

람베르트 해를 이용한 행성 간 궤도 설계

김동선^{1,†}¹에이에이에스이

Design of Interplanetary Orbit by Lambert Solution

Kim, Dong-Sun^{1,†}¹AASE

Abstract

It is essential to coincide with moving target planet at future arrival changing point during space flight time in an interplanetary orbit design. Transition orbit elements can be obtained from traditional Lambert solutions by adjusting initial and final positions include flight time. Two-point boundary values of orbits can be selected in the design process. From this point of view, interplanetary orbits are infinite if they can be acquired from departure velocity without limit. However, appropriate and optimized procedures are needed to obtain an optimum interplanetary orbit to meet given conditions. The departure velocity is highly dependent on space launch vehicle's ability up to now. In this paper, algorithms of professor Howard Curtis at Embry-Riddle Aeronautical University were applied to obtain Lambert solution and orbit elements.

초 록

공전하는 행성 간 천이 궤도 설계에서 우주 탐사기의 위치는 목표 행성의 미래 도착 시점에 변경된 위치와 일치되어야 한다. 람베르트 문제의 해를 얻는 것은 우주 탐사기 초기 위치벡터, 비행시간, 최종 위치벡터로부터 천이궤도 요소들을 결정할 수 있기 때문이다. 두 지점 경계치 궤도 문제이며 지정된 제한 조건이 최적화되는 적절한 원하는 행성 간 천이궤도를 선택 할 수 있다. 이와 같은 논리에서 람베르트 해로 얻을 수 있는 행성 간 천이 궤도는 출발 속도에 제한이 없다면 수리적으로 무한히 존재한다. 현재까지 우주 탐사기의 출발 시점 초기 속도는 우주 발사체 역량에 크게 의존하고 있다. 본 논문에서는 미국 엠브리 리들 항공대학의 하워드 교수의 알고리즘을 사용하여 람베르트 해와 천이 궤도 요소를 결정하였다.

Key Words : Interplanetary Orbit Design(행성 간 궤도설계), Lambert Solution(람베르트 해), Two Points Boundary Value Orbit(두 지점 경계치 궤도), Optimization(최적화), Space launch Vehicle(우주발사체)

1. 서 론

행성 사이의 궤도 천이를 위한 다양한 궤도 설계 방법이 연구되어 오고 있다. 행성 간 천이 궤도 설계에서 가장 중요한 문제 중에 하나는 얼마만큼 에너지를

사용 할 것인가 이며 우주 발사체 역량과도 직접적으로 연결된다. 행성 간 천이 궤도의 일반적인 방법으로 논의되어 오고 있으며 가장 최적화된 방법으로 제안되는 것은 전통적인 홀만 천이 궤도이다. 한 번 또는 두 번 이상의 분사력을 이용하여 목표 행성의 궤도에 안착하는 것으로 불연속의 분사력을 적용하는 방법이 행성 간 궤도 설계에 적용되고 있다. 이것과는 다르게 연속적인 분사력을 적용하는 방법도 계속적으로 연구 응용되고 있다.

Received: Apr. 11, 2023 Revised: Jun. 23, 2023 Accepted: Jun. 30, 2023

† Corresponding Author

Tel: +82-31-913-7867, E-mail: srocket8@hotmail.com

© The Society for Aerospace System Engineering

2. 본 론

단위 질량당 출력이 매우 높은 연료 문제의 궁극적인 해결과 함께 연속 출력을 이용하는 우주비행의 비약적인 발전이 기대되고 있다. 연속적인 분사력을 혼용하는 우주비행의 예로 우주탐사기에 장착된 이온엔진의 연속 분사력 생성과 연속적인 태양풍을 이용하는 우주 비행 방법이 실증적으로 실험이 진행되었으며 레이저 빔의 작용과 반작용 힘을 이용한 빛의 속도의 절반에 해당되는 초고속 우주 비행 방법이 연구되고 있다. 수 개월 이상의 장시간 동안 지속적으로 연속 출력을 생성하는 행성 천이 궤도에 대한 실증적인 실험도 가까운 장래에 실시될 것으로 보인다. 현재 거의 모든 행성 간 천이 궤도에 적용되고 있는 개념은 불연속 분사 방식이며 에너지를 최소화하기 위한 것이다.

