論文 97-22-12-16

고정위성통신에서 최적 위성궤도 선정방법

正會員 권 태 곤*, 박 세 경*, 김 재 명*

A Method for the Satellite Orbital Positions Determination in the Fixed Satellite Communication

Tae Gon Kwon*, Se Kyoung Park*, Jae Moung Kim* *Regular Members*

요 약

위성통신의 한정된 자원(궤도, 주파수 등)을 효율적으로 사용하여, 고정위성통신 시스템간의 간섭 효과를 최소화하도록 고정통신위성의 궤도를 선정하는 것이 바람직하다. 본 논문에서는, 정지위성궤도상에 있는 기존 위성의 국제등록현황을 고려하여, 위성망간의 간섭효과가 가장 작도록 최적화 기법을 이용한 위성궤도선정 방법을 제안하였다. 그리고 제안된 방법이 위성궤도선정에 적합함을 시뮬레이션을 통하여 확인하였다.

ABSTRACT

To determine the satellite orbital positions considering interference caused by inter-satellite systems is one of the most important issues in terms of optimal usage of satellite network resources. In this paper, considering ITU filing situation, we present the satellite orbital positions determination method to minimize inter-satellite system interference effect in the fixed satellite communication using an optimization method. Through the computer simulation, it was shown that the proposed method is suitable to determine the satellite orbital positions.

Ⅰ. 서 론

최근 정지위성을 이용한 위성통신의 급성장으로 인하여, 한정된 정지위성궤도는 보다 더 많은 위성을 수용해야 하고, 이를 위해서는 위성궤도자원을 효율적으로 이용할 수 있는 방법이 사용되어져야 한다[1]. 1995년 초까지 동경 66°에서 동경 166°사이 Ku 대역(14/GHz/11GHz)을 사용하는 위성의 1°당 평균 위성수는 운용중인 위성과 국제등록중인 위성을 포함하여(Allotment Plan을 사용하는 위성은 제외) 약 1.08개로서 1°당 1개가 넘어가고 있는 실정이다. 일반적으로 동일 주파수 대역을 상용하는 위성간 양립할 수 있는 적절한 궤도이격 각도를 C 대역에서는 약 3°-4°, Ku 대역의 경우 약 2° 정도로 알려져 왔으나, 위성간의 양립성을 좌우하는 간섭량이 궤도 이격거리뿐만

*한국전자통신연구원 위성통신시스템연구부
論文番號:97242-0721
接受日字:1997年 7月 21日

아니라 각 위성의 서비스지역, 제공서비스 종류 및 전송제원 등에 의해 결정되기 때문에, 단순히 궤도 이격각도만을 고려하여 적절한 궤도위치를 선정한다는 것은 곤란하다. 그러나 관련되는 많은 타위성들의 서비스 지역 및 전송제원들을 고려하여 상호 간섭효과가 최소로 되는 최적의 궤도위치를 선정하기 위해서는 매우 긴 작업시간과 주관청의 많은 노력을 필요로 하게 되어 사실상 어렵다.

위성시스템간 간섭효과를 고려하여 위성의 궤도위치를 선정하는 방법이 여러 연구에서 다루어졌다[2-5]. 기존의 여러 연구에서는, 정지위성궤도가 궤도위치를 가변시킬 수 있는 위성(가변위성)들로 구성되어 있는 경우, 위성간의 절대 간섭허용 기준하에서 모든 위성을 배치하는데 필요한 궤도범위가 최소가 되도록 각 위성의 궤도위치를 선정하는 데에 중점을 두고 있다.

그러나 실제 정지위성궤도는, 현재 운용중이어서 위성의 궤도위치가 가변될 수 없는 운용중인 위성(이하 "운용위성"이라 함.)과, 국제전기통신연합에 등록절차중에 있어서 타위성과의 조정절차에 따라 위성의 궤도위치가 어느 정도의 범위내에서 가변될 수 있는 국제등록중인 위성(이하 "등록위성"이라 함.)들로 구성되어 있기 때문에, 신규위성의 궤도를 선정하기 위해서는 이러한 실제 정지위성궤도상의 각 위성들의 궤도위치의 가변 특성을 고려해야 한다. 즉 신규위성의 궤도선정시 기존의 운용위성들의 궤도위치는 가변되어서는 안되고 등록위성들의 궤도위치는 고정되어 있거나 일정 궤도범위내에서 가변될 수 있어야 한다. 또한, 신규위성 궤도선정시에는 주어진 신규 위성 전송제원에서 타위성과의 간섭효과가 최소로 되는 궤도를 선정해야 하기 때문에, 절대 간섭허용 기준을 만족하는 신규위성궤도를 선정하는 것보다는, 위성간 간섭이 상대적으로 최소인 신규위성궤도를 선정해야 한다. 이 때 선정된 궤도에서 신규 위성과 타위성간의 간섭효과가 절대 간섭허용 기준을 초과하더라도 신규위성의 전송제원을 조정하여 위성통신 시스템을 운용할 수 있다.

기존의 연구는 실제 정지위성궤도현황을 고려하지 못하고 있으며, 또한 이러한 궤도현황하에서 신규위성과 기존의 위성간의 상호간섭효과를 최소로 하는 최적 신규위성궤도를 선정하는 데는 적합하지 못하다. 따라서 본 논문에서는, 실제 정지위성궤도상의 운용위성과 등록위성의 현황을 고려하여, 신규위성과 기존의 위성간의 상호간섭효과를 최소로 하는 정지위성궤도상에서의 최적 위성궤도위치를 선정하는 방법을 제안하고자 한다.

