

## 정지궤도위성 발사위치와 궤도투입에 관한 고찰

김동선<sup>†</sup>

에이에이에이

## Geostationary Satellite Launch Site and Orbit Injection

DONG-SUN KIM<sup>†</sup>

AASE

## Abstract

According to the success of the Nuri Space Launch Vehicle (KSLV-II) and the development goal of the next generation space launch vehicle (KSLV-III), it is expected that the domestic geostationary satellite capability will be increased from (1 to 3.7) ton. Also, it is predicted that substantial ability of about 1 ton can be provided for the space exploration of the Moon, Mars, asteroids, etc. The Goheung space launch site is optimized for sun-synchronous small satellites, and due to the essential precondition that the launch trajectory does not impinge another country's sovereign airspace, it is not satisfactory as a geostationary satellite launching site. Its latitude also requires more energy to shape the rotating orbital plane from the initial injection status. This results in a decreasing factor of economic feasibility, including the operating complexity. Therefore, in parallel with the development of a next generation space launch vehicle, the practical process for acquisition of oversea land or sea space launch site near the Earth's equator and research for the optimization of orbiting methods of geostationary satellite injection must be continued.

## 초 록

누리호의 성공과 차세대 우주발사체의 개발 목표를 통하여 국내 정지궤도위성 발사능력은 1톤에서 3.7톤으로 향상될 것으로 기대되며 화성, 소행성 등의 우주탐사에도 1톤 이상의 실질적인 능력을 제공해 줄 수 있을 것으로 예측된다. 고흥 우주발사장은 태양 동기궤도 소형위성에 최적화되어 있으며 타국의 영공을 침범하지 않아야 된다는 필수적인 전제조건으로 인하여 정지궤도위성 발사장으로는 다소 부족한 면이 존재한다. 초기 궤도 투입상태로부터 궤도면 회전을 위한 에너지의 증가가 필수적이며 운용 측면에서의 복잡성과 함께 경제성의 감소요인이 된다. 그러므로 차세대 우주발사체의 개발과 병행하여 지구 적도부근의 해외 지상발사장 또는 해상발사지점의 획득과 최적화된 정지궤도위성 투입에 관한 궤도 구성에 관한 연구가 계속되어야 한다.

**Key Words :** Next Generation Space Launch Vehicle(차세대 우주발사체), Geostationary Satellite(정지궤도 위성), Rotating Orbit Plane(궤도면 회전), Economic Feasibility(경제성), Space Launch Site Near Equator(적도부근 우주발사장), Sea Launch(해상발사)

## 1. 서 론

KSLV-II, 누리호의 발사 성공으로 민간기업의 우주

산업분야의 지속성장에 대한 열망이 증만하며 2032년 개발 목표의 차세대 우주발사체(KSLV-III)는 사업 초기 단계에서부터 민간기업이 체계 종합기업으로 설계와 제작, 조립, 시험, 발사 등 발사체 개발 및 운용의 전 과정에 참여함으로써 사업완료 시점에 명실상부한 독자적인 발사체 개발역량을 확보 할 수 있을 것으로 예측되어 우주개발 기술에 완전한 민간참여 및 우주