본 논문에서는 람베르트 해를 이용한 불연속 궤도 천이 방법에 관하여 논의한다. 태양 주위를 공전하고 있는 지구에서 지구의 주변을 돌고 있는 달 궤도로 천이 하는 경우에도 적용될 수 있으며 출발 시점에서의 지구 위치와 도착 시점에서의 달의 위치를 우주 공간 상의 두 지점으로 설정하고 지정된 비행시간에 대한 태양을 중심으로 하는 람베르트 해를 얻을 수 있다.

고전적인 람베르트 해를 구하는 문제는 혜성과 같은 물체를 관측하여 획득된 궤도상의 서로 다른 지점에서의 위치벡터, 경과 시간 데이터를 통하여 전체 궤도를 예측하는데 이용되어 왔다. 람베르트 해를 이용한 두 지점 경계치 궤도 설계 문제는 인공적으로 부여 될 수 있는 초기 속도를 포함하여 두 지점의 위치 벡터와 비행시간 조건에 의한 태양 중심의 천이 궤도 성분을 결정하는 것으로 출발 속도에 제한이 없는 경우 지정된 두 지점 사이에서 수리적으로 얻을 수 있는 천이 궤도는 무한대이다.

우주 탐사기의 초기 위치벡터와 우주 공간상에 지정된 도착 지점의 위치벡터, 그리고 경과되는 비행시간으로 천이 궤도 형태를 선택하고 초기 속도벡터의 제한 조건을 부가적으로 논의하는 최적화 문제이며 초기 속도벡터를 만족스럽게 생성할 수 있는 우주발사체의 역량을 검토해 볼 수 있다.

앞으로 계속 진행되는 국내 우주 탐사에 필요한 우주 발사체의 역량 제고 측면에서도 의미가 있을 것이다.

2.1 기본 개념[1]

우주 공간 궤도상의 물체의 에너지 ϵ 은 운동에너지와 위치에너지의 합으로 표현되며 속도 v 을 궤도 반경 방향 성분과 횡 방향 성분으로 분리할 수 있다.

$$\epsilon = \frac{1}{2}v^2 - \frac{\mu}{r} = -\frac{\mu}{2a} \quad (1)$$

$$\frac{1}{2}\dot{r}^2 + \frac{1}{2}(r\dot{\theta})^2 - \frac{\mu}{r} = -\frac{\mu}{2a} \quad (2)$$

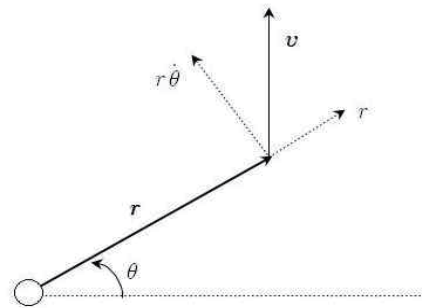


Fig. 1 Radial and transverse components of v

케플러 운동은 평면에서 정의되며 네 개의 벡터 $\mathbf{r}_0, \mathbf{v}_0, \mathbf{r}, \mathbf{v}$ 는 모두 같은 평면 위에 있고 라그랑주 계수 관계식을 보편변수 χ 항으로 표현 할 수 있다.

$$\sqrt{\mu} t = S(z)\chi^3 + \frac{\mathbf{r}_0 \cdot \mathbf{v}_0}{\sqrt{\mu}}\chi^2 C(z) + r_0 [1 - zS(z)] \quad (3)$$

$$C(z) = \frac{1 - \cos \sqrt{z}}{z} = \frac{1 - \cosh \sqrt{-z}}{z} \\ = \frac{1}{2!} - \frac{z}{4!} + \frac{z^2}{6!} - \frac{z^3}{8!} + \dots = \sum_{k=0}^{\infty} \frac{(-z)^k}{(2k+2)!} \quad (4)$$

$$S(z) = \frac{\sqrt{z} - \sin \sqrt{z}}{\sqrt{z^3}} = \frac{\sinh \sqrt{-z} - \sqrt{-z}}{\sqrt{(-z)^3}} \\ = \frac{1}{3!} - \frac{z}{5!} + \frac{z^2}{7!} - \frac{z^3}{9!} + \dots = \sum_{k=0}^{\infty} \frac{(-z)^k}{(2k+3)!} \quad (5)$$