II장에서는 정지위성궤도상의 운용위성 및 등록위성의 궤도위치가 고정되어 있는 경우(case 1)에 신규위성의 최적궤도위치를 찾는 방법을 제안하고, III장에서는 정지위성궤도상의 운용위성의 궤도위치는 고정되고 등록위성의 궤도위치가 일정범위내에서 가변되는 경우(case 2)에 신규위성의 최적궤도위치를 찾는 방법을 제안한다. IV장에서는 컴퓨터 시뮬레이션을 이용한 전수탐색방법(exhaustive search method)과의 비교를 통하여 제안된 방법을 확인하도록 한다.

II. Case 1 궤도선정

본 장에서는 정지위성궤도상의 운용위성 및 등록위성의 궤도위치가 고정되어 있는 경우에 신규위성의 최적 궤도위치를 찾는 방법을 기술한다.

일반적으로 위성간의 간섭을 평가하는 방법으로는 C/I(Carrier to Interference Power Ratio) 마진을 사용하며, 그림 1과 같은 구성에서, 간섭위성 j가 피간섭위성 i에 주는 단일 C/I 마진 M_{ij}는 식(1)을 적용하여 계산할 수 있다[6].

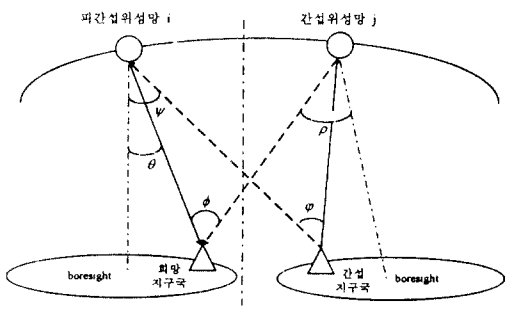


그림 1. 위성간 간섭

$$M_{ij} = (C/I)_{ij} - (C/I)_{req}\ [dB]$$

$$(C/I)_{ij} = -10\log\left(10^{-(C/I)_{Up}} + 10^{-(C/I)_{Dn}}\right)\ [dB] \qquad (1)$$

$$(C/I)_{Up} = p_1 + g_1 + g_2(\theta) - (p_1' + g_1'(\varphi) + g_2(\psi) + F) - \Delta L_u + Y_u$$

$$(C/I)_{Dn} = p_3 + g_3(\theta) + g_4 - (p_3' + g_3'(\rho) + g_4(\phi) + F) - \Delta L_d + Y_d$$

여기서 $(C/I)_{req}$는 요구 C/I를 나타내고 p, g는 송신 전력과 송/수신 안테나 이득을 표시하고, 아래첨자 1, 2, 3, 4는 각각 송신지구국, 수신위성, 송신위성, 수신 지구국을 표시하며 '은 간섭위성의 제원을 표시한다. 또한 L과 Y는 각각 경로손실차와 편파분리 이득차를 의미한다. $F=10\log(BW_1/BW_2)$로 정의되며, BW_1과 BW_2는 각각 희망 및 간섭위성의 전송신호 대역폭이다. 한편, 각 항목의 단위는, 전력은 dBW, 안테나이득은 dBi, 그 외는 dB를 사용한다.

최적 위성궤도 선정 기준으로는, 신규위성이 타위성에 주는 단일 C/I 마진중 최소를 최대로 하는 것, 신규위성이 타위성으로부터 받는 단일 C/I 마진중 최소를 최대로 하는 것의 두 가지로 분류할 수 있으며, 본 논문에서는 두 기준이 유사하므로 전자에 대해서만 기술하기로 한다.

Case 1 궤도선정에 대한 목적함수는 식 (2)와 같이 나타낼 수 있다.

$$\text{Max } f(\theta)$$
$$\text{subject to } a \le \theta \le b$$
$$\text{여기서 } f(\theta)=\min\{M_{ij}: i=1,\dots n,\ j \ne i\} \qquad (2)$$

a, b: 신규위성 궤도범위의 하한, 상한

위성망 j: 신규위성망

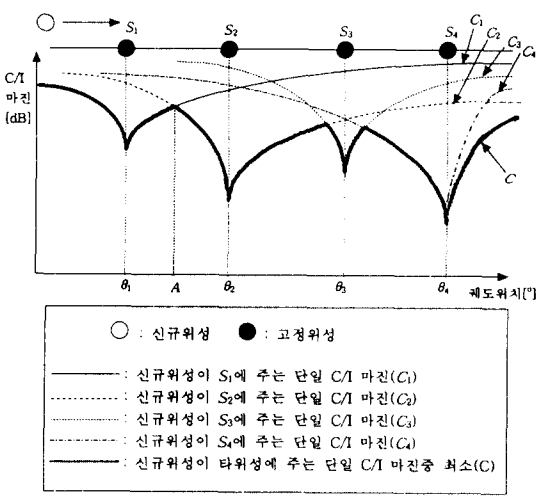


그림 2. 신규위성의 궤도위치 변화에 따른 타위성과의 단일 C/I 마진

그림 2에서, 곡선 C_1, C_2, C_3 및 C_4는 각각 신규위성의 궤도위치 변화에 따른 신규위성이 타위성 S_1, S_2, S_3, 및 S_4에 주는 단일 C/I 마진을 나타내며, θ_1, θ_2, θ_3 및 θ_4는 각각 위성 S_1, S_2, S_3, S_4의 궤도위치를 나타낸다. 곡선 C(굵은 곡선)는 신규위성이 타위성에 주는 단일 C/I 마진 곡선들중 최소를 나타내며, 식 (2)에서의 $f(\theta)$는 그림 2의 곡선 C가 된다. 목적식을 달성하는 것은 $f(\theta)$가 최대일 때의 θ를 찾는 것이고, 이는 곡선 C에