

나로 우주센터에서 화성 탐사선 발사를 위한 최적 시간대 결정

유성문^{1†}, 송영주¹, 박은서¹, 박상영¹, 최규홍¹
윤재철², 임조령², 김방엽², 김한돌², 최준민², 김병교²
¹연세대학교 천문우주학과, ²한국항공우주연구원

EARTH TO MARS BALLISTIC MISSION OPPORTUNITIES FROM NARO SPACE CENTER

Sung-Moon Yoo^{1†}, Young-Joo Song¹, Eun-Seo Park¹, Sang-Young Park¹,
Kyu-Hong Choi¹, Jae-Cheol Yoon², Jo-Ryeong Yim², Bang-Yeop Kim²,
Han-Dol Kim², Joon-Min Choi², and Byung-Kyo Kim²

¹Department of Astronomy and Space Science, Yonsei University, Seoul 120-749, Korea

²Korea Aerospace Research Institute(KARI), Daejeon 305-600, Korea

E-mail: smyoo@galaxy.yonsei.ac.kr

(Received November 1, 2003; Accepted November 11, 2003)

요 약

고흥에 위치한 나로 우주센터에서 화성 탐사선을 발사하기 위한 최적의 발사 시간대를 결정하는 연구를 수행하였다. 행성간 탐사선의 발사시기 선정은 크게 일년 중 발사 가능한 날짜(Launch window)를 선정하는 것과 선정된 날짜의 어느 시간대(Daily launch window)에 발사해야 할 것인가로 나누어 볼 수 있다. 최적의 발사 날짜를 선정하기 위하여, 지구 출발 날짜와 화성 도착 날짜에 대응되는 에너지(C3), 목표 행성까지의 비행시간, 도착할 때의 속도, 지구에서 출발할 때 V_{∞} 벡터의 적위, 그리고 도착할 때 V_{∞} 벡터의 적경과 적위를 계산하여 그래프로 나타내었다. 선정된 날짜에서의 발사 시간대 결정은 발사장의 위치와 지구의 자전에 의한 영향을 고려하여 산출하였다. 본 논문에서는 Lambert 이론으로부터 2027년의 발사 가능 날짜를 선정하기 위한 계산 결과를 예로서 제시하였다. 고흥에 위치한 나로 우주센터에서의 발사를 가정하여, 선정된 날짜의 어느 시간대에 발사가 가능한지를 산출하였으며, 케네디 우주센터에서의 경우와 비교하여 어느 정도의 타당성이 있는지 살펴보았다.

ABSTRACT

Earth to Mars ballistic mission opportunities from Naro Space Center are studied. Determining ballistic mission opportunities can be divided into two major parts, i.e. the launch window and the daily launch window determination. At the launch window determination parts, Porkchop diagrams of Earth launch C3 magnitude, total mission duration, declination of V_{∞} vector at the Earth launch, and declination & right ascension of V_{∞} vector at the Mars arrival are examined. The location of launch site and rotation effects of the Earth are considered during the daily launch window determination parts. Using Lambert method, various Porkchop diagrams of launching in 2027 are examined for example. The daily launch window of Naro Space

[†]corresponding author

Center at that year was checked to verify the launch possibility by comparing with the Kennedy Space Center.

Keywords: Mars, launch window, daily launch window

1. 서 론

태양계를 구성하고 있는 행성 중, 지구와 가장 유사한 환경의 행성으로 알려진 화성은 생명체의 존재 유무와 관련하여 많은 관심의 대상이 되어 왔으며, 1960년대부터 소련과 미국을 중심으로 탐사 계획이 진행되어왔다. 1965년 미국의 Mariner 4호가 화성 궤도에 진입한 이래 Mars global surveyor, Mars express와 같은 탐사 임무가 진행 되었으며 앞으로도 꾸준히 이루어질 전망이다.

이러한 행성 탐사계획을 수립하기 위하여 우선적으로 고려해야 할 것은 최적의 발사시기를 결정하는 것이다. 발사 시기의 선정은 천이 궤도의 선정과도 밀접한 관련이 있으며, Mariner Mars 1969(MM 1969) 탐사 임무에 적용하기 위한 천이 궤도 선정에 관한 연구(Kohlhase 1969)와 1972년에 금성으로 탐사선을 보내기 위한 발사 시기 선정에 관한 연구(Fields & Wilkinson 1969)가 이미 수행된 바 있다. 국내에서도 비선형 최적화 기법을 이용한 최적의 화성 탐사 발사 시기 선정에 관한 연구(이성섭 2002)가 수행되었으나, 선정된 날짜의 발사 가능 시간대를 산출하는 과정은 다루지 않고 있다. 본 논문에서는 최적의 발사 시기 선정을 크게 일년 중 발사 가능한 날짜(Launch window)의 선정과 선정된 날짜의 어느 시간대(Daily launch window)에 발사할 것인가로 나누어 보고, 최적의 발사 날짜 선정 과정과 제한 조건을 기술하였다. 그리고 선정된 날짜에서 발사장의 위치에 따른 발사 가능 시간대를 결정하여 앞으로 건설될 나로 우주센터의 경우를 적용하고, 케네디 우주센터와 비교하여 화성 탐사 가능 여부를 검증해 보았다. 화성 도착 시기는 2027년으로 가정하였으며, 발사 날짜 선정에 제한 조건으로 작용하는 여러 요인들 중에서 연료의 최소화를 기준으로 하여 발사일을 선정하였다. 발사 날짜 선정의 제한 조건들로는 연료량 선정의 기준이 되는 C3 값 외에도 목표 행성까지의 비행시간, 도착할 때의 속력, 지구에서 출발할 때 V_{∞} 의 적위, 그리고 도착할 때 V_{∞} 의 적경과 적위가 모두 포함된다. 이러한 조건들을 바탕으로 작성된 계산 결과는 임무 설계단계에서, 적절한 발사시기를 선정하는데 기본적인 정보를 제공하도록 해 준다. 따라서, 본 논문에서는 이들 제한 조건을 구하고 그 값을 나타내었다.

그리고 산출된 시간대내에서 지구의 자전에 따른 발사 가능 방위각(Azimuth firing direction)의 변화를 살펴보았다.