$$\sqrt{\mu} t = \frac{\mathbf{r}_0 \cdot \mathbf{v}_0}{\sqrt{\mu}} \chi^2 C(\alpha \chi^2) + (1 - \alpha r_0) \chi^3 S(\alpha \chi^2) + r_0 \chi$$

$$\mathbf{r} = f \mathbf{r}_0 + g \mathbf{v}_0 \quad (6)$$

$$\mathbf{v} = \dot{f} \mathbf{r}_0 + \dot{g} \mathbf{v}_0 \quad (7)$$

$$1 = f \dot{g} - \dot{f} g$$

Equation 6과 Eq. 7을 변수 변환을 통하여 보편변수 χ 로 표현되는 라그랑주 계수는 다음과 같이 결정된다.

$$f = 1 - \frac{\chi^2}{r_0} C(z) \quad g = \Delta t - \frac{\chi^3}{\sqrt{\mu}} S(z) \quad (8)$$

$$\dot{f} = \frac{\sqrt{\mu}}{r_0 r} \chi [z S(z) - 1] \quad \dot{g} = 1 - \frac{\chi^2}{r} C(z) \quad (9)$$

2.2 람베르트 해[2]

람베르트 해를 얻기 위하여 일반적인 타원궤도의 진근점이각에 대한 라그랑주 계수와 보편변수를 적용한 라그랑주 계수를 비교한다.

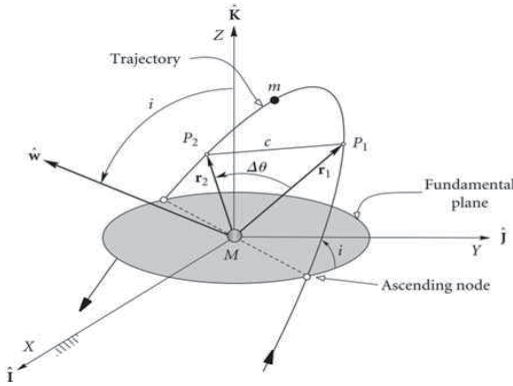


Fig. 2 Lambert's problem[2]

진근점이각(true anomaly)으로 표현되는 라그랑주 계수에는 Eq. 8의 시간 Δt 항이 존재하지 않는다. $\Delta \theta$ 와 Δt 에 관계는 Eq. 8과 Eq. 10의 g 에 대한 두 방정식으로부터 얻을 수 있다.

$$f = 1 - \frac{\mu r_2}{h^2} (1 - \cos \Delta \theta) \quad g = \frac{r_1 r_2}{h} \sin \Delta \theta \quad (10)$$

$$\dot{f} = \frac{\mu}{h} \frac{1 - \cos \Delta \theta}{\sin \Delta \theta} \left[\frac{\mu}{h^2} (1 - \cos \Delta \theta) - \frac{1}{r_1} - \frac{1}{r_2} \right]$$

$$\dot{g} = 1 - \frac{\mu r_1}{h^2} (1 - \cos \Delta \theta) \quad (11)$$

$$g = \frac{r_1 r_2}{h} \sin \Delta \theta = \Delta t - \frac{1}{\sqrt{\mu}} \chi^3 S(z) \quad (12)$$

미지의 각운동량 h 는 다음과 같이 결정된다.

$$f = 1 - \frac{\mu r_2}{h^2} (1 - \cos \Delta \theta) = 1 - \frac{\chi^2}{r_1} C(z) \quad (13)$$

$$h = \sqrt{\frac{\mu r_1 r_2 (1 - \cos \Delta \theta)}{\chi^2 C(z)}} \quad (14)$$

간단히 정리하면 시간 Δt 에서 z 에 대한 해를 구하기 위하여 Eq. 15을 이용할 수 있으며 반복적인 뉴턴 방법의 적용으로 수렴하는 z 의 값을 얻을 수 있다.