Received: Feb. 06, 2024 Revised: Apr. 24, 2024 Accepted: May 08, 2024

<sup>†</sup> Corresponding Author

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

© The Society for Aerospace System Engineering

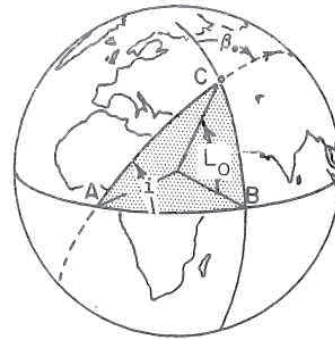
산업화 측면에서 큰 진전의 의미를 내포하고 있다.[진자신문 2023.5.31] 차세대 우주발사체의 정지궤도위성의 발사능력은 경사각 31도 동향발사의 경우 3.7톤, 달 천이궤도에 1.8톤의 역량 확보를 목표로 하고 있다는 것을 차세대개발사업 예비타당성 조사보고서의 표 3-5 차세대 발사체 구성안별 성능 및 장단점 비교에서 확인된다. 그러나 고흥 나로 우주센터 남향발사의 경우에는 지구 정지궤도위성 투입 능력이 1톤 이하에 머무는 것을 알 수 있으며 정지궤도 투입을 위한 우주발사체의 필요한 궤도면 생성에 상대적으로 많은 에너지가 소모됨을 의미한다. 북위 31도 부근 동향 발사의 조건은 북위 34도 나로 우주센터보다 저위도 제주도 남해상에서의 해상발사(sea launch)를 기준으로 한 것으로 지구 적도 발사에서의 역량은 다르게 평가될 수 있다. 고흥 나로 우주발사장은 태양 동기궤도 소형위성 발사에 최적화되어 있으며 누리호 1단이 발사지점으로부터 413km 해상 일본 배타적 경제수역에 낙하하는 등 주변의 지리적 환경 제한조건이 존재하며 지구 정지궤도위성의 발사에는 더욱 제한적이다. 이것은 서유럽의 대부분의 국가에서도 발생하는 동일한 문제이며 경사각 증가는 지구 정지궤도위성 발사환경에서 경제성 감소원인이다. 예비타당성 조사에서 보고된 경사각 31도의 제주도 남해상 동향발사 기준은 적도 발사의 경우보다 불리한 조건이지만 적도 부근까지의 이동 및 발사위치 확보, 유지 등의 비용 문제와 정치안보문제 등을 적절히 타협한 절충안으로 해석될 수 있다. 과거 우리나라 영토 내에서 국산 발사체를 이용하여 국산 위성을 발사한다는 초기 계획은 이미 성공하였으므로 우주개발에 대한 더욱 미래지향적이고 탄력적인 대응을 통하여 다음 세대에 부담을 주지 않도록 국제협력과 협동을 바탕으로 더욱 고도화 되고 진전된 사업계획과 연구, 진행이 전개되어야 한다.

소규모 국가에서는 우주정책이 더욱 필요하며 진정으로 이루고자 하는 1~2가지 분야를 선택하여 우선순위에 있는 우주분야를 먼저 산업화 할 필요하다는 미국 조지워싱턴 대학의 우주정책연구소 Scott Pace 교수의 조언을 바탕으로 상업, 과학, 군사 우주활동을 전부 필요로 하는 국내 우주분야에 지혜로운 정책개발과 실천 및 바르고 확실한 민간기업의 투자를 기대한다.

## 2. 궤도면 회전

### 2.1 발사장 위도와 궤도 경사각, 발사 방위각[1]

과거 지구 표면의 대양을 항해하기 위하여 항법연구에 응용되었던 구면 삼각형에 관한 여러 가지 법칙 중에서 제 2 구면삼각형 코사인법칙(second spherical law of cosine)을 통하여 우주발사체 발사 방위각과 생성 궤도의 지구 적도면에 대한 경사각, 우주발사체 발사 위치의 위도와 관계에 대한 정성적인 이해를 얻을 수 있다.[1]



**Fig. 1** Effect of Launch Azimuth and Latitude on Inclination [1]

제 2 구면삼각형 코사인법칙을 적용하여 다음을 정의할 수 있다.

$$\cos i = -\cos 90^\circ \cos \beta_0 + \sin 90^\circ \sin \beta_0 \cos L_0 \quad (1)$$

발사방위각  $\beta_0$ , 궤도경사각  $i$ , 발사위치의 위도  $L_0$ 로 정의되며 지구 경도 선분  $\overline{BC}$ 는 적도에 수직하므로  $\angle B = 90^\circ$ 이다. 다음의 관계를 얻는다.

$$\cos i = -\cos 90^\circ \cos \beta_0 + \sin 90^\circ \sin \beta_0 \cos L_0 \quad (2)$$

$$\cos i = \sin \beta_0 \cos L_0 \quad (3)$$

$0^\circ \leq i \leq 90^\circ$ 인 경우  $\cos i$ 는 양의 값이며  $L_0$ 는 북반구에서 발사하는 경우  $0^\circ \sim 90^\circ$  범위의 값이며 남반구에서 발사하는 경우  $0^\circ \sim -90^\circ$  범위의 값이다. 따라서  $\cos L_0$ 의 값은 항상 양의 값을 갖는다. 발사 방위

각  $\beta_0$ 는 자오선을 기준으로  $0^\circ \sim 180^\circ$ 의 값을 갖는 것을 확인 할 수 있다.