2. 발사 가능 날짜 선정 (LAUNCH WINDOW)

2.1 Lambert 정리를 이용한 에너지(C3) 계산

탐사 우주선은 지구 출발 쌍곡선 궤도를 가지고 지구의 작용권 구를 탈출하여 태양 중심의 타원 궤도에 진입할 수 있을 만큼의 에너지가 필요하며, 이 값은 C3로 표현된다. 여기서 C3 값은 지구 출발 쌍곡선 궤도의 무한대 속도의 제곱(V_{∞}^2)을 의미하며, 임무 기간 중 지구와 화성의 위치에 따라 값이 달라진다. 실제 탐사 위성의 설계는 C3 값에 많은 제약을 받으며, 기술적 제한 범위 내의 적절한 C3 값에 따라 임무 기간이 선정될 수 있다. C3 값의 계산은 태양에 대한 지구의 상대 속도 벡터

\mathbf{V}_E 와 천이 궤도의 속도 벡터 \mathbf{V}_{ET} 의 차이로부터 얻을 수 있다. 이 과정에서 벡터 성분간의 연산을 통하여 식(1), (2)와 같이 C3 값의 계산이 가능하다.

$$\mathbf{V}_E = (v_{E1}, v_{E2}, v_{E3}), \quad \mathbf{V}_{ET} = (v_{ET1}, v_{ET2}, v_{ET3}) \quad (1)$$

$$C3 = (v_{ET1} - v_{E1})^2 + (v_{ET2} - v_{E2})^2 + (v_{ET3} - v_{E3})^2 \quad (2)$$

따라서, C3 값을 얻기 위해서는 지구와 천이 궤도의 속도 벡터가 정확히 정의되어야 한다. 천이 궤도의 출발점과 도착점이 되는 두 행성의 위치와 속도 벡터는 JPL DE405와 같은 천체력으로부터 얻을 수 있으며, 천이 궤도의 속도 벡터는 천이 궤도의 궤도 요소로부터 구한다. 본 논문에서는 Lambert의 정리를 사용하여, 천이 궤도의 궤도 요소 중 장반경(a)과 이심률(e)을 구하였으며, 나머지 궤도 요소는 Bate et al.(1971)의 방법으로부터 계산하였다.

Lambert 정리에 따르면, 천이 궤도의 두 위치 벡터($\mathbf{r}_1, \mathbf{r}_2$)와 두 벡터 사이의 거리, 그리고 천이 궤도의 장반경을 알 때 두 지점 사이의 시간 차이를 계산하는 것이 가능하며, 식(3)으로 표현된다(Chobotov 1996).

$$\sqrt{\mu(t_2 - t_1)} = 2a^{3/2} \left[\frac{1}{2}(E_2 - E_1) - e \sin \frac{1}{2}(E_2 - E_1) \cos \frac{1}{2}(E_1 + E_2) \right] \quad (3)$$

여기서 t_1 과 t_2 는 각각 천이 궤도의 근일점에서 \mathbf{r}_1 과 \mathbf{r}_2 까지의 비행 시간을 의미하고, E_1 과 E_2 는 각각 타원궤도의 이심근점각(Eccentric anomaly)을 나타내며, a 는 천이 궤도의 장반경을 말한다. 따라서, 정해진 비행시간에서 천이 궤도의 장반경과 이심률을 구하기 위해서는 Lambert 정리의 역과정이 사용된다. Lambert 정리의 역과정을 사용한 해법에는 여러 가지가 있으나, 본 논문에서는 Battin(1999)의 방법을 사용하였다.

천이 궤도로 진입할 때 필요한 속도 요구량은 궤도 평면 변화에 필요한 양만큼 더 늘어나게 된다. 따라서 천이 궤도의 경사각은 지구의 적도면과 최대한 가깝게 있는 것이 C3 값을 줄일 수 있는 방법이기 때문에, 천이 궤도 설계 시 지구와 화성의 상대적 위치뿐만 아니라 화성이 황도면에서 얼마나 떨어져 있는지도 충분히 고려되어야 한다.

2.2 Launch Window 결정 제한 조건

위의 과정을 통하여 천이 궤도를 결정함으로써 C3 값을 계산할 수 있다. 이 C3 값은 지구와 화성의 상대적 위치의 함수이기 때문에 임의의 일정 기간동안 지구 출발 날짜와 화성 도착 날짜에 대응되는 C3 값을 바탕으로 최적의 발사날짜를 선정하는 것이 가능하다. C3 값은 탐사선의 연료량과 밀접한 관련이 있으며, 이 값이 최소가 되는 지점이 최소의 연료를 소비하게 되는 시기가 될 것이다. 그러나 최적의 발사 시기는 탐사선 및 발사체의 성능과 탐사선의 임무 목적에 따라서 결정되어야 하므로 단순히 연료량만으로 단정 지을 수는 없다. 즉, 탐사선과 발사체의 성능이 임무에 적합한 여러 시기 중, 하나를 선택하게 된다. 발사 시기 결정에 영향을 미치는 제한 조건으로는, 지구궤도에서 천이 궤도로의 진입에 필요한 속도 요구량, 비행시간, 지구 적도 좌표계에서 \mathbf{V}_∞ 벡터의 적위(δ_∞), 화성 진입시의 속도, 그리고 화성 진입시 \mathbf{V}_∞ 벡터의 적경과 적위가 있다. C3 값이 가장 기본이 되는 하지만, 이러한 제한 조건을 모두 고려했을 때 최적의 발사시기를 결정할 수 있게 된다. 이 중 화성 진입시 \mathbf{V}_∞ 벡터의 적경과 적위는 화성의 착륙 지점 선택과, 화성 궤도 진입시 태양과 이루는 각을 결정하는 것과 관련되며 임무에 따라 적절한 값을 선택할 수 있다.

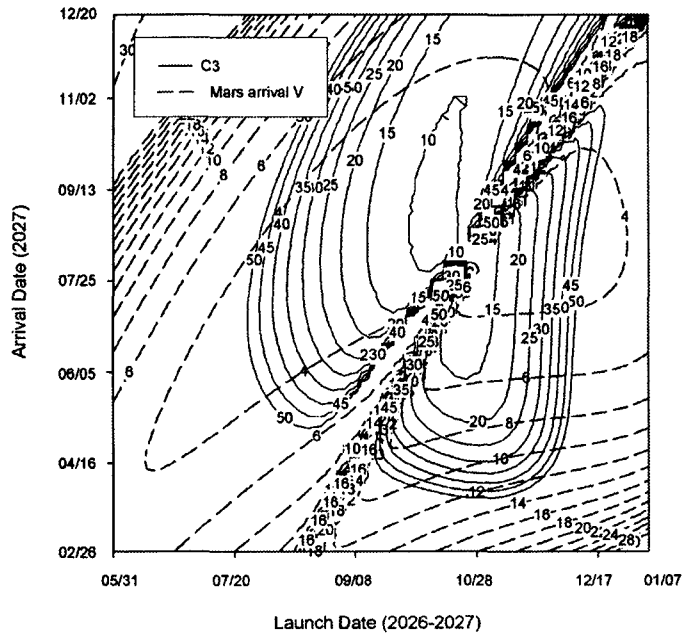


그림 1. C3 값과 화성 도착 속도(V_{∞}).

