

천체역학적 방법을 이용한 인공위성의 최적발사시간대

우병삼 · 최규홍

연세대학교 천문대기과학과

SATELLITE'S LAUNCH WINDOW CALCULATION BY ASTRODYNAMICAL METHODS

Byoung-Sam Woo and Kyu-Hong Choi

Department of Astronomy and Atmospheric Science

Yonsei University, Seoul 120-749

(Received December 2, 1994; Accepted December 11, 1994)

요 약

현재의 기술 수준으로 인공위성의 발사는 임의의 시간에 자유롭게 행해지지 못하고 특정한 조건을 만족시켰을 때만 가능하다. 발사를 제한하는 조건에는 식 지속시간, 태양 양각, 자세제어 조건, 발사장 및 발사체에 의한 조건 등이 있으며 본 논문에서는 이런 모든 조건을 만족시키는 최적발사시간대를 구하였다. 이때 가장 중요한 개념은 태양-지구-위성의 상대적 위치 및 운동상태를 계산하는 부분이며 이를 토대로 각 위성에 맞는 기하학적 고찰이 필요하다. 최적발사시간대를 구하는 프로그램을 작성하여 저고도 위성인 우리별 2호와 지구 정지 위성인 무궁화호를 대상으로 각 위성의 최적발사시간대를 구하였다. 구해진 결과는 날짜를 x축으로, 그날의 시간을 y축으로 하여 나타내었다. 연구 수행중 발사장과 발사체에 관한 종합적으로 정리된 자료의 필요성을 절감하여 이후 참고자료로 사용할 수 있도록 정리하였다.

ABSTRACT

We can launch satellites only at a certain time which satisfies special conditions, since the current techniques cannot overcome these constraints. Launch window constraints are the eclipse duration, solar aspect angle, attitude control, launch site and the launch vehicle constraints, etc. In this paper, launch window is calculated that satisfies all these constraints. In calculating launch window, the basic concepts are relative locations of the sun-satellite-earth system and relative velocities of these, and these requires geometric consideration

for each satellite. Launch window calculation was applied to Kitsat 2 (low earth orbit) and Koreasat (geostationary orbit). The result is shown in the form of a graph that has dates on the X-axis and the corresponding times of the given day on the Y-axis.

1. 서 론

인공위성이나 행성탐사선등 우리가 우주와 접촉을 시도할 경우 우주환경의 특수성 (초진공, 극저온 등)을 반드시 고려해야 하는데 발사시간대도 바로 그런 고려해야될 점 중의 하나이다. 발사시간대는 여러 측면에서 정의될 수 있는데 일반적인 정의는 다음과 같다.

- 지표로부터 원하는 궤도평면상에 발사체를 발사할 적절한 시간 (Wertz and Larson 1991, Cultis 1992)

또 발사시간대를 소비 연료의 관점에서 정의하면 다음과 같다.

- 발사 초기의 속도증분이 최소화되는, 즉 요구되는 연료의 양을 최소화 시킬 수 있는 최적의 시간대.

위의 정의대로의 발사시간대는 이를 제한하는 많은 조건을 만족시키는 시간대로 구해질 수 있으며 이렇게 구해진 발사시간대는 악천후등 비상시 발사가 연기될 때 다음 발사가 언제 가능한지 알려주고 앞으로 많은 위성의 발사를 계획하고 있다면 발사시간대를 계산할 수 있는 능력이 계획 초기에 더욱 필요하다.

2. 발사시간대의 제한 조건

우리가 우주에 어떤 물체 -주로 위성체-를 발사하는 시간을 신중히 고려해야 하는 이유는, 발사하려는 로켓과 위성이 우주공간에서 원하는 작업을 하는데에 적절한 우주환경이 이루어졌을 때 발사를 하기 위해서이다. 현재 발사되는 위성은 그 임무에 따라 발사시간대 제한조건의 계산이 고려될 상황이 정해져 있는데 가장 일반적인 것은 지구정지궤도로 발사할 때 전이궤도 (Transfer Orbit) 상에서 발사시간대의 제한 조건을 고려하는 것이다(Pocha 1985). 전이궤도상에서 발사시간대의 제한조건은 다음과 같다.