$$\sqrt{\mu} \Delta t = \chi^3 S(z) + \chi \sqrt{C(z)} \left(\sin \Delta \theta \sqrt{\frac{r_1 r_2}{1 - \cos \Delta \theta}} \right)$$

$$\sqrt{\mu} \Delta t = \chi^3 S(z) + A \chi \sqrt{C(z)} \quad (15)$$

$$A = \sin \Delta \theta \sqrt{\frac{r_1 r_2}{1 - \cos \Delta \theta}}$$

$$F(z) = \chi^3 S(z) + A \chi \sqrt{C(z)} - \sqrt{\mu} \Delta t \quad (16)$$

$$z_{i+1} = z_i - \frac{F(z_i)}{F'(z_i)} \quad (17)$$

z 값의 부호에 따라 타원, 쌍곡선 등의 궤도 형태가 결정된다. 람베르트 해를 결정하는 순서는 Fig. 2에서와 같이 \mathbf{r}_1 , \mathbf{r}_2 , Δt 가 지정된 경우 r_1 과 r_2 를 계산하고 $\mathbf{r}_1 \times \mathbf{r}_2$ 부호 계산으로 순행궤도(prograde trajectory) 또는 역행궤도(retrograde trajectory)을 판단한다. 또한 f, g, \dot{g} 등의 라그랑주 계수 결정으로 $\mathbf{v}_1, \mathbf{v}_2$ 를 결정하며 $\mathbf{r}_1, \mathbf{v}_1$ 또는 $\mathbf{r}_2, \mathbf{v}_2$ 를 이용하여 행성 간 천이궤도의 장반경, 이심률, 경사각 등의 궤도 성분들을 결정할 수 있다.[2] 초기 위치 벡터, 비행시간, 최종 위치벡터의 반복적 변경 계산 과정에서 우주발사체의 성능과 역량에 부합하는 적절한 행성 간 천이 궤도를 선택할 수 있으며 반대로 필요한 우주발사체의 성능과 역량을 설계할 수도 있게 된다.

3. 행성 간 궤도 설계

3.1 달 천이 궤도 분석

2022년 8월 5일 미국 space X사의 falcon 9 로켓으로 발사된 달 궤도선, 다 누리 호는 2022년 12월 17에 달 주위 포획 궤도에 도착하였다. 이와 같은 예제로 출발지점과 도착지점을 연결하는 람베르트 해를 얻을 수 있으며 지구에서 출발하여 다시 지구 주변 달 궤도에 도착하는 천이궤도로 이해 할 수 있다.

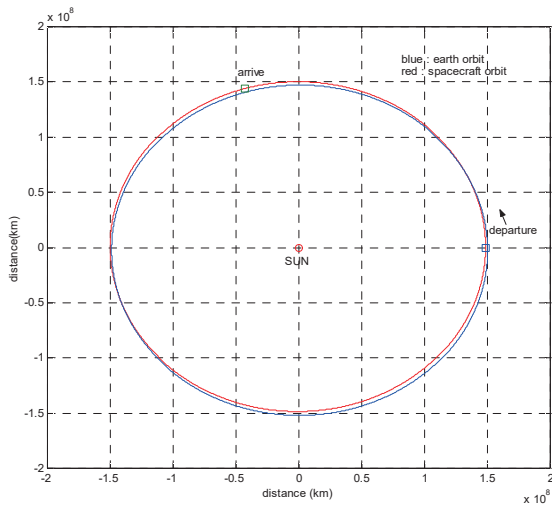


Fig. 3 Earth to moon transition orbit

지정된 조건에 의한 람베르트 해, 초기속도 벡터와 최종 속도 벡터는 다음과 같다.

$$v_1(km/s) = [0.165713 \quad 29.9788 \quad 0]$$

$$v_2(km/s) = [-28.4143 \quad -8.30882 \quad 0]$$

2차원 평면운동을 가정하여 얻은 속도 벡터이며 우주 탐사기의 궤적은 지구 공전궤도와 닮아 있다. 출발지점과 도착지점 속도는 $v_1 = 29.98 km/s$, $v_2 = 29.6 km/s$ 으로 계산되며 지구 공전 속도 $29.783 km/s$ 와 적절히 일치한다. 우주 탐사기의 연료 최소화 문제로 인하여 태양 중심의 탄도 비행을 선택한 다 누리 호 우주비행 경로 특성을 람베르트 해를 이용하여 정성적으로 이해 할 수 있으며 천이 궤도를 따라 우주 발사체의 초기 투입 속도벡터가 중요한 역할을 한다는 것도 확인 할

수 있다. 태양 중심의 상대적으로 긴 여정의 우주 비행 경로이지만 중간에 L1지점을 경유하는 등 제한조건을 훌륭하게 극복하는 우수하게 설계된 궤도로 향후 다른 태양계 행성을 탐사에도 긍정적으로 적용될 수 있을 것이다.