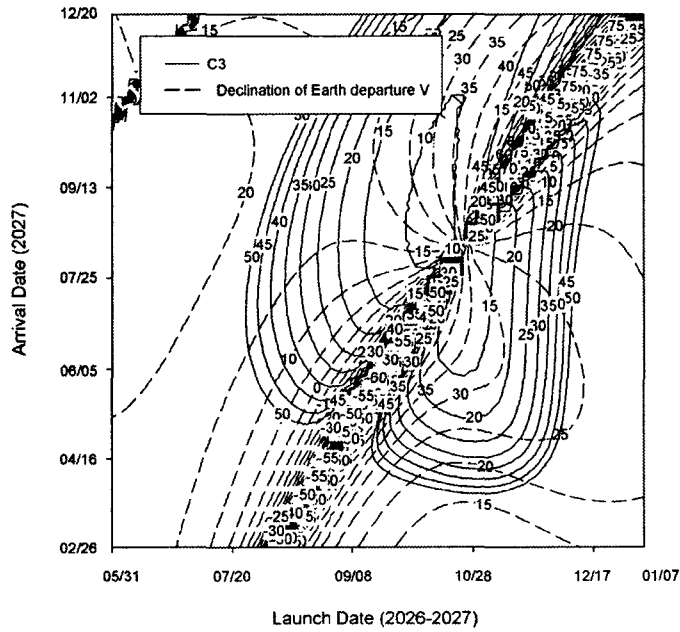


그림 2. C3 값과 지구 출발 V_{∞} 벡터의 적위.

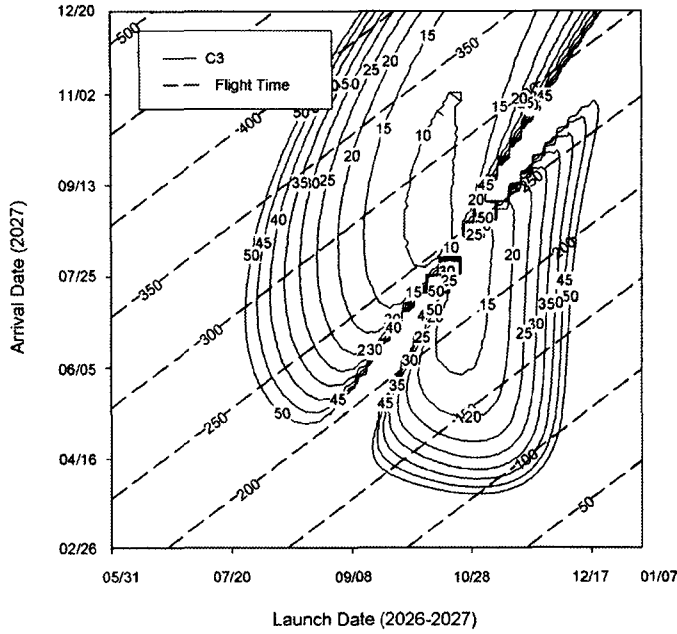


그림 3. C3 값과 지구-화성간 비행시간.

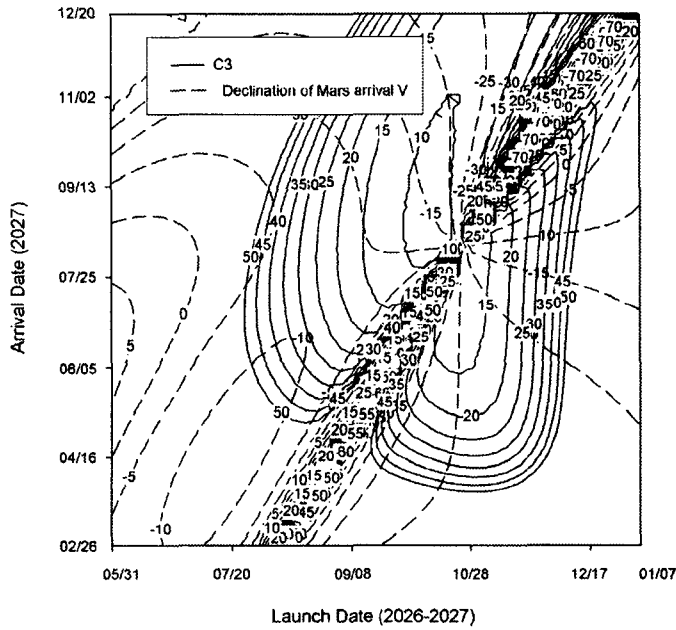


그림 4. C3 값과 화성 도착 V_{∞} 벡터의 적위.

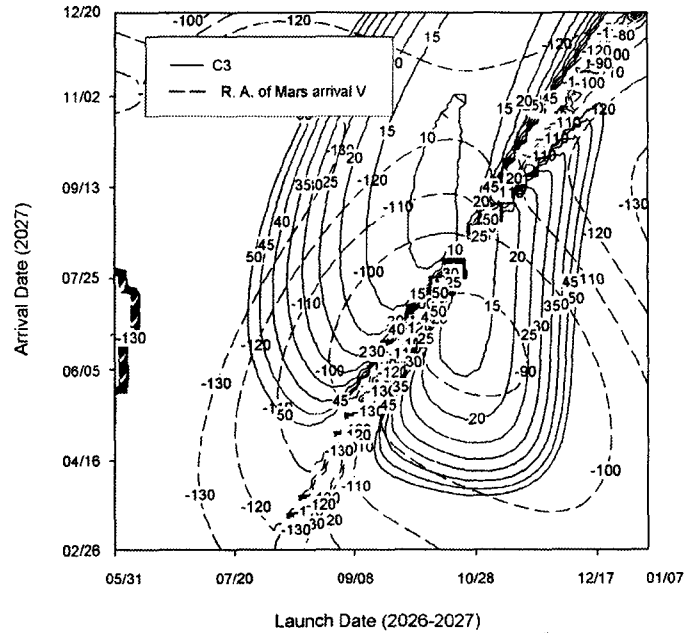


그림 5. C3 값과 화성 도착 V_{∞} 벡터의 적경.