우주발사체의 발사지점 위도  $L_0$ 에서 얻을 수 있는 최소 궤도경사각  $i$ 는 얼마인가라는 물음에 대하여  $i$ 가 최소가 되는 경우  $\cos i$ 는 최대의 값이 되며  $\beta_0$ 는  $90^\circ$ 에 접근한다. 이와 같은 경우 최소  $i$ 와  $L_0$ 는 동일한 값이 되며  $L_0=0^\circ$ 인 지구 표면의 적도에서가 아니면 궤도 경사각  $i=0^\circ$ 의 궤도에 투입할 수 없다는 결론을 얻게 된다. 즉, 지구 적도면과 일치되어 공전하는 경사각  $i=0^\circ$ 의 지구 정지궤도위성의 최적화된 발사위치는 지구 적도라는 것을 쉽게 이해할 수 있으며  $\beta_0=90^\circ$ 라는 것은 지구표면에서 동향으로 발사하는 것과 같은 의미이다. 결론적으로 지구표면 위의 임의의 지점에서 특별한 방향 기동을 수행하지 않고 우주발사체를 발사하는 경우 얻을 수 있는 궤도 경사각의 최소의 값은 발사지점의 위도와 같다는 것이 간단하게 이해된다.[1]

지구적도 부근에 우주발사장을 건설하여 사용하는 것은 큰 지리적 혜택이지만 대부분의 국가는 북반구의 중위도 부근에 위치해 있으며 최소한의 궤도경사각  $i$ 를 얻기 위하여 최대한 적도방향 남쪽에 우주발사장을 건설하는 것도 이와 같은 맥락으로 이해 할 수 있다. 국내 고흥 나로 우주센터는  $N34^\circ 26'$ ,  $E127^\circ 32'$  부근에 위치하고 있으므로 최소한으로 얻을 수 있는 궤도 경사각은 대략  $34^\circ$ 로 우주발사체 발사과정에서 궤도방향 변경을 위한 기동이 없다면  $34^\circ$ 이하의 궤도 경사각은 얻을 수 없다. 적도 부근이 아닌 중위도 지역에서는 정지궤도위성을 발사하는 경우 초기 지구 주변  $\leq O$ 의 주차궤도(parking orbit)에서 궤도면 회전을 실시하여 정지궤도에 투입하는 방법을 사용하고 있으며 고흥 나로 우주센터에서 정지궤도위성을 발사하는 경우에도 동일한 방법의 적용이 예상되지만 지리적 환경에 의하여 초기 획득 경사각은 매우 제한된다.

### 2.2 궤도면 회전[2]

지구 주변에서 운용되고 있는 인공위성의 궤도평면의 방향을 변경하는 목적은 다른 우주물체와의 충돌방

지 또는 원하는 임무 수행을 위한 것일 수 있으며 본 논문에서는 정지궤도위성 투입과 관련하여 궤도형태가 일정하게 유지되는 궤도평면 회전의 예제를 논의한다. 인공위성은 케플러 운동을 하고 있으며 궤도평면은 관성공간의 고정된 좌표계 내에 존재한다고 가정한다.

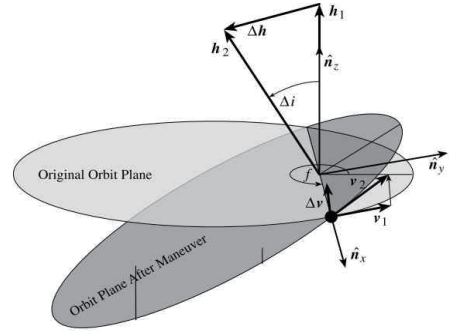


Fig. 2 Rotation of Orbital Plane[2]

각운동량 벡터  $\mathbf{h}_1 = \mathbf{r} \times \mathbf{v}_1$ 는 궤도평면에 수직이며 원하는 만큼 회전된 궤도평면의 각운동량 벡터는  $\mathbf{h}_2 = \mathbf{r} \times \mathbf{v}_2$ 로 정의한다. 원래 궤도평면과 회전된 궤도평면 사이의 각운동량 변화량은 다음과 같다.

$$\Delta \mathbf{h} = \mathbf{h}_1 - \mathbf{h}_2 \quad (4)$$

두 궤도평면의 접선의 단위 방향 벡터는  $\hat{\mathbf{n}}_x$ 로 정의하며 각운동량 벡터  $\mathbf{h}_1$  방향의 단위 방향벡터는  $\hat{\mathbf{n}}_z$ 로 정의한다. 궤도평면은  $\Delta i$  만큼 회전하며 궤도평면의 회전을 위하여 순간적인 임펄스의 작용이 부여된다고 가정한다. 각운동량의 시간미분은 토크이며 다음을 얻을 수 있다.