3.2 화성 천이 궤도 계획

지정된 두 지점의 위치벡터와 두 지점 사이의 비행시간을 데이터로 입력하여 천이궤도 성분과 출발지점과 도착지점 속도벡터를 얻는 람베르트 문제는 행성 간 천이 궤도 최적설계에도 이용될 수 있으며 초기 궤도 계획에 있어 대략적인 해를 간단하게 얻을 수 있는 유용한 도구이다. 2045년 11월 1일 지구를 출발하여 2046년 5월 1일에 화성에 도착하는 행성 간 천이 궤도를 람베르트 문제를 응용하여 논의한다. 181일의 우주비행 시간을 설정하며 우주비행 시간은 변경될 수 있고 과거 화성에 도착한 우주비행체들의 우주비행 시간은 다음 표와 같다.[space.com, KARI]

Table 1 Travel Time to Mars

Spacecraft	Travel Time
Mariner 4	288 days
Mariner 6	155 days
Mariner 9	168 days
Mars Odyssey	200 days
Mars Express Orbiter	201 days
Mars Reconnaissance Orbiter	210 days

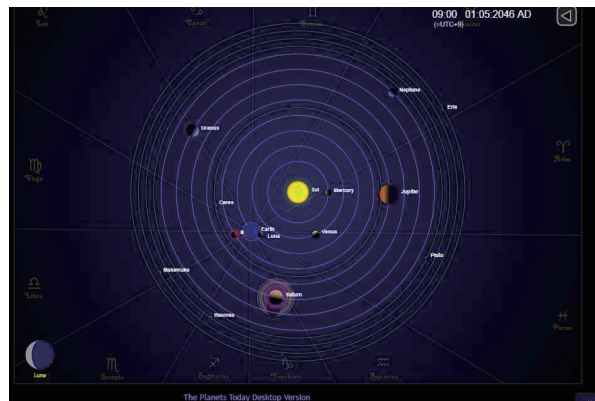


Fig. 4 Solar system on may 1, 2046 [Planet Today]

중간 경유 지점을 두지 않는 경우와 중간 경유 지점을 설정하여 천이궤도를 혼용하는 문제를 검토 할 수 있으며 중간지점 설정은 많은 에너지를 필요로 하지만 우주 탐사기가 지구와 화성 공전궤도 사이에서 비행궤적을 생성하도록 하기 위한 방법으로 설정한 것이다.

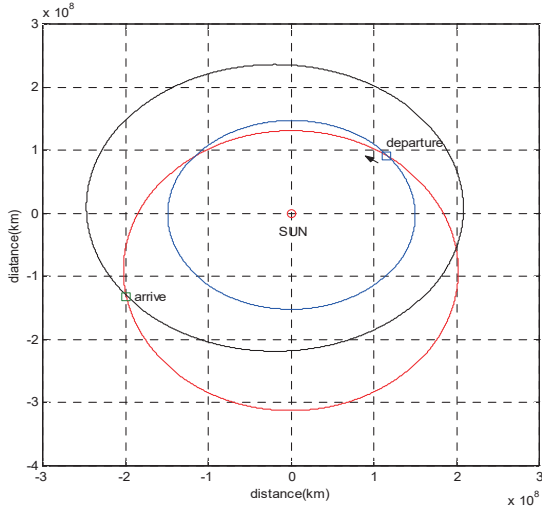


Fig. 5 Earth to mars transfer orbit 2D

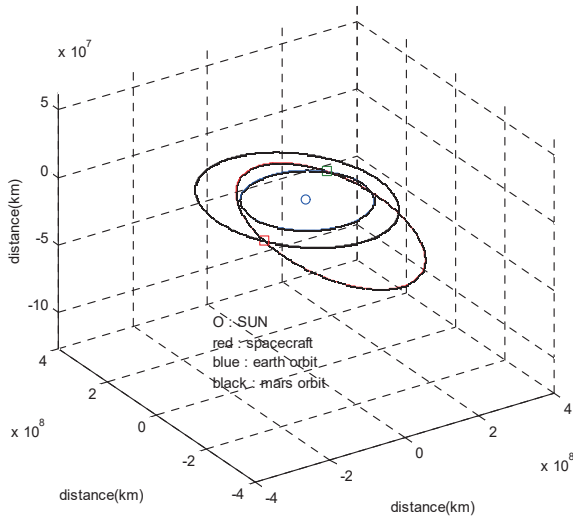


Fig. 6 Earth to mars transfer orbit 3D

중간 지점을 설정하지 않은 경우 지구 출발 속도는 지구 공전속도 보다 약 $4.6km/s$ 크게 계산된다.