그림 1 ~ 5는 2027년에서의 발사가능 날짜를 선정하기 위한 제한 조건들을 나타낸 것이다. 각각의 그래프들은 탐사선의 연료량과 밀접한 관련이 있는 C3 값을 기준으로 하고, 비행시간, 화성 도착 시의 속도, 출발할 때 V_{∞} 벡터의 적위, 도착할 때 V_{∞} 벡터의 적경과 적위 값들과 비교한 것이다. 이와 같이 작성된 그래프는 임무의 성격에 맞는 최적 발사날짜를 선정하는데 유용하게 사용될 수 있다.

본 논문에서는 여러 제한 조건 중에서도 C3 값의 최소화만을 고려하여 출발 날짜를 선정해 보았다. 표 1은 2027년 화성 도착을 고려하였을 때, 각각의 출발 날짜와 도착 날짜에 해당하는 C3 값의 일부를 보여주고 있으며, 이 표로부터 2026년 10월 30일을 출발 날짜로, 2027년 8월 21일을 도착 날짜로 선정하였다. 그림 6은 선정된 날짜에 탐사선을 발사 시켰을 때의 비행경로를 나타낸다. 표 2는 선정된 날짜에서 계산된 Launch window 결정 제한 조건들을 나타낸 것이다. 이들 제한 조건들은 그림 1, 2, 3, 4, 5로부터도 그 값을 확인할 수 있다.

3. 발사 가능 시간대 선정(DAILY LAUNCH WINDOW)

3.1 개요

Lambert의 이론을 이용한 발사시기의 결정은 지구와 화성을 하나의 점으로 단순화시킨 가정을 바탕으로 한 것이지만, 이 방법을 통해서 일년 중 최적의 발사일과 정해진 날의 V_{∞} 벡터의 방향을 결정하는 데는 큰 문제가 없다. 그러나 발사장에서 V_{∞} 벡터에 이르는 궤도의 설계와, 정해진 발사일에서 발사가능 시간대(Daily launch window)를 결정하는 데에는 발사장의 위치, 지구의 자전과 같

표 1. 2027년 화성 도착시 최소 C3 값 근처의 날짜.

| 출발 날짜 | 도착 날짜 | C3(km ² /s ²) |
|------------|------------|--------------------------------------|
| 2026/10/30 | 2027/08/17 | 9.14828 |
| 2026/10/30 | 2027/08/18 | 9.14439 |
| 2026/10/30 | 2027/08/19 | 9.14180 |
| 2026/10/30 | 2027/08/20 | 9.14034 |
| 2026/10/30 | 2027/08/21 | 9.13988 |
| 2026/10/30 | 2027/08/22 | 9.14030 |
| 2026/10/30 | 2027/08/23 | 9.14150 |
| 2026/10/30 | 2027/08/24 | 9.14340 |
| 2026/10/30 | 2027/08/25 | 9.14594 |

표 2. Launch window 결정 제한 조건들.

| Launch window 결정 제한 요소 | |
|--|-------------|
| Time of flight | 295 days |
| Arrival V_{∞} | 2.697 km/s |
| Declination of departure $V_{\infty}(\delta_{\infty})$ | 23.142 deg |
| Right Ascension of departure $V_{\infty}(\alpha_{\infty})$ | 131.230 deg |
| Declination of arrival V_{∞} | -13.607 deg |
| Right ascension of arrival V_{∞} | 259.751 deg |

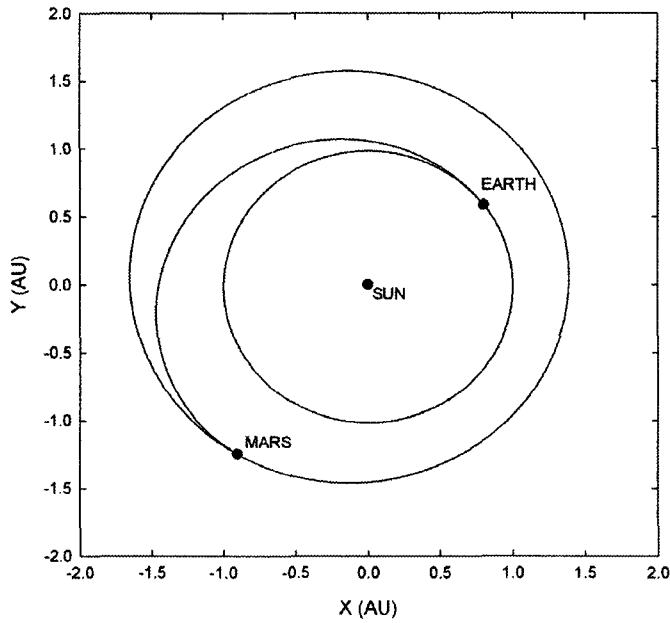


그림 6. 지구-화성간 비행경로(2026/10/30~2027/08/21).