- 태양양각
- 식 지속시간
- 자세제어조건
- 달에 의한 제한조건

전이궤도의 특성과 지상에서의 발사과정에 작용하는 제한조건은 아래 두 가지이다.

- 발사체에 의한 제한조건
- 발사장에 의한 제한조건

이중 가장 중요한 조건은 태양양각과 식 지속시간이다(Prichard *et al.* 1993). 지구정지궤도가 아닌 저궤도(Low Earth Orbit; LEO)위성의 경우 위의 제한조건 외에 위성의 목적상 승교점 적경(Ω)의 범위가 중요한 조건이 되기도 하는데 이는 원하는 시간에 지상의 원하는 지점을 통과하기 위한 제한조건이 된다.

먼저 태양 양각은 위성의 spin축(회전안정방식의 경우) 또는 yaw축(3축 안정화방식의 경우)과 태양방향의 벡터가 이루는 각이다. 이 태양양각은 위성의 한 부분에 대한 과도한 조사를 피하고 전이궤도동안적절한 전력을 생산하며 태양의 위치를 적절한 조건 내에 유지해 주기 위한 제한조건으로써 고려되며 보통 $90 \pm 25^\circ$ 의 범위를 갖는다. 위성의 축은 위성이 로켓에서 분리되어 주차궤도에 진입했을 때 속도벡터와 위성의 회전축이 같은 방향을 갖는 것이 일반적이나 Tip-off의 결과나 계획된 Mission에 따라 다른 방향을 가질 수도 있다.

또, 위성이 어느 한계 시간 이상 태양을 보지 못한다면 위성의 전력공급에 차질을 빚거나 위성내의 온도가 너무 내려가 탑재된 장치에 이상을 일으킬 수 있으므로 식기간이 제한되어야 한다. 위성이 태양을 보지 못하는 경우는 위성이 지구의 그림자(또는 달의 그림자) 속에 들어갈 때이다. 또 일반적으로 중요한 궤도 조작시에는 태양 센서를 이용하여 위성의 자세와 위치를 결정하므로 자세조정이 필요한 때나 원지점모터점화(Apogee Motor Firing; AMF) 등 중요한 궤도조작시 식이 일어나면 임무에 차질을 빚을 가능성이 높게 된다. 보통 식 지속시간은 1회 공전당 30분 이하의 범위를 갖는다.

위성의 자세를 제어할 때는 관성항법장치와 지구나 태양을 감지해 위성의 위치를 확인하는 탐지장치를 이용한다. 자세제어조건은 이 센서의 특징 및 부착된 위치 등에 따라 필요한 조작시 태양이나 지구를 볼 수 있는가를 고려해 주는 것으로, 이론적으로는 센서 설계시 이 제한조건을 없앨 수 있는데 실제로 SKYNET 4 계열의 위성은 발사시간대 계산시 이 제한조건은 고려하지 않았다. 지구 센서를 사용할 경우, 이 센서에 의해 지구양각이 얻어지는데 이 센서의 시야(Field of View) 내에 태양이 들어오면 오동작을 일으킬 수 있어서 MARECS 위성의 경우 AMF 2시간 이내에 태양과 지구의 겹침이 일어나면 안되고 ECS는 진근점각이 $160^\circ - 190^\circ$ 사이에 겹침이 있으면 안되었다(진근점각 $f = 180^\circ$ 일 때 AMF를 한다는 것을 고려).

달에 의한 영향을 살펴보면 지구나 위성에서 보면 달의 시직경과 태양의 시직경이 비슷하므로 달도 지구와 마찬가지로 태양을 가려서 2.2절에서 기술한 것과 마찬가지로 위성에 영향을 미칠 수 있다. 또한 달이 지구 센서의 FOV 내에 들어올 경우 지구 센서에 혼란을 일으킬 수 있다.