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{h}} &= \mathbf{L} = \mathbf{r} \times \dot{\mathbf{v}} \\ \frac{d\mathbf{h}}{dt} &= \mathbf{L} = \mathbf{r} \times \frac{d\mathbf{v}}{dt} \\ \Delta \mathbf{h} &= \mathbf{L} \Delta t = \mathbf{r} \times \Delta \mathbf{v} = \mathbf{h}_2 - \mathbf{h}_1 \end{aligned} \quad (5)$$

$\mathbf{L}$  : 각 운동량

원래 궤도평면의 지점  $\mathbf{r}$ 에서 궤도평면 회전을 위한 속도변화  $\Delta \mathbf{v}$ 을 관성좌표계 성분으로 논의한다.

$$\mathbf{r} = r_x \hat{\mathbf{n}}_x + r_y \hat{\mathbf{n}}_y \quad (6)$$

$$\Delta \mathbf{v} = \Delta v_x \hat{\mathbf{n}}_x + \Delta v_y \hat{\mathbf{n}}_y + \Delta v_z \hat{\mathbf{n}}_z \quad (7)$$

Figure 2에서  $\Delta \mathbf{h}$  는  $\hat{\mathbf{n}}_x$  축의 성분을 갖고 있지 않으며 다음과 같이 표현된다.

$$\Delta \mathbf{h} = -\Delta h_y \hat{\mathbf{n}}_y - \Delta h_z \hat{\mathbf{n}}_z \quad (8)$$

궤도의 형태의 변화가 없는 단순한 궤도평면의 회전만  $|\mathbf{h}_1| = |\mathbf{h}_2|$  을 논의하고 있으며 각운동량 벡터의 성분 변화  $\Delta h_y$ ,  $\Delta h_z$  는 다음과 같다.

$$\Delta h_y = h_1 \sin \Delta i \quad (9)$$

$$\Delta h_z = h_1 (1 - \cos \Delta i) \quad (10)$$

Equation 5, 6, 7로부터 다음을 얻는다.

$$\begin{aligned} \Delta \mathbf{h} &= (r_x \hat{\mathbf{n}}_x + r_y \hat{\mathbf{n}}_y) \times (\Delta v_x \hat{\mathbf{n}}_x + \Delta v_y \hat{\mathbf{n}}_y + \Delta v_z \hat{\mathbf{n}}_z) \\ \Delta \mathbf{h} &= r_y \Delta v_z \hat{\mathbf{n}}_x - r_x \Delta v_z \hat{\mathbf{n}}_y + (r_x \Delta v_y - r_y \Delta v_x) \hat{\mathbf{n}}_z \end{aligned} \quad (11)$$

Equation 11과 8을 비교하면  $\hat{\mathbf{n}}_x$  축 방향의 각운동량 변화는 없으며  $\hat{\mathbf{n}}_y$  방향의 각운동량 변화는 영이 아니므로  $r_y = 0$  되어야 한다는 결론을 얻는다. 이것은 직관적인 결론이며 궤도평면 회전은  $\mathbf{r} = r_x \hat{\mathbf{n}}_x$  지점에서 수행되어야 한다는 것을 의미한다. 원래 궤도평면에서 궤도평면 회전이 발생하는 지점에서의 속도  $\mathbf{v}_1$  과 회전된 궤도평면에서 속도변화량 성분은 다음과 같다.