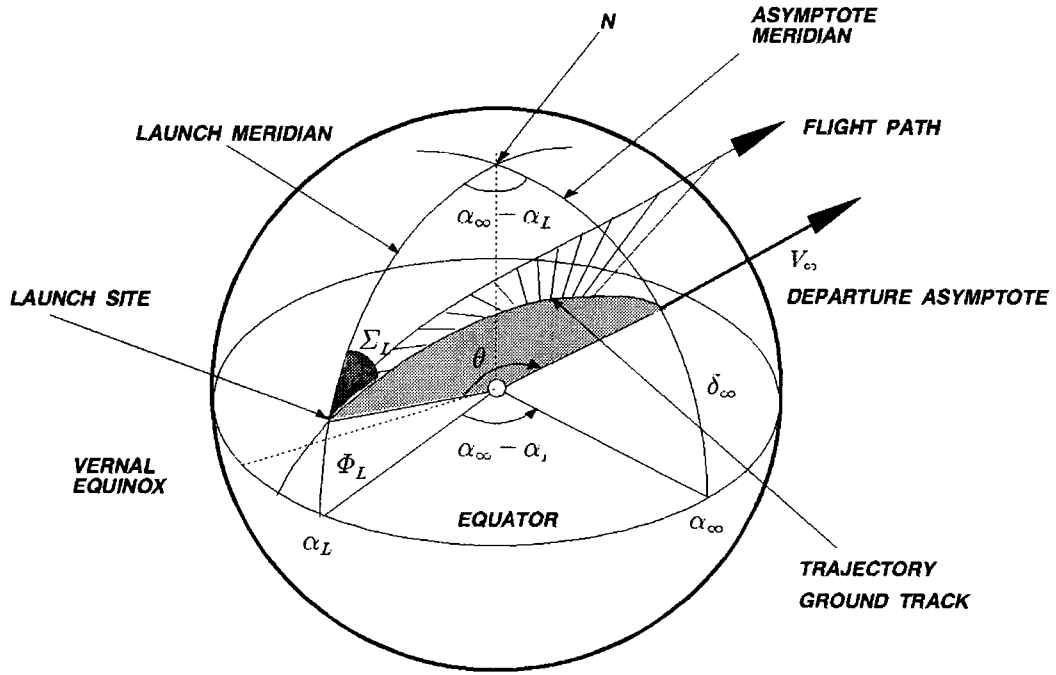


그림 7. 발사장으로부터 V_{∞} 방향으로의 비행궤도면(Sergeyevsky et al. 1983).

은 요인들에 의해 영향을 받기 때문에 좀더 구체적인 기하학적 분석이 필요하다.

발사 후 초기 궤도설계에서 가장 중요한 것은 발사장으로부터 시작되는 궤적이 V_{∞} 벡터와 평행을 이루도록 하는데 있다. 발사장의 위치는 보통 위도(ϕ_L)와 경도(λ_L)로 표현되며, 발사장의 위치에 따라서 발사가능 방위각(Σ_L)이 정해지는데, 이는 발사체가 인구 밀집 지역이나 해안선을 지나지 않도록 하는 제한 조건에 의해 결정된다. 이러한 제한 조건 외에도 발사체 부스터의 분리 후 낙하지점과 발사 초기에 발사체 추적이 가능한 영역이 고려되어야만 한다.

지구가 공전함에 따라 지구와 화성의 상대적 위치가 변하기 때문에 V_{∞} 벡터의 방향도 변하게 되지만, 하루 동안의 변화는 미세하므로, 일정한 값을 갖는다고 가정한다. V_{∞} 벡터의 방향은 적경(α_{∞})과 적위(δ_{∞})에 의해 표현되며, 이 값은 앞서 계산된 결과로부터 이미 결정된 값이다.

3.2 발사 방위각과 발사시간 결정

발사장으로부터 V_{∞} 방향으로 탐사선을 진입시키기 위한 궤도설계에서 가장 먼저 고려해야 할 것은 발사장으로부터 V_{∞} 방향으로의 비행궤도면을 결정하는 것이다. 이 궤도면은 그림 7에 나타난 바와 같이, V_{∞} 벡터와 지구 중심, 그리고 발사시간에서 발사장을 포함하는 평면이 된다. 물론 이 궤도면은 지구가 자전함에 따라 발사 방위각과 함께 시간에 따라 변하게 된다. 여기서 발사 방위각 Σ_L 은

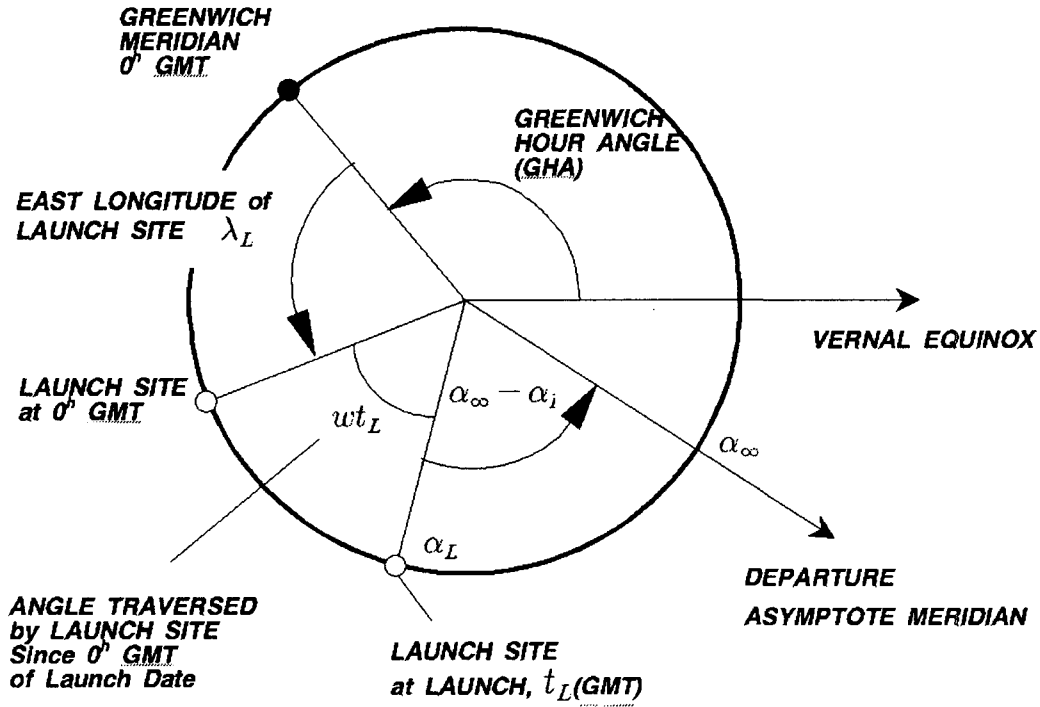


그림 8. 지구 적도면을 기준으로 한 각의 정의(Sergeyevsky 1983).