발사체와 발사장도 최적발사시간대에 영향을 미칠 수 있는데 발사체에 따라 주차궤도의 고도가 다르고 주차궤도까지 진입하는데 걸리는 시간에도 차이가 나며 발사장에서 발사 준비에 소요되는 시간도 다르게 된다. 또 발사체에 사용되는 연료의 종류에 따라 연료가 로켓에 채워진 채 유지될 수 있는 시간이 다르기 때문에 한번 발사가 연기되면 다음번 발사시간의 결정은 발사체의 지배를 받게 된다. 한편 발사장의 위도와 경도, 지구 중심으로부터의 거리, 발사 가능 방위각에 따라 주차궤도와 전이궤도, 더 나아가 목표궤도의 특성까지 결정하게 된다(Pattan 1993, Wertz 1986).

3. 계산과정과 프로그램

발사시간대계산은 지구-위성-태양간의 시간에 따른 상대적 위치를 구하는 것이 그 요체이다. 서로간의 상대적 위치를 알아야 하므로 각기 개별적 좌표계를 사용하는 것이 아니라 지구, 위성, 태양의 위치와 속도를 나타내는 하나의 공통된 기준 좌표계를 사용하는데 이 논문에서는 적도좌표계를 사용하였다.

3.1 승교점 적경(Ω)의 계산

발사장의 위치(위도, 경도), 전이궤도의 근지점 고도와 근지점 진입시 속도, 발사방향이 정해지면 지구 적도 좌표계상에서 궤도의 승교점적경이 고정된다. 지구는 자전과 공전을 하고 있으므로 발사시간에 따라 관성좌표계 상의 승교점적경은 계속 변하게 되고 결국 발사시간대란 승교점적경의 허용범위라고 할 수 있다. 관성좌표계에서의 승교점적경을 구하는 과정은 다음과 같다. 먼저 그리니치 좌표계의 좌표축 X_G, Y_G, Z_G 를 정의하면 X_G 는 지구중심에서 적도상의 그리니치 자오선을 가리키는 방향이고 Z_G 는 지구중심에서 북극방향, Y_G 는 이 두축과 우수계를 이루는 방향이다.

지구중심에서 주차궤도 진입점까지의 거리를 R_{mag} 이라하고 발사장의 위도를 ϕ , 경도를 λ 라 하면 진입지점의 벡터 \vec{R} 은 다음과 같다.

$$\vec{R} = R_{mag} \begin{pmatrix} \cos \phi \cos \lambda \\ \cos \phi \sin \lambda \\ \sin \phi \end{pmatrix}$$

이제 위성을 중심으로 하는 logical tangent 좌표계의 좌표축을 정의하면

$$\begin{aligned} \hat{Z}_L &= -\frac{\vec{R}}{R_{mag}} \\ \hat{Y}_L &= -\frac{\hat{Z}_L \times \hat{Z}_G}{|\hat{Z}_L \times \hat{Z}_G|} \\ \hat{X}_L &= -\frac{\hat{Y}_L \times \hat{Z}_L}{|\hat{Y}_L \times \hat{Z}_L|} \end{aligned}$$

이 된다. 이 좌표계에서의 속도벡터 \vec{V} 는

$$\vec{V} = |\vec{V}| \begin{pmatrix} \cos \Theta \cos \beta \hat{X}_L \\ \cos \Theta \sin \beta \hat{Y}_L \\ -\sin \Theta \hat{Z}_L \end{pmatrix}$$

가 된다. 이제 각운동량 단위 벡터 \hat{H} 와 승교점 단위 벡터 \hat{A} 는

$$\hat{H} = \frac{\vec{R} \times \vec{V}}{|\vec{R} \times \vec{V}|}, \quad \hat{A} = \frac{\hat{Z}_G \times \hat{H}}{|\hat{Z}_G \times \hat{H}|}$$

가 되고 승교점의 그리니치 좌표계에서의 경도 λ_0 는 아래와 같이 구해진다.

$$\begin{aligned} \sin \lambda_0 &= (\hat{X}_G \times \hat{A}) \cdot Z_G \\ \cos \lambda_0 &= X_G \cdot \hat{A} \\ \lambda_0 &= \arctan \left(\frac{\sin \lambda_0}{\cos \lambda_0} \right) \end{aligned}$$

