navigation error at landing of IMU/ST/ALT/VLO/CMR for PDI scenario(3σ)

		MIMU	KIMU	LIMU
Position error [m]	H	23.39	23.84	24.61
	V	9.86	9.95	10.18
Velocity error [m/s]	H	0.11	0.13	0.18
	V	0.07	0.08	0.11

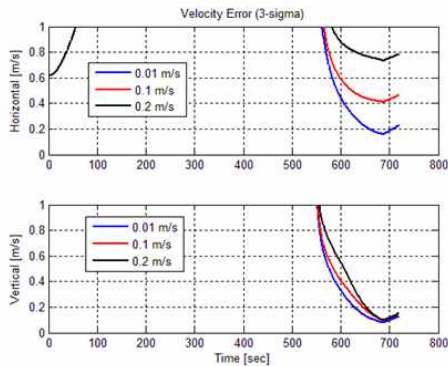


Fig. 6. Velocity error of IMU/ST/ALT/VLO for PDI scenario with various velocimeter bias error

커질수록 수평 속도 오차가 증가함을 볼 수 있다. 따라서 속도 정확도 요구조건 0.5m/s(3σ)를 만족하기 위해서는 속도계 바이어스 오차를 0.1m/s(1σ) 이하로 확보할 필요가 있다.

3.2.3 관성측정기/별추적기/고도계/속도계/TRN 카메라 조합

PDI 시나리오에서 TRN 카메라가 추가된 경우의 공분산해석 결과를 Fig. 7에 나타내었다. 고도 15km에서 카메라 측정치를 이용함으로써 위치오차가 크게 감소하는 것을 볼 수 있으며, Table 10에 나타난 바와 같이 착륙시점의 항법오차는 관성측정기의 등급에 따라 약간의 차이는 있지만 모두 특정지점 정밀탐사 임무 요구조건인 90m(3σ)를 만족하는 것으로 나타났다.

Figure 7을 살펴보면 위치오차는 560초 이후에 100m 이내로 크게 감소하는 것을 볼 수 있는데, 이는 Table 7에 나타난 바와 같이 착륙지점 5km 이내 영역에서 정밀한 지형 데이터베이스를 가지고 있다고 가정하였기 때문이며 TRN의 성능이

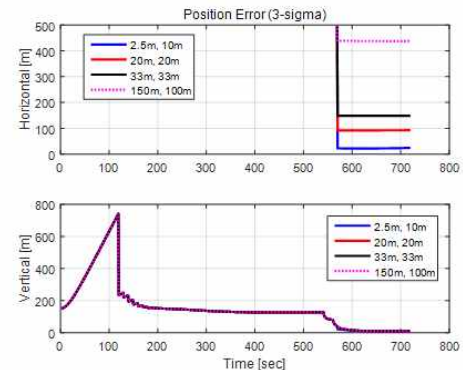


Fig. 8. Position error of IMU/ST/ALT/VLO /CMR for PDI scenario with various map-tie and map resolution

데이터베이스의 정확도에 따라 결정됨을 보여준다. 착륙지점 5km 이내 영역에서 데이터베이스의 맵 비정렬과 맵 해상도를 각각 2.5m/10m, 20m/20m, 33m/33m, 150m/100m로 가정한 경우의 LIMU에 대한 공분산해석 결과를 Fig. 8에 나타내었는데 착륙시점의 수평 위치오차는 각각 24.61m, 92.55m, 148.74m, 437.45m로 맵 오차가 커질수록 수평 위치오차가 증가한다. 따라서 특정지점 정밀탐사 임무의 요구조건을 만족하기 위해서는 맵 비정렬과 맵 해상도를 20m(1σ) 수준으로 확보할 필요가 있다.

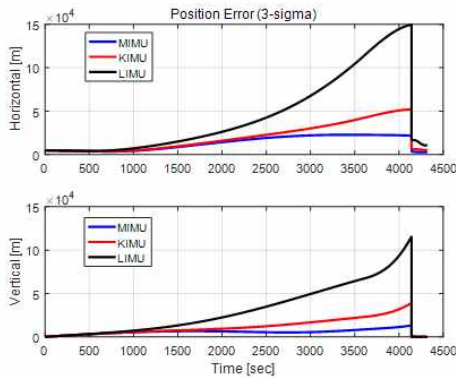


Fig. 9. Position error of IMU/ST/ALT/VLO for DOI scenario

Table 11. Navigation error at landing of IMU/ST/ALT/VLO for DOI scenario(3σ)

		MIMU	KIMU	LIMU
Position error [m]	H	2,628	5,079	10,606
	V	10.52	10.59	10.86
Velocity error [m/s]	H	0.18	0.23	0.29
	V	0.08	0.10	0.16

3.3 DOI 시나리오에 대한 요구성능 분석

3.3.1 관성측정기/별추적기/고도계/속도계 조합

DOI부터 4320초 동안 자율항법을 수행하는 DOI 시나리오에서 TRN 카메라가 제외된 경우의 공분산해석 결과를 Fig. 9에 나타내었으며, 착륙시점의 항법오차를 Table 11에 정리하였다.