식(4)와 같이 표현된다(Sergeyevsky et al. 1983).

$$\cotan \Sigma_L = \frac{\cos \phi_L \times \tan \delta_\infty - \sin \phi_L \times \cos(\alpha_\infty - \alpha_L)}{\sin(\alpha_\infty - \alpha_L)} \quad (4)$$

여기서 $\alpha_\infty - \alpha_L$ 은 지구 적도면에서의 값이고, ϕ_L 은 발사장의 위도이다. 따라서 발사 방위각의 시간에 따른 변화는 앞서 Lambert의 이론으로부터 구한 발사일에서 결정된 V_∞ 벡터의 α_∞ 와 δ_∞ 로부터 얻을 수 있다. 또한 발사장의 적경, α_L 은 다음의 식(5)로부터 얻을 수 있다.

$$\alpha_L = \lambda_L + GHADATE + \omega_{EARTH} \times t_L \quad (5)$$

$$GHADATE = 100.075 + 0.9856123008 \times d_{50} \quad (6)$$

여기서 α_L 은 t_L (deg)에서 발사장의 적경을 나타내고, $GHADATE$ 는 춘분점 방향과 그리니치 자오선 사이의 사이각을 나타내는 것으로 0^h에서의 그리니치 시간각이다. ω_{EARTH} 는 지구의 자전 속도를 나타내며 15.041067179 deg/h의 값을 갖는다. d_{50} 은 1950년 1월 1일 0^h로부터 발사 날까지의 일(days)수를 말하며, t_L 은 발사시간(h), λ_L 은 발사장의 경도이다.

t_{RLT} (relative launch time)은 관성 좌표계를 기준으로 측정된 상대적 발사시간이며, 다음의 식(7)로 표현된다.

$$t_{RLT} = 24.0 - \frac{\alpha_\infty - \alpha_L}{15.0} \quad (7)$$

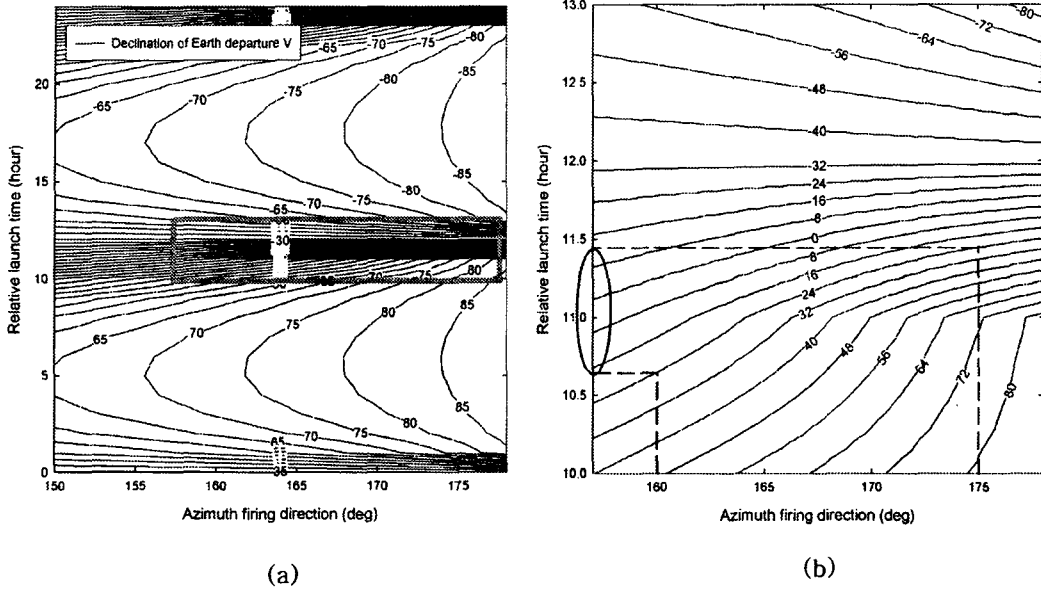


그림 9. 나로 우주 센터에서 발사 가능 방위각의 변화에 따른 발사 시간대((b)는 (a)의 사각영역 확대부분).

이 t_{RLT} 값은 그림 8에서 나타내는 바와 같이 지구가 자전함에 따라 V_{∞} 벡터의 자오선으로부터 발사장의 위치가 얼마나 이동했는가를 나타내는 기준이 된다.

실제적인 그리니치 평균 시간(GMT: Greenwich Mean Time), t_L 은 앞서 구한 t_{RLT} 로부터 식(8)을 통해 구해질 수 있다.

$$t_L = \frac{t_{RLT} \times 15.0}{\omega_{EARTH}} + \frac{\alpha_{\infty} - GH_{DATE} - \lambda_L}{\omega_{EARTH}} \quad (8)$$

이상에서 살펴본바와 같이, 식(4)로부터, 지구 출발 V_{∞} 벡터의 적위(δ_{∞})를 알고 있을 때, 발사 가능 방위각의 범위에 따른 $\alpha_{\infty} - \alpha_L$ 값의 범위를 알 수 있으며, 식(7)과 (8)로부터 발사가능 시간대의 계산이 가능하다.

3.3 Daily Launch Window 결정

정해진 발사날짜의 발사가능 시간대를 나타내는 Daily launch window는 식(4), (7), (8)로부터 구해질 수 있으며 그림 9는 그 결과를 나타낸다. 이 그림은 x축에 표시된 발사 방위각(Σ_L)과 V_{∞} 벡터를 기준으로 발사장의 경과시간(t_{RLT})을 나타내는 y축의 값들에 대응되는 δ_{∞} 의 contour를 표시한 것이다.

각각의 발사장들은 그 위치에 따라서 발사가 가능한 방위각의 범위를 가지고 있다. 따라서 그림 9와 같이, x축의 가능 범위에 대응되는 t_{RLT} 값의 범위를 알 수 있으며, 이 범위가 바로 발사 가능 시간대를 가능하게 해준다. 나로 우주센터($\phi_L = 34.26^\circ$)는 $160^\circ \sim 175^\circ$ 의 발사 가능 방위각을 가지고 있으며(한국개발연구원 2000), 앞서 선정된 발사 날짜에서의 δ_{∞} 값은 23.142° 이므로, $10^h44^m44.3^s \sim 11^h41^m38.8^s$ 의 발사 가능 시간대가 존재함을 알 수 있다. 같은 발사 날짜를 적용했을 때, 미국의 플로리다에 위치한 케네디 우주센터의 경우는 약 $70^\circ \sim 110^\circ$ 사이의 발사 가능 방위