그리니치 자오선의 적경 (RA)은 1950년 1월 1일 0시부터의 기산점을 사용할 경우 다음과 같이 구해진다.

$$RA = \dot{\Omega}_{EF} + 1.7466477191 + t_W(0.01720279145 + 5.0641 \times 10^{-15}t_W) \quad \text{radians}$$

여기서

$\dot{\Omega}_E$: 지구의 회전을 (radians/sec)

t_W : 1950.0부터의 Julian Date

t_F : 그날의 발사시간을 초로 환산한 것

이다. λ_0 와 RA가 구해졌으므로 관성좌표계상에서 승교점의 적경 Ω 는 아래와 같다.

$$\Omega = RA + \lambda_0$$

3.2 위성의 위치 및 속도 계산

초기치로 주어진 a, e, i, ω 와 3.1절에서 구해진 Ω , 또 고려되는 진근점 각 f 로부터 인공위성의 시선거리, 시선속도를 구하는 과정은 다음과 같다. f 는 각 위성임무에 따라 궤도전이 설계시 정해서 초기치로 입력한다. 적도좌표계내의 위성의 좌표중심에서부터의 거리 R 및 R_X, R_Y, R_Z 값과 속도벡터는 다음과 같다(Chobotov 1991).

$$\begin{aligned} R &= \frac{P}{1 + e \cos f} \\ R_X &= R[\cos \Omega \cos(\omega + f) - \sin \Omega \sin(\omega + f) \cos i] \\ R_Y &= R[\sin \Omega \cos(\omega + f) + \cos \Omega \sin(\omega + f) \cos i] \\ R_Z &= R[\sin(\omega + f) \sin i] \\ V_X &= v[\gamma(-\sin \omega \cos \Omega - \cos i \sin \Omega \cos \omega) - \sin f(\cos \omega \cos \Omega - \cos i \sin \Omega \sin \omega)] \end{aligned}$$

$$V_Y = \nu[\gamma(-\sin \omega \sin \Omega + \cos i \cos \Omega \cos \omega) - \sin f(\cos \omega \sin \Omega + \cos i \cos \Omega \sin \omega)]$$

$$V_Z = \nu[\gamma \sin i \cos \omega - \sin f \sin i \sin \omega]$$

여기서 $P = a(1 - e^2)$, $\nu = \sqrt{\mu/P}$, $a =$ 장반경, $\mu = 398600.8 \text{ km}^3/\text{sec}^2$, $e =$ 이심률, $\gamma = \cos f + e$, $i =$ 궤도 경사각, $\Omega =$ 승교점의 적경, $\omega =$ 근지점각 및 $f =$ 진근점각이다.

3.3 식 지속시간의 계산(Shadow Analysis)

식지속시간의 분석은 위성이 음영에 진입하는 진근점각과 나올 때의 진근점각을 구하고 음영에 머무르는 시간을 구하는 작업이다. 먼저 본영의 경우를 생각해 보면 지구중심에서 인공위성까지의 거리 r 은 다음과 같다(Danby 1962).

$$r = \frac{P}{1 + e \cos(\theta + \gamma)} \tag{1}$$

여기서

- $\theta =$ 음영원뿔의 중심선을 인공위성 궤도면에 투영시킨 선과 인공위성이 궤도면상에서 이루는 각
- $\gamma =$ 음영원뿔의 중심선을 인공위성 궤도면에 투영시킨 선과 근지점이 궤도면상에서 이루는 각.
- $\theta + \gamma =$ 진근점각
- $P = a(1 - e^2)$

이다. 또, 지구중심에서 음영과 궤도가 만나는 점까지의 거리 Q 는 다음과 같다.

$$Q = \frac{R}{\sin(h + j)} \tag{2}$$

여기서

- $R =$ 지구반경 = 6378.14km
- $h =$ 음영원뿔각의 반
- $j =$ 음영원뿔 중심선과 \vec{Q} 벡터 사이의 각

이다. (1)식의 r 과 (2)식의 Q 가 같을 때가 인공위성의 음영진입 또는 이탈순간이므로 두 식을 같다고 놓고 cosine 법칙을 이용하면 다음과 같이 정리된다.