$$\mathbf{v}_1 = \dot{r}_x \hat{\mathbf{n}}_x + r_x \dot{\hat{\mathbf{n}}}_y = v_x \hat{\mathbf{n}}_x + v_y \hat{\mathbf{n}}_y \quad (12)$$

$$\Delta v_x = \text{arbitrary} \quad (13)$$

$$\Delta v_y = -v_y (1 - \cos \Delta i) \quad (14)$$

$$\Delta v_z = v_y \sin \Delta i \quad (15)$$

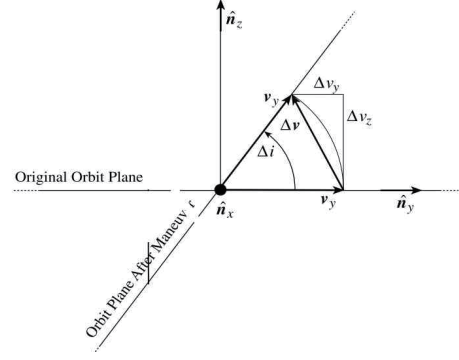


Fig. 3 Velocity Change [2]

$$v_1^2 = \Delta v_x^2 + v_y^2 \quad (16)$$

$$v_2^2 = (v_x + \Delta v_x)^2 + v_y (1 - (1 - \cos \Delta i))^2 + v_y^2 \sin^2 \Delta i$$

$$v_2^2 = (v_x + \Delta v_x)^2 + v_y^2 = v_x^2 + 2v_x \Delta v_x + \Delta v_x^2 + v_y^2$$

$$v_2^2 = v_1^2 + 2v_x \Delta v_x + \Delta v_x^2 \quad (17)$$

최소 에너지 궤도평면 회전 조건은  $v_2^2 = v_1^2$  이 자명하므로  $\Delta v_x = 0$  조건에서 발생하며  $\Delta \mathbf{v}$  는 직접적으로  $v_y$  의 함수임을 알 수 있다. 이와 같은 조건으로부터 궤도평면 경사각의 변화량  $\Delta i$  의 관계식을 얻을 수 있다.

$$\Delta i = \cos^{-1} \left( \frac{\Delta v_y}{v_y} + 1 \right) \quad (18)$$

Table 1  $\Delta v_y$ ,  $\Delta v_z$  for  $\Delta i$

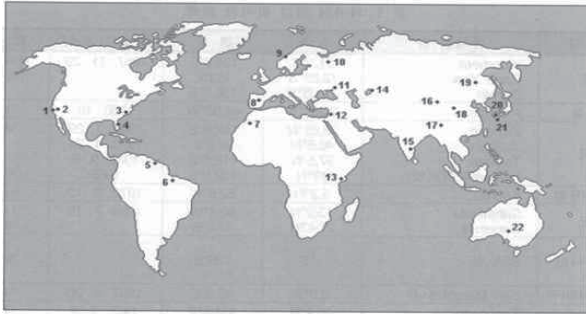
$\Delta i$	$0^\circ$	$20^\circ$	$30^\circ$	$45^\circ$	$60^\circ$	$90^\circ$
$\Delta v_y$	N/N	$-0.06v_y$	$-0.134v_y$	$-0.3v_y$	$-0.5v_y$	$-v_y$
$\Delta v_z$	N/N	$0.34v_y$	$0.5v_y$	$0.7v_y$	$0.87v_y$	$v_y$

N/N : Not Necessary

궤도평면의 회전각이 작은 경우 그 만큼 필요로 하는 속도 변화량의 크기가 작다는 것을 당연히 알 수 있으며 고흥 나로 우주센터에서 남향으로 정지궤도위성을 발사하는 경우  $90^\circ$  의 궤도평면 회전에 어느 정도의 속도변화량이 필요한지 Table 1에서 가늠 비교해 볼 수 있다.

### 3. 정지궤도위성 발사위치 고찰

세계 각국의 위성발사장은 Fig 4.와 같다.[4]



- 1 - Vandenberg AFB, 2 - Edwards AFB, 3 - Wallops Island
- 4 - Cape Canaveral/KSC, 5 - Kourou, 6 - Alcantara, 7 - Hammaguir,
- 8 - Torrejon AB, 9 - Andoya, 10 - Plesetsk, 11 - Kapustin Yar,
- 12 - Palmachim/Yavne, 13 - San Marco Platform, 14 - Baikonur/Tyuratam,
- 15 - Srihankota (SHAR), 16 - Jiuquan, 17 - Xichang, 18 - Taiyuan/Wuzhai,
- 19 - Svobodny, 20 - Kagoshima, 21 - Tanegashima, 22 - Woomera