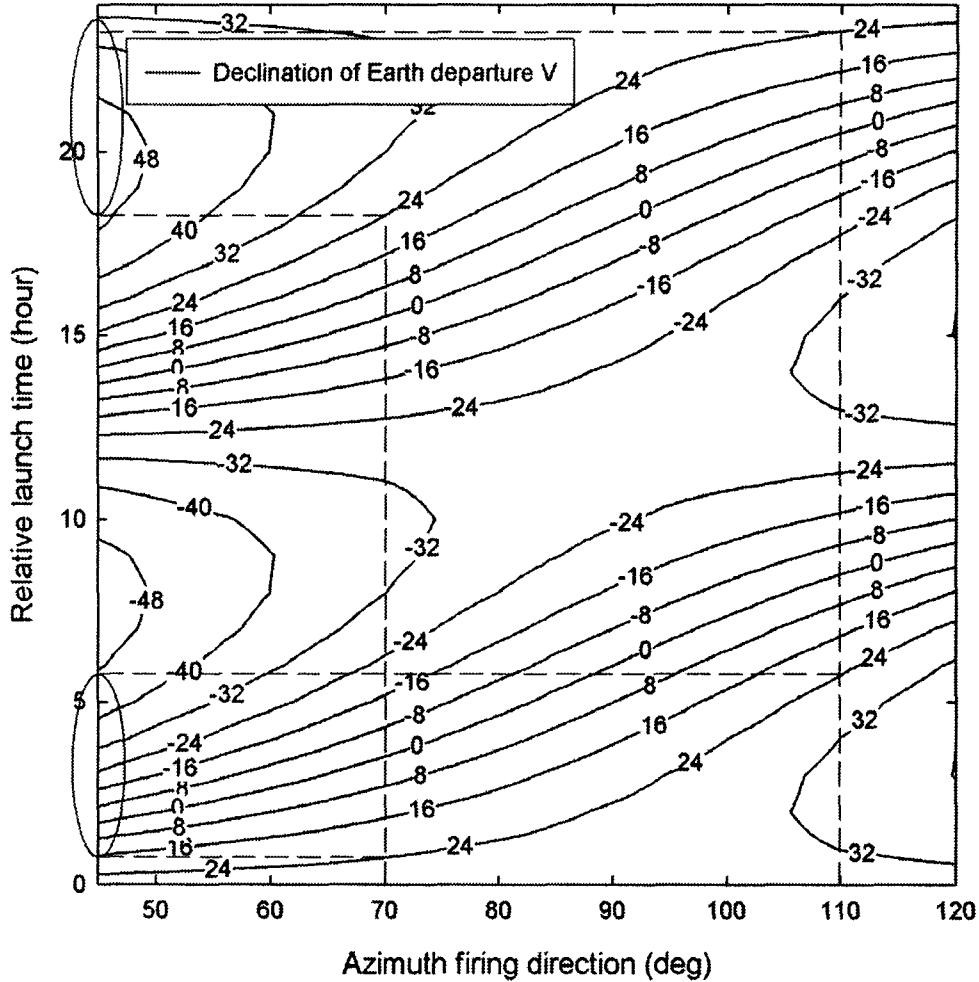


그림 10. 케네디 우주 센터에서 발사 가능 방위각의 변화에 따른 발사 시간대.

각을 가지고 있으며, 나로 우주센터의 경우와 같이 23.142°의 값을 적용시켰을 때 발사 가능 시간대는 1^h41^m15.9^s ~ 6^h4^m20.4^s, 17^h55^m39.6^s ~ 22^h18^m44.1^s 임을 보여준다(그림 10 참조). 그림 9에서도 알 수 있듯이, 나로 우주센터에서 두 번의 발사 기회를 갖기 위해서는 약 70°의 δ_∞ 값이 필요하며, 이 경우 C3 값은 표 3에서 나타나듯이, 24.8969km/s~49.4298km/s의 영역에 걸쳐 분포하는 큰 값을 나타내므로 비효율적이라고 할 수 있다.

3.4 지구의 자전에 따른 발사 방위각 변화 계산

각 발사 시간대의 발사 궤적은 그 형태가 비슷하지만 발사장과 V_∞ 벡터를 잇는 사이각(θ)(그림 7 참조)은 다른 값을 가지게 되며, 식(9)와 (10)에 의해 구할 수 있다.

$$\cos \theta = \sin \delta_{\infty} \times \sin \phi_L + \cos \delta_{\infty} \times \cos \phi_L \times \cos(\alpha_{\infty} - \alpha_L) \tag{9}$$

표 3. δ_∞ 가 약 70° 근처에서의 C3 값.

| 출발 날짜 | 도착 날짜 | C3(km ³ /s ²) | δ_∞ (deg) |
|------------|------------|--------------------------------------|-----------------------|
| 2026/12/17 | 2027/10/30 | 49.4298 | 70.0558 |
| 2026/10/29 | 2027/07/06 | 33.5703 | 70.1197 |
| 2026/12/02 | 2027/09/30 | 34.7777 | 70.1674 |
| 2026/11/01 | 2027/07/13 | 28.8888 | 70.1761 |
| 2026/11/25 | 2027/09/14 | 29.7038 | 70.2385 |
| 2026/11/28 | 2027/09/21 | 31.8601 | 70.3100 |
| 2026/12/16 | 2027/10/28 | 48.8225 | 70.3430 |
| 2026/11/03 | 2027/07/18 | 27.0226 | 70.3471 |
| 2026/11/19 | 2027/08/30 | 26.4551 | 70.3990 |
| 2026/10/28 | 2027/07/04 | 36.7951 | 70.5061 |
| 2026/12/03 | 2027/10/02 | 36.0777 | 70.5195 |
| 2026/12/15 | 2027/10/26 | 48.1614 | 70.5987 |
| 2026/11/23 | 2027/09/09 | 28.9457 | 70.7076 |
| 2026/10/27 | 2027/07/02 | 40.3217 | 70.7242 |
| 2026/10/25 | 2027/06/28 | 48.3707 | 70.7526 |
| 2026/10/26 | 2027/06/30 | 44.1719 | 70.7990 |
| 2026/12/04 | 2027/10/04 | 37.3437 | 70.8057 |
| 2026/12/14 | 2027/10/24 | 47.4450 | 70.8220 |
| 2026/11/21 | 2027/09/04 | 27.9154 | 70.8301 |
| 2026/11/29 | 2027/09/23 | 33.4301 | 70.9838 |
| 2026/11/09 | 2027/08/03 | 24.8969 | 70.9982 |

$$\sin \theta = \frac{\sin(\alpha_\infty - \alpha_L) \times \cos \delta_\infty}{\sin \Sigma_L} \quad (10)$$

그림 11은 발사장과 \mathbf{V}_∞ 벡터를 잇는 사이각(θ)과 \mathbf{V}_∞ 벡터의 적위(δ_∞)에 대응되는 발사 방위각(Σ_L)의 contour를 나타낸 것이다. 발사장과 \mathbf{V}_∞ 벡터를 잇는 사이각(θ)은 지구의 자전에 따라 변하는 값이며, 정해진 δ_∞ 값에 대응하는 발사 방위각을 알 수 있다. 따라서, 지구의 자전에 따른 발사 방위각의 변화를 알 수 있다.