착륙시점의 위치 정확도 관점에서 LIMU는 10km(3σ)를 초과하기 때문에 착륙 위치오차가 6km(3σ)로 다소 큰 오차가 허용되는 영역 탐사 임무에도 LIMU는 적용할 수 없음을 알 수 있다. 또한 KIMU는 착륙 위치 정확도는 만족하지만 비행 중 위치오차가 50km(3σ) 수준으로 매우 크기 때문에 착륙선의 유도, 제어 등 복합적인 요소들을 고려하여 착륙선의 비행 중 하강 고도별로 요구되는 시스템 성능에 따라 관성측정기의 등급을 결정할 필요가 있다.

3.3.2 관성측정기/별추적기/고도계/속도계/TRN 카메라 조합

DOI 시나리오에서 TRN 카메라가 추가된 경우의 착륙시점에서 항법오차를 Table 12에 나타내었다. 착륙시점의 위치 정확도 관점에서는 3가지 관성측정기 모두 90m(3σ) 이내로 특정지점 정밀탐사 임무의 요구조건을 만족한다.

Table 12. Navigation error at landing of IMU/ST/ALT/VLO/CMR for DOI scenario(3σ)

		MIMU	KIMU	LIMU
Position error [m]	H	23.33	23.72	24.59
	V	9.86	9.95	10.19
Velocity error [m/s]	H	0.10	0.13	0.18
	V	0.07	0.08	0.11

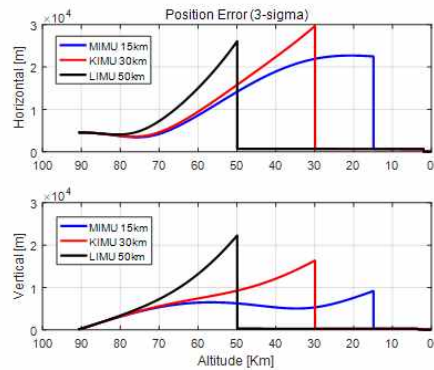


Fig. 10. Position error of IMU/ST/ALT/VLO/CMR for DOI scenario with different TRN camera operation altitude

그러나 Fig. 9에서 보는 바와 같이 위치오차는 TRN 카메라가 연동되기 전까지 매우 크게 유발되는데 LIMU의 경우 100km 이상 유발된다. 하강 비행 중 매우 큰 위치오차는 착륙선의 유도 및 제어 안정성에 문제를 발생시킬 수 있기 때문에 저급의 관성측정기를 사용하는 경우 카메라의 동작 고도를 높여 비행 중 위치오차를 일정 수준 이하로 유지할 필요가 있다. Fig. 10은 비행 중 착륙선의 위치오차를 30km(3σ) 이하로 유지하는 것을 가정하여 관성측정기에 따라 카메라의 동작 고도를 LIMU는 50km, KIMU는 30km, MIMU는 15km로 가정한 경우의 위치오차를 나타낸 것이다. 카메라의 동작 고도를 높임으로써 저급 관성측정기로 특정지점 정밀탐사 임무를 수행할 수 있지만 카메라의 동작 고도는 착륙선의 탑재 컴퓨터 데이터베이스에 저장해야하는 달 지형 데이터의 크기와 연관되므로 컴퓨터 용량, 항법 요구 성능, 적용 가능한 관성측정기 및 카메라 성능 등을 종합적으로 검토하여 카메라 동작 고도를 설정해야 한다.

IV. 결 론

본 논문에서는 달 착륙선의 자율항법 시나리

오(PDI 및 DOI 시나리오)와 가상 임무 요구조건(영역 탐사 및 특정지점 정밀탐사)에 따라 요구되는 항법용 전장부품의 성능을 공분산해석을 통해 분석하였다. 다양한 조건에서 분석 결과, 자율항법 시나리오와 임무 요구조건에 따라 달 착륙선에 적용되어야 할 항법용 전장부품의 조합과 각 부품의 성능이 결정되는 것으로 나타났다.