$$\mathbf{v}_1 = [-27.5501, 20.2791, 3.52072] km/s, \quad |\mathbf{v}_1| = 34.3896 km/s$$

$$\mathbf{v}_2 = [3.55348, -22.5406, -2.12076] km/s, \quad |\mathbf{v}_2| = 22.9173 km/s$$

중간지점의 선택은 비행시간과 지구 공전 궤도로부터 거리를 감안하여 임의적으로 지정한 것이며 중간지점에서 중첩되는 두 번째 타원 궤도를 따라 화성에 도착하는 궤도는 거의 직선적이다.

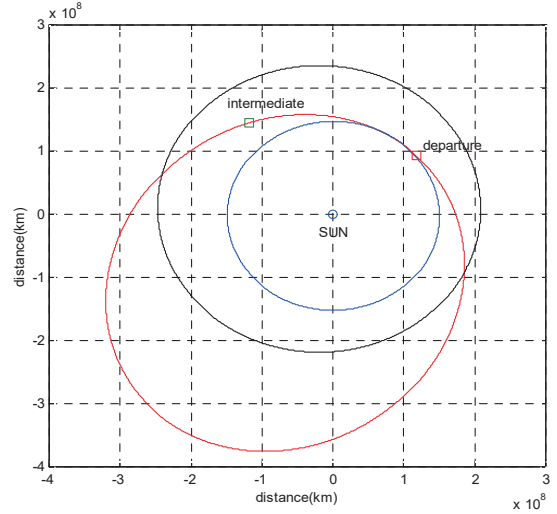


Fig. 7 Intermediate point

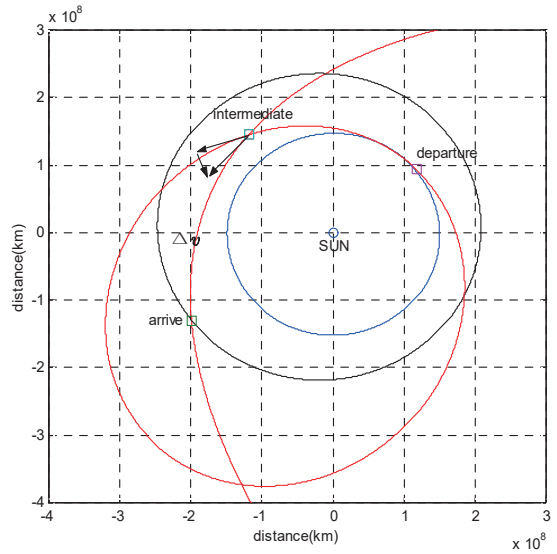


Fig. 8 Earth to mars transfer via intermediate point

람베르트 해로 얻는 초기 출발 속도는 우주 발사체 운용으로 획득되어야 하는 것으로 지구 출발 후 달 또는 행성 중력을 이용한 가속 방법(gravity assist)을 포함하여 실용적으로 적용될 될 수 있다. 궁극적으로 우주 발사체의 궤도 투입 능력과 관련이 있다.

4. 우주 발사체 성능 및 환경 검토

한국형 우주발사체 개발의 연속선상에서 진행되는 차세대 우주발사체는 지구 저궤도(LEO)에 10톤, 정지궤도에 3.7톤, 달 천이 궤도에 1.8톤, 화성 천이 궤도에 1톤의 페이로드를 운반할 수 있는 역량의 2단 로켓으로 계획되고 있다.[3] 국내 태양계 행성 탐사의 역량 확보에 큰 진전이 있기를 기대하며 참고로 미국 공군의 명왕성 탐사선 New Horizon호의 궤도 투입에 사용된 Atlas V 로켓은 저궤도에 8~18톤, 정지 궤도에 4.7~8.9톤의 페이로드를 운반 할 수 있는 능력을 보유하고 있는 것으로 평가되고 있으며 비교 할 수 있는 동급의 우주발사체로는 Ariane 5, Delta IV, Falcon 9, H-II B, GSVL Mark III, Long March 5, Proton, Zenit 등이 포함된다. Zenit는 해상발사(sea launch) 플랫폼에도 사용되고 있다.