4. 결론

본 논문을 통하여, 화성 탐사 임무 수행을 위한 최적의 발사날짜를 선정하는 과정과, 선정된 날짜에서의 발사 가능 시간대를 산출하는 과정을 살펴보았다. Lambert의 이론을 이용하여 임의의 날짜에 대응하는 C3 값을 얻을 수 있었으며, 이 값은 최적의 날짜를 선정하는 바탕이 된다. C3 값 외에도 임무의 목적에 적합한 여러 가지 제한 조건들을 고려하기 위하여, 목표 행성까지의 비행시간, 도착할 때의 속력, 지구에서 출발할 때 \mathbf{V}_∞ 벡터의 적위, 도착할 때 \mathbf{V}_∞ 벡터의 적경과 적위를 계산하여 그림으로 나타내었으며, 최소의 C3 값만을 고려하여 2027년의 발사날짜를 구해보았다.

발사 가능 시간대를 가능하게 해주는 Daily launch window는 발사장의 위치와 \mathbf{V}_∞ 벡터의 방향, 그리고 지구의 자전속도를 고려하여 식을 구하였으며, 이를 이용해 고흥의 나로 우주센터에서 화성 탐사선 발사 가능 여부를 검토해 보았다.

발사가능 시간대의 결정은 발사장의 발사 가능 방위각에 따라 그 범위가 정해진다. 미국의 케네디 우주센터의 경우, 발사가능 방위각의 범위가 넓기 때문에 하루에도 두 번의 발사 가능 시간대가

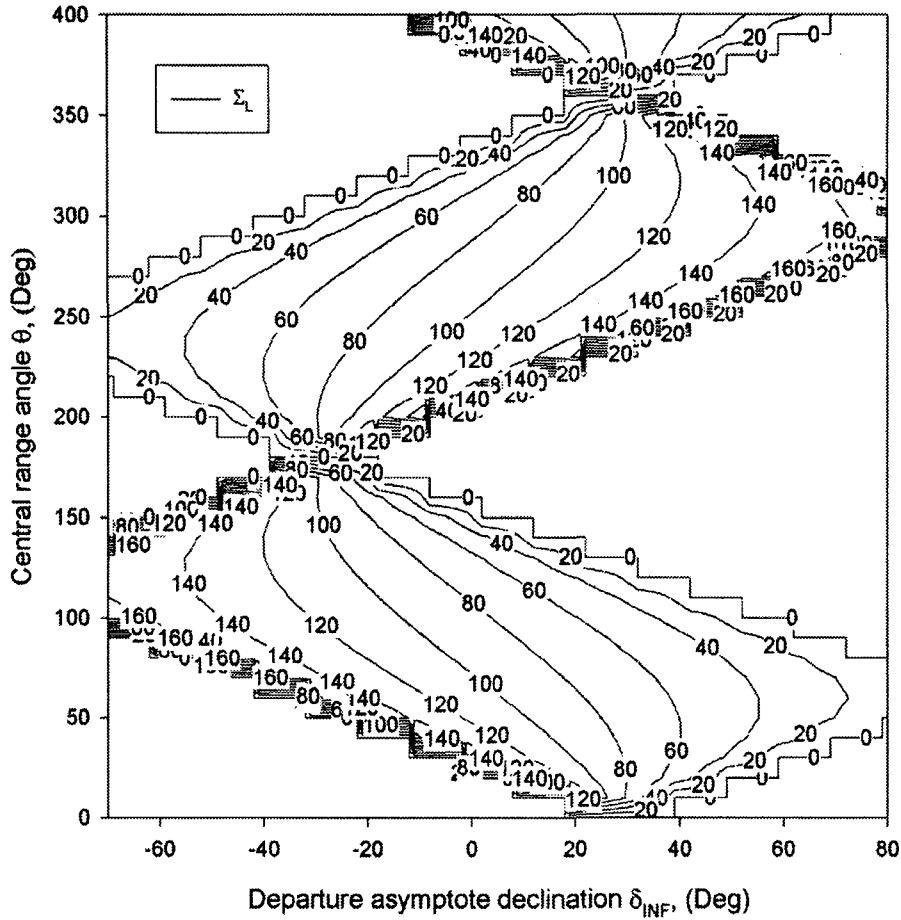


그림 11. 궤도면의 중심각 변화로 인한 발사 방위각의 변화.

존재하며, 큰 범위를 가지고 있지만, 나로 우주센터의 경우는 발사 가능 방위각의 범위가 좁을 뿐만 아니라, 범위 또한 극궤도 방향을 지향하므로, 탐사선을 발사한다고 하더라도 아주 짧은 시간대만이 존재함을 알 수 있었다. 실제 발사시에는 발사체의 추적 가능 여부등을 고려해야 하므로 발사 가능 시간대는 더욱 줄어들게 된다.

참고문헌

이성섭 2002, 석사학위논문, 연세대학교
 한국개발연구원 2000, 2000년도 예비타당성 조사보고서-우주센터 개발사업 (서울: 한국개발연구원), p.241
 Bate, R. R., Mueller, D. D., & White, J. E. 1971, Fundamentals of Astrodynamics (New York: Dover), pp.61-357

- Battin, R. H. 1999, *An Introduction to the Mathematics and Methods of Astrodynamics* (Virginia: AIAA), p.295
- Chobotov, V. A. 1996, *Orbital Mechanics* (Virginia: AIAA), pp.95-144
- Fields, D. P., & Wilkinson, C. K. 1969, *J. of Spacecraft and Rocket*, 6, 396
- Kohlhase, C. E. 1969, *J. of Spacecraft and Rocket*, 6, 537
- Sergeyevsky, A. B., Snyder, G. C., & Cunniff, R. A. 1983, *Interplanetary Mission Design Handbook*, vol.1, Part 2 (California: JPL), pp.9-10