비교적 큰 착륙 위치오차가 허용되는 영역 탐사 임무의 경우 PDI 및 DOI 시나리오 모두 TRN 카메라 없이 관성측정기와 별추적기, 고도계, 속도계로도 요구 성능을 만족할 수 있다. 항법시간이 짧은 PDI 시나리오는 1deg/hr급의 LN-200s 관성측정기를 적용할 수 있는 반면, 1시간 이상 관성항법을 수행하는 DOI의 경우 0.03deg/hr급 이상의 관성측정기가 요구된다.

정밀한 착륙이 요구되는 특정지점 정밀탐사 임무의 요구 조건을 만족하기 위해서는 관성측정기 등급에 상관없이 TRN 카메라의 연동이 필수적이며 데이터베이스 맵 정확도에 의해 성능이 결정되기 때문에 정밀한 지형 데이터의 사전 확보가 필요하다. 또한 DOI 시나리오에서 저급 관성측정기를 적용하는 경우 TRN 카메라 연동 전까지 위치오차가 수십 km로 매우 크게 유발되기 때문에 착륙선의 유도 및 제어 안정성, 탑재 컴퓨터 메모리 용량 등을 복합적으로 고려하여 관성측정기 등 전장부품의 사양 및 운용 고도를 설정해야 한다.

후 기

본 연구는 한국항공우주연구원(과제번호: NRF-2016M1A3A9912929)과 한국연구재단(과제번호: NRF-2013M1A3A3A02042468)의 지원을 받아 수행되었습니다.

References

- 1) Tye, B., Stephen, P., and Timothy, C., "GN&C Development for Future Lunar Landing Missions," AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference. 2010.
- 2) Brady, T. and Schwartz, J., "ALHAT System Architecture and Operational Concept," IEEE Aerospace Conference, 2007.
- 3) DeMars, K. J. and Bishop, R. H.,

"Precision Descent Navigation for Landing at the Moon," *Advances in the Astronautical Sciences*, 129(2), 2008, pp. 1027-1050.

4) Geller, D.K. and Christensen, D., "Linear Covariance Analysis for Powered Lunar Descent and Landing," *Journal of Spacecraft and Rockets*, 46(6), 2009, pp. 1231-1248.

5) Melloni, S., et al, "GNC Solutions for Next-Moon Lunar Lander Mission," 21th International Symposium on Space Flight Dynamics, 2009.

6) Ely, T. A., Heyne, M., and Riedel, J. E., "Altair Navigation During Translunar Cruise, Lunar Orbit, Descent, and Landing," *Journal of Spacecraft and Rockets*, 49(2), 2012, pp. 295-317.

7) Ku, P. M., Park, Y. B., and Park, C. G., "Performance Analysis of Batch Process Terrain Relative Navigation Using Area based Terrain Roughness Index for Lunar Lander," *Journal of The Society for Aeronautical and Space Sciences*, 44(7), 2016, pp. 629-639.

8) Li, S., Jiang, X., and Tao, T., "Guidance Summary and Assessment of the Chang'e-3 Powered Descent and Landing," *Journal of Spacecraft and Rockets*, 53(2), 2016, pp. 258-277.

9) Huxel, P. J. and Cohanin, B. E., "Small lunar lander/hopper navigation analysis using linear covariance," *IEEE Aerospace Conference*, 2010.

10) Gelb, A., *Applied Optimal Estimation*, MIT Press, Cambridge, MA, 1974.

11) Titterton, D. and Weston, J. L., *Strapdown Inertial Navigation Technology*, 2nd Edition, Reston, VA, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2004.

12) Robert, H.B., et al., "An Inertial Dual-State State Estimator for Precision Planetary Landing with Hazard Detection and Avoidance," *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*, 2016.

13) Pittelkau, M. E., "Kalman Filtering for Spacecraft System Alignment Calibration," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 24(6), 2001, pp. 1187-1195.

14) Zanetti, R., *Advanced Navigation Algorithm for Precision Landing*, PhD thesis,

The University of Texas at Austin, 2007.

15) Trawny, N., et al., "Vision-aided inertial navigation for pin-point landing using observations of mapped landmarks," *Journal of Field Robotics*, 24(5), 2007, pp. 357-378.

16) Chatfield, A. B., *Fundamentals of High Accuracy Inertial Navigation*, Reston, VA, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1997.

17) Honeywell, *Miniature Inertial Measurement*

Unit, 2006.

18) Northrop Grumman, *LN-200s Inertial Measurement Unit*, 2013.

19) Roh, W. R., et al., "Development of Fiber Optic Gyro for KSLV-II Inertial Navigation Guidance Unit," *KSAS Fall Conference*, 2015.

20) Lorenz, R. D., "Radar Altimeters on Probes and Landers (and Doppler Radars)," *12th Interplanetary Probe Workshop*, 2015.