Fig. 4 World Launch Location Map [4]

Figure 4.와 같이 대부분 우주발사장은 중위도 지역에 다수 분포하고 있으며 적도 부근의 5-Kourou, 6-Alcantara, 13-San Marco Platform 우주발사장이외 인도네시아 Biak 섬에 우주발사장 건설이 예정되어 있으며 한국인 권 호균 씨의 주도하에 호주 서북방의 적도 부근 크리스마스 섬에 건설 예정이었던 민간 우주발사장 APSC(Asia Pacific Space Center)는 제반 문제로 인하여 무산되었다.

주변국과의 지리적 발사환경 제한으로 최소 궤도경사각 위도 34°를 달성하기 어렵다. 따라서 제주도 남해상의 경사각 31도의 동향 발사가 설득력을 얻고 있으며 경사각 생성에서도 상대적으로 유리하다. 경사각 영도의 적도 발사지점 확보가 효율 최대화 조건으로 검토되는 것이 필연적이며 국내 우주발사체 관련기업 이노스페이스 사의 브라질 6-Alcantara 우주발사장을 거점으로 하는 우주활동이 관심과 기대를 모으고 있다. 아직 우주발사장을 보유하고 있지 않은 대만, 적도 근처 Biak 섬에 우주발사장을 건설계획 중인 인도네시아, 케냐 등과의 협력도 논의 해 볼 수 있을 것이다.

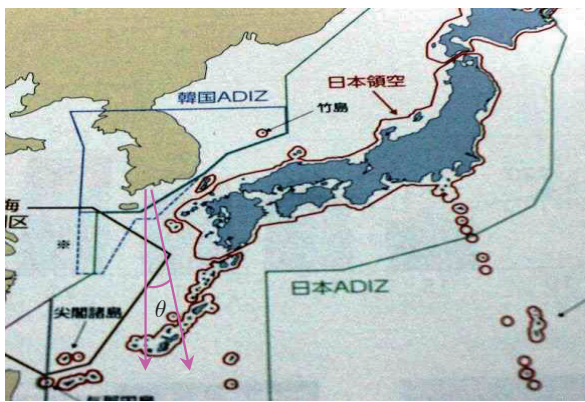


Fig. 5 Launch Range Angle  $\theta$  at Goheung Naro Space Center [http://www.mod.go.jp]

Figure 5와 같이 협소한 발사 범위각도로 인하여 고흥 나로 우주발사장은 태양동기 궤도 위성 발사에 최적화되어 있지만 지구 정지궤도위성 발사에는 적절하지 않다.

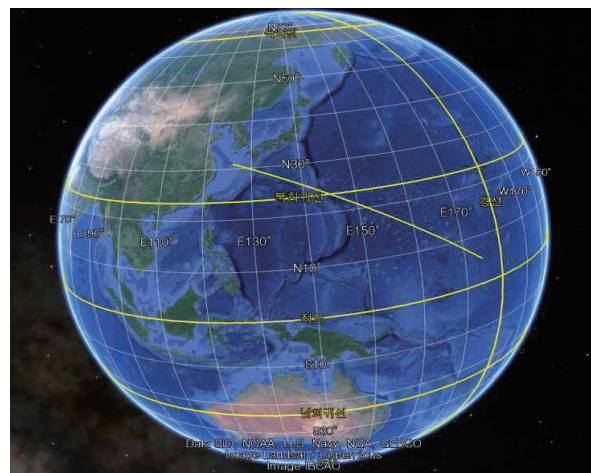


Fig. 6 Sea Launch Site of Korean Peninsular for Geostationary Satellite

Figure. 6에서 한반도 주변 서남해상 해상발사를 통하여 다양한 궤도 경사각이 획득됨을 알 수 있다. 국제적 해상발사 서비스는 1995년 노르웨이, 러시아, 우크라이나, 미국의 4개 회사 컨소시엄으로 설립된 Sea Launch사에서 수행하고 있으며 파산과 정상화를 거듭하고 있다. 미국 보잉사도 일부 지분을 보유하고 있다. 사용되는 우주발사체 Zenit는 약 6톤의 페이로드를 GTO에 운반할 수 있는 능력을 보유하고 있으며 90% 이상의 발사 성공률을 보이고 있다.[wikipedia, 5] 2006년 8월 22일 Korea Ssat 5호기 ANASIS-I 위성이 Sea Launch사의 이러한 해상발사로 발사되었다.