한국형발사체(KSLV-II)	발사 임무	차세대발사체(KSLV-III)
3.3톤	지구저궤도(LEO) 투입성능 고도 200 km (경사각 80도)	우주관광, 대형 화물수송 10.0톤
2.2톤	태양동기궤도(SSO) 투입성능 고도 500 km (경사각 98도)	다목적심층위성 등 7.0톤
0.1톤	달천이궤도(LTO) 투입성능 C3 = -2 km ² /s ²	달탐사선/달착륙선, 우주자원탐사 1.8톤
0.0톤	화성천이궤도(MTO) 투입성능 C3 = 10 km ² /s ²	행성/상우주 탐사, 소행성궤환 등 1.0톤

* C3: 임의의 무게가 중력장을 벗어나는데 필요한 에너지로 지구에서 원점출발속도 제곱을 시 이끄는 에너지가 된다

Fig. 9 Plan of next generation space launch vehicle (KSLV-III) of Rep. of Korea[3]

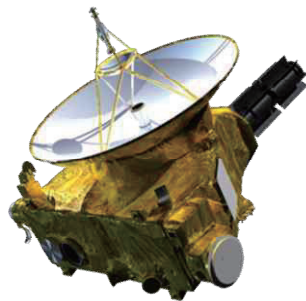
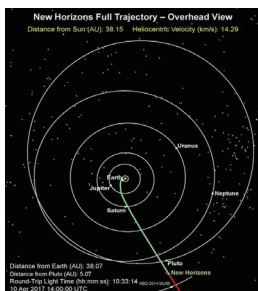


Fig. 10 New horizon probe[4, 5]

5. 결 론

람베르트 문제를 통하여 행성 간 천이궤도 설계에 대한 기초적이고 정성적인 이해를 얻을 수 있었다. 우주 공간 상의 두 지점을 연결하는 천이 궤도는 초기 속도에 제한이 없다면 무한히 존재하지만 도착 지점의 이동을 포함하여 초기속도 생성 능력과 다른 부가적인 제한 조건으로 인하여 최적화된 천이궤도를 결정하는 최적화 문제로 귀착된다. 람베르트 해를 통한 행성 간 천이 궤도의 기본적인 이해는 전통적인 홀만 궤도 천이 방식의 확대된 개념으로 논의 될 수 있다.

실제 우주발사체의 기초적인 성능 역량 예측 측정 방법의 일환으로 람베르트 행성 간 궤도 설계 기법은 단순하면서도 간단하게 적용될 수 있다. 람베르트 해를 이용한 행성 간 천이궤도 데이터 기반, 우주발사체 개발에의 적용은 효율성을 확보 할 수 있게 된다.

하나의 경유 지점을 설정하는 천이궤도를 예로 들었으나 둘 이상 다수의 경유 지점을 연속적으로 설정하는 것으로부터 연속 출력을 이용하는 행성 천이 방법도 쉽게 이해할 수 있을 것이다. Fig. 8에서 임의의 중간지점에서 부가적인 $|\Delta v| \approx 19.35 km/s$ 의 증속이 요구되는 것으로 계산된다.

$$v_{1_final}(km/s) = [-28.9908 \quad -9.6396 \quad 0]$$

$$v_{2_eial}(km/s) = [-23.4084 \quad -28.1635 \quad 0]$$

$$|v_{2_eial} - v_{1_final}| \approx 19.35 km/s$$

우주 공간에서 불가능한 것은 아니지만 효율적이지 못하다. 따라서 다른 경유지점의 탐색 또는 경유 지점의 수를 늘려 작은 속도 변화를 연속적으로 생성하는 등의 대안이 적용될 수 있을 것이다. 이와 같은 일련의 과정은 다양한 제한 조건을 만족하는 에너지 최소화 궤도를 찾아내는 작업으로 때로는 지루하고 다른 한편으로는 복잡한 쉽지 않은 작업으로 발사시기 (launch window)에도 큰 영향을 받게 된다.