$$\frac{P}{1 + e \cos(\theta + \gamma)} = \frac{R}{\sin h \cos \delta \cos \theta + \cos h \sqrt{1 - \cos^2 \delta \cos^2 \theta}} \tag{3}$$

여기서 $\delta =$ 음영원뿔의 중심선과 궤도면이 이루는 각이다. (3)식의 양변을 두 번 제곱하고 $\cos \theta$ 에 관해 정리하면

$$(A^2 - D^2 \cos^2 \delta) \cos^4 \theta + (-2AB) \cos^3 \theta + (B^2 + 2AC + D^2(1 + \cos^2 \delta)) \cos^2 \theta$$

$$+(-2BC) \cos \theta + (C^2 - D^2) = 0 \quad (4)$$

여기서

$$\begin{aligned} A &= (P \sin h \cos \delta - Re \cos \gamma)^2 + (Re \sin \gamma)^2 + (P \cos h \cos \delta)^2 \\ B &= 2R(P \sin h \cos \delta - Re \cos \gamma) \\ C &= R^2(1 - e^2 \sin^2 \gamma) - P^2 \cos^2 h \\ D &= 2PRe \sin \gamma \cos h \end{aligned}$$

가 된다. (4)식을 풀어서 얻은 실근 중에 위성이 태양과 지구사이의 가상의 음영원뿔에 진입한 것을 나타내는 근을 제외하고 남은 두 근이 얻고자 하는 근이다. Cosine 함수는 우함수이므로 $\cos \theta$ 는 θ 로 대체할 수 있고 $\theta + \gamma$ 가 진근점각이므로 위성이 음영원뿔에 진입하고 나오는 진근점각을 구할 수 있다. 반영일 경우는 본영일 경우의 반대편 원뿔을 고려하면 된다(Escobal 1965).

필요한 진근점각으로부터 식 지속시간을 구하는 과정은 다음과 같다. 먼저 구해진 진근점각을 평균 근점각으로 바꾸면 다음의 공식을 이용해 쉽게 식 지속시간을 구할 수 있다.

$$n(t - T) = M$$

$$Time = Period \times \left(\frac{M_{exit} - M_{entry}}{2\pi} \right)$$

4. 결과 및 토의

작성된 software를 이용하여 이미 발사된 SPOT 3 (우리별 2호와 함께 발사)와 앞으로 발사 예정인 KOREASAT의 발사시간대를 구하여 보았다. 초기치로 사용된 SPOT 3와 KOREASAT의 자료들을 표 1에 보였다.

승교점의 적경: 발사장 및 발사방향과 발사속도가 변하지 않는다면 승교점의 위치는 지구상의 일정한 지점 상공에 고정된다. 그러므로 발사장의 위치가 관성좌표계 내에서 변함에 따라 Ω 값도 바뀌게 된다. 하루 동안 발사장의 위치는 지구가 자전에 따라 관성좌표계 내에서 1회전 하므로 매 발사시간에 따른 Ω 값도 1회전하게 된다. 만약 하루중 특정 시간을 발사 시간으로 하고 1년동안의 Ω 값의 변화를 살펴보면 지구의 공전에 의해 Ω 값은 하루동안의 변화와 같은 방식으로 변하게 되며 이를 그림 1에 보였다.

태양 양각: 발사시간에 따라 근지점에서의 태양 양각도 바뀌게 되는데 앞의 승교점 적경의 변화와 마찬가지로 하루동안의 자전에 의한 효과와 1년 동안 공전에 의한 효과가 같은 모양으로 나타난다. 그림 2에 연간 변화형태를 보였으며 태양 양각의 제한조건으로 $65^\circ - 115^\circ$ (보통 120° 를

표 1. SPOT 3 과 KOREASAT 의 자료.