고흥 나로 우주센터에서 남향으로 정지궤도 위성을 투입하는 경우 발사체 상단에 연속출력을 적용하여 주차궤도(parking orbit) 생성 없이 직접 정지궤도에 투입하는 방안이 논의될 수도 있으며 Fig 7.은 정지궤도 위성을 직접적으로 정지궤도에 투입하는 것을 묘사한 것이다. 국내에서는 아직 활성화 되지 않은 우주탐사기의 연속출력과 관련된 기술적 한계를 극복하기 위한 지속적인 연구개발 지원이 필요하며 향후 정지궤도 투입에서 국내 남향 발사 위치도 나로 우주센터보다는 Fig 6.의 한중 잠정조치 구역에서 해상 발사하는 것이 타당하다. 연속출력을 이용한 정지궤도 위성의 직접 궤도투입 방법은 남향 발사의 경우 뿐 만 아니라 모든 방향에서 모든 경사각을 획득 할 수 있는 것으로 미래 지향적 연구가치가 충분하다.

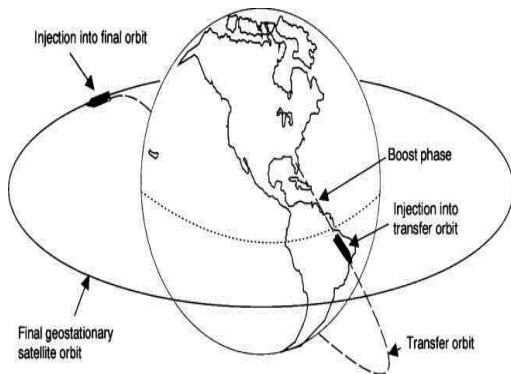


Fig. 7 Flight profile to the geostationary satellite orbit

## 5. 고 찰

차세대 우주발사체 타당성 조사 보고서에서는 정지궤도 위성투입의 경우 차세대 발사체의 확장형이 개발되거나 동향발사가 가능한 추가적인 발사장이 확보되어야 수요를 대응 할 수 있어 현 시점 기준에서 동 사업만으로는 대응하기 어려움을 기재하고 있으며 추가 발사장 구축 또는 확장형을 통한 성능 개량이 수반되지 않을 경우 임무 요건으로 포함되기 어려운 제한적인 상황이 존재함을 밝히고 있다. 한국형 위성항법시스템 구축에 포함되어 있는 정지궤도 위성 수요 또한 한국형 발사체로는 발사가 불가능한 수준임을 명확하게 하고 있으며 나로 우주센터에서 경사각 31도의 정지궤도궤도에 투입하는 경우 성능 손실이 약 80% 발생하여 정지궤도 투입능력이 1톤 이하로 감소되는 것으로 보고되고 있으며 1톤 이하의 정지궤도 위성으로 구현하는 방법도 논의 될 수 있지만 현실적이지 않으며 동향 발사가 가능한 제 2발사지점의 구축의 필요하다.[3] 나로 우주센터에서 차세대 우주발사체의 확장형으로 3톤 이상의 정지궤도 위성 투입을 위한 성능을 확보하기 위해서는 우주발사체의 크기 및 중량이 매우 증가하게 되며 나로 우주센터 발사 운용에 있어서의 안전수행과 발사각도가 협소한 제한 조건으로 인한 우주사고 발생에 대한 위험과 부담도 그 만큼 증가하게 될 것이며 개발 완성 또한 시간적으로도 불명확하다. 그러므로 현 시점의 차세대 우주발사체를 이용한 정지궤도 위성투입의 동향발사가 실시될 수 있는 제2도 남해상의 제 2 해상 발사지점을 차세대 우주발사체 개발과 병행하여 구축하는 것이 현실적으로 가장 실효적인 방법이며 적도부근 정지궤도 위성 발사지점의 구축도 적극적으로 논의되어야 한다. 초소형 위성 발사기회 부여 차원에서 건설된 고흥 나로 우주센터는 사용을 최소화 하여야 한다.

Karman Line, 고도 100km 이상의 외기권을 평화적 목적으로 제한 없이 누구나 사용 할 수 있다는 견해로 100km 이상의 주변국 상공(上空)의 통과는 적법하다고 보는 국제적 주장도 있으나 국제 우주조약 제 3조의 내용도 제 1조와 제 2조의 적용과 함께 필수적으로 포함하여 적용되어야 하며 동시에 우주물체 낙하물 등에 의한 사고발생 손해배상에 관한 고찰도 외교

적으로 필요한 사안임을 감안하여 신속하고 빠르게 자유로운 해상 발사시스템의 획득이 요구된다.

## 6. 결 론

해상 발사시스템에서 정지궤도 위성을 발사하는 경우에도 높은 성공률을 보이고 있으며 Pegasus 로켓을 이용한 공중발사의 경우에도 90% 이상의 높은 성공률을 보이고 있다. 다만 공중발사로 지구 정지궤도 위성을 투입한 예는 아직 보고된 바가 없다.

발사각도가 협소한 국내 사정의 제한적인 나로 우주센터의 지상 발사만을 고집할 필요는 없으며 해외 지상 발사를 포함하여 저위도 위성은 공중발사, 중위도, 정지궤도 위성은 해상발사 등으로 충분히 대응할 수 있어야 한다. 지상 우주발사시스템 구축에 제한 요소가 많은 국내의 사정상 공중발사와 해상발사의 다각적인 방법의 우주발사 시스템 획득과 적용에 대한 연구와 구현이 필요하다.

고흥 나로 우주센터 발사를 전제로 1단을 회수하는 계획의 차세대 우주발사체 개발은 협소하고 제한적인 발사환경을 근본적으로 해결한 것은 아니다. 우주조약 제 3조에 명시된 바와 같이 외기권의 탐색과 이용에 있어서 모든 우주활동은 국제연합헌장을 포함한 국제법에 따라 국제평화와 안전의 유지를 위하여 국제적 협조와 이해를 증진하기 위하여 수행되어야 한다.

조지워싱턴대학 우주정책연구소 Scott Pace 교수는 국가안보를 위한 우주개발에 있어서 우주를 어느 하나의 군으로만 국한시켜서는 안 되며 우주는 함께 작전하는 영역으로 이해되어야 하며 작은 나라의 경우 더 큰 우주 예산이 필요하므로 우선순위 결정 등을 위한 우주정책이 소규모 국가에 더욱 필요하다고 말하고 있으며 우선순위에 있는 우주분야를 산업화하는 것이 필요하다고 조언하고 있다.[7] 우주에서의 상업 활동, 과학 활동, 군사 활동 모두를 필요로 하는 국내의 여론을 충분히 반영할 수 있는 지혜로운 우주정책의 입안과 시행이 실시되어야 한다.

## References

- [1] Roger R. Bate, Donald D. Muller, Jerry E. White, "Fundamental of Astrodynamics," *Dove Publications*.
- [2] Hanspeter Schaub, John L. Junkins, "Analytical Mechanics of Aerospace System," *AIAA Education Series*, January 2002.
- [3] KISTEP, "Next Generation Launch Vehicle Development Project," *Preliminary Feasibility Study Report*, 2023.1.
- [4] Hae-Seung Jung, Soo-Jin Lee, Jae-Deuk Lee, Gwang-Rae Cho, "Satellite Launching Sites of Foreign Countries," *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, vol. 30, no. 8, pp. 164-172, December 2002.
- [5] Chang-Kyung Ryoo, Min-Jae Tahk "System Component and Operation of Sea Launch," *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, vol. 34, no. 4, pp. 110-117, April. 2006.
- [6] Jiyoung Kim, Kun-Il Jang "Benefit of the Next Generation Geostationary Meteorological Satellite Observation and Policy Plans for Expanding Satellite Data Application : Lessons from GOES-16," *Research note of Korean Meteorological Society*, vol. 28, no. 2, pp. 201-209, 2018.
- [7] Scott Pace, Jae-Hong Jun "Why the Navy sets foot in space," *Space Policy Institute*, 2022, GWU, USA <http://www.youtube.com/watch?v=zV86-y2jx4c>