제한적인 우주비행 환경으로부터 좀 더 자유도 높은 우주 비행을 위해서 무엇이 필요하고 무엇을 해야 할지에 대한 논의도 필요한 대목이다. 최적화(optimization)개념 적용이 필수적이지만 전체적인 균형을 유지하는 것은 더욱 중요하다. 적절한 많은 수의 중간 지점을 설정하는 것은 계속적인 연속 출력을 이용하는 행성 간 천이궤도 설계의 기본적인 개념이 된다.

람베르트 해를 이용한 행성 간 천이 궤도 설계의 응용은 지구 출발 속도와 행성 도착 속도를 얻는 것과 동시에 전체적인 궤도 형상을 이해하는데 큰 의미가 있다. 유도된 초기 속도의 운용은 기본적으로 우주발사체의 몫이라고 할 수 있을 것이며 람베르트 해를 통한 지구 출발 초기 속도 데이터를 기반으로 하는 우주발사체 최종 속도와 최종 고도, 최적 중량 설계 과정에 적용 할 수 있고 우주 발사체 설계 단계에서 발사체 성능에 대한 사전 검토, 확인 또는 역 설계 과정으로도 적용 될 수 있을 것이다.

국내의 한국형 발사체(KSLV-II)와 계획된 차세대 우주 발사체를 이용하여 달을 포함한 태양계 행성 탐사의 실제적인 계획이 성공적으로 수행될 수 있기를 바라며 극대화 선상에 있는 정지궤도 상업용 위성 발사를 주목적으로 하는 차세대 우주발사체의 1단 회수 기술 확보를 통한 신뢰성 있는 국내 발사를 포함하여 보다 효율적인 해상발사 시스템과 적도 부근의 국외 발사장 개척 문제도 긍정적으로 검토할 시점에 도달해 있으며 공중 발사체(air launch system) 획득 운영을 통한 우주 탐사기 투입에도 많은 연구가 진행될 수 있을 것으로 기대되고 있다.

다음 그림은 2045년 12월 20일 지구를 출발하여 2046년 9월 20일 화성에 도착하는 화성 천이 자동 지구 귀환 궤도를 람베르트 해를 이용하여 얻은 것으로 람베르트 해를 이용한 화성 천이 궤도의 초기 출발속도는 $\mathbf{v}_1(km/s) = [-32.4624 \ 0.359702 \ 2.42491]$ 로 계산 된다.

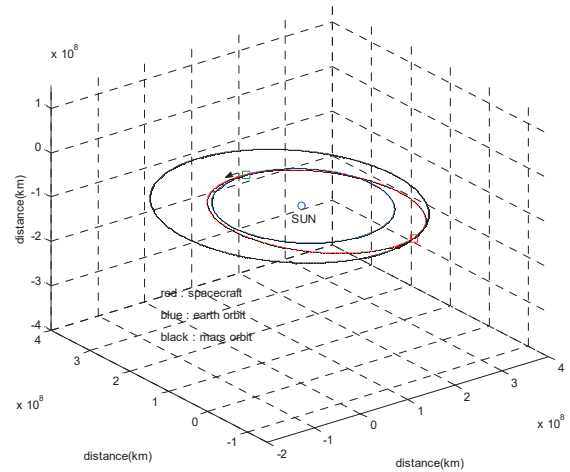


Fig. 11 Earth to mars transition orbit xyz planes departure 2045.12.20. arrive 2046.09.20.

References

- [1] Roger Redmond Bate, Donald Mueller, Jerry White, "Fundamentals of Astrodynamics," *Dover Publication, INC. New York*, 1971.
- [2] Howard Curtis, "Orbital Mechanics for Engineering Students," *Elsevier*, 2005.
- [3] Ministry of Science and ITC of Rep. of Korea, "The Press Reference", Nov. 29. 2022.
- [4] National Air and Space Museum
- [5] Wikipedia
- [6] Yuri Arzumanyan, Alexey Gonchar "The Operational Concept of a Space Launch System with International Participation" *7th Space Launch Vehicle Technology Symposium*, Invited Talk, Feb. 2006.
- [7] Chang-Kyung Ryoo and Min-Jea Tahk, "System Component and Operation of Sea launch" *KSAS*, vol. 34, no. 4, pp. 110-117, Apr. 2006.
- [8] Sang-Don Lee, Seong-Min, Hong, Chang-Hun Lee, "Parametric Study on Trajectory Optimization of Reusable Launch Vehicles" *18th Space Launch Vehicle Technology Symposium*, vol 1, pp. 37-40, Sep. 2019.