| | SPOT 3 | KOREASAT |
|------|------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|--------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| 발사날자 | 1993. 9. 26 AM 10: 21 - 10: 45 | 1995.5 예정 |
| 발사장소 | KOUROU 발사장 | KSC 예정 |
| 궤도요소 | $a = 7181.678km$ $e = 0.001313$ $i = 98.744^\circ$ $\omega = 118.459^\circ$ $\Omega = 8.371^\circ \pm 2.5^\circ$ | $a = 24947.66km$ $e = 0.69$ $i = 20.4^\circ$ $\omega = 273.4^\circ$ $T = 2449811.069611 (J. D.)$ |
| 제한조건 | 식지속시간 : < 30분 태양양각 : $65^\circ \ll 120^\circ$ | 식지속시간 : < 30분 태양양각 : $65^\circ \ll 120^\circ$ |

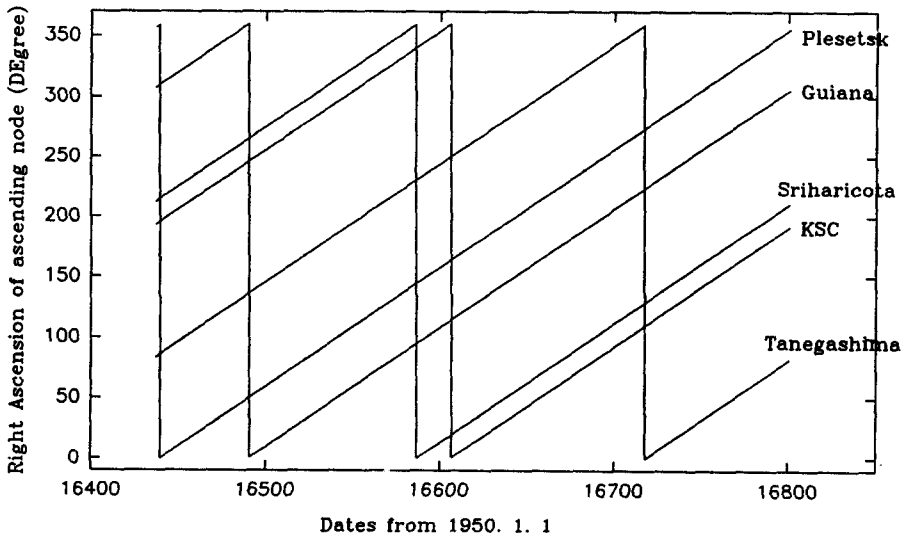


그림 1. 다양한 발사장의 Ω 값의 연간 변화.

쓰기도 한다)를 표시했다.

식 지속시간: 위성이 궤도를 1번 공전하는 동안 일어나는 식 지속시간의 변화를 1년 중 처음 20여 일 정도 보였다. 제한조건을 30분 이하로 할 경우 하루에 2번 발사시간대가 있음을 알 수 있다 (그림 3).

Kitsat 2 (우리별 2호)가 발사될 때 주 Payload로 발사된 위성이 SPOT 3인데 우리별 2호 같은 소형 위성의 경우 주 Payload의 발사시간대를 따르는 것이 일반적이다. 그림 4에 SPOT 3의 Ω 허용범위인 $8.371^\circ \pm 2.5^\circ$ 및 태양 양각, 식 지속시간, 태양센서 제한조건을 만족시키는 발사시간대와 실제 발사시간인 1993년 9월 26일 오전 1시 21분부터 1시 45분(그리니치 표준시)을 보였다.

정지궤도로 올라가는 KOREASAT의 경우 Ω 의 제한조건은 없는 ($i = 0^\circ$ 이므로) 반면 작동 궤도까지 진입하는 과정이 어떻게 설계되었는가(예를들어 AMF time 같은)에 따라 발사시간대가 달라질 수 있다. 표 1 및 제 2장의 제한조건을 이용해서 구한 발사 시간대는 그림 5에 보였고 궤도전이과정에서 $f = \pm 30^\circ$ 일때의 제한조건도 같이 고려해서 구한 발사시간대를 그림 6에 보였다. 그러나 아직 정확한 궤도전이 과정이 결정되지 않은 상태이고 궤도전이 과정을 결정하는 것은 이 논문의 범위를 벗어나므로 그림 6의 결과는 실제와 다를 수 있음을 밝혀둔다.

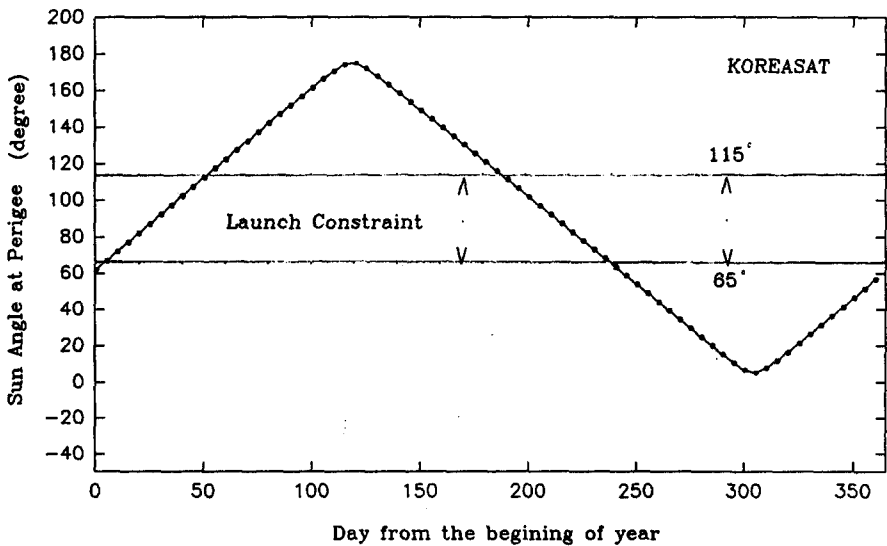


그림 2. KOREASAT의 근지점에서의 태양양각.

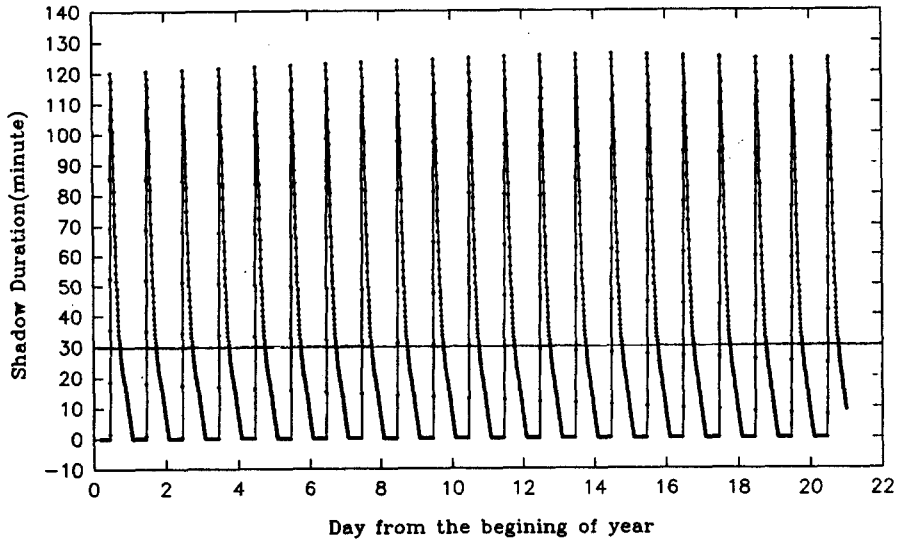


그림 3. KOREASAT의 식 지속시간의 변화.

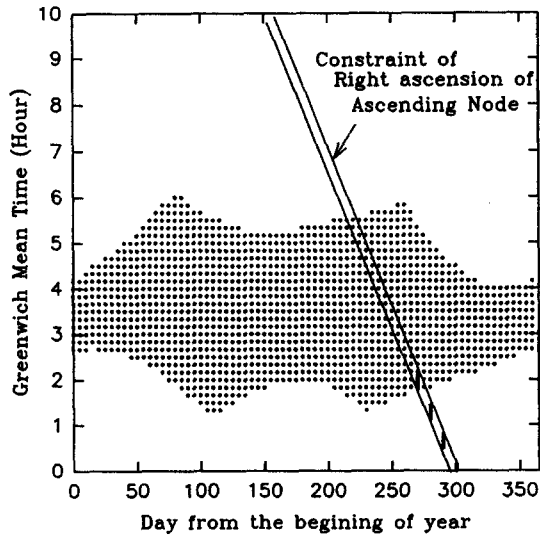


그림 4. SPOT 3의 발사시간대.

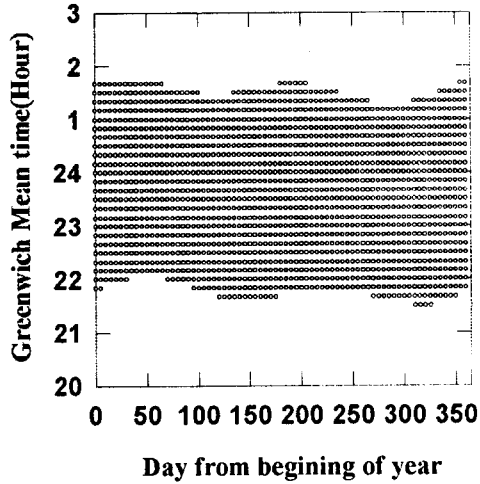


그림 5 Mission 을 고려하지 않은 KOREASAT 의 발사시간대.

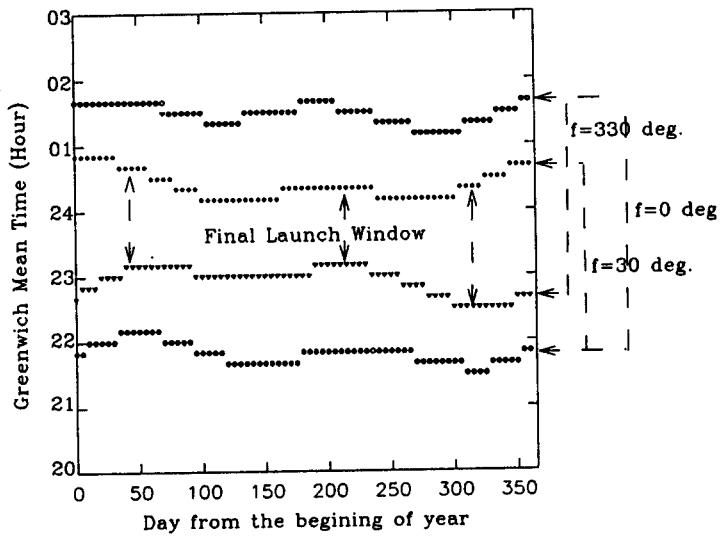


그림 6 Mission을 고려한 KOREASAT 의 발사시간대.

참고 문헌

- Chobotov, V. A. 1991, *Orbital Mechanics* (AIAA: Washington), pp 144-286
- Cultis, A. R. 1992, *Space Almanac*(Gulf Publishing: Houston), pp 397-398
- Danby, J. M. A. 1962, *Fundamentals of Celestial Mechanics* (MacMillan: New York), pp 155-159
- Escobal, P. R. 1965, *Method of Orbit Determination* (John Wiley & Sons: New York), pp 155-161
- Pattan, B. 1993, *Satellite Systems: Principles & Technologies* (Van Nostrand Reinhold: New York), pp 76-130
- Pocha, J. J. 1985, *An Introduction to Mission Design for Geostationary Satellite* (D.Reidel Publishing Company: Dordrecht), pp 1-25
- Prichard, W. L., Suyderhoud, H. G. & Nelson, R. A., 1993, *Satellite Communication Systems Engineering*(Prentice-Hall: New Jersey), pp 226-230
- Wertz, J. R. 1986, *Spacecraft Attitude Determination & Control* (D.Reidel Publishing Company: Dordrecht), pp 373-401
- Wertz, J. R. & Larson, W. J. 1991, *Spacemission Analysis & Design* (Space Technology Library: Dordrecht), pp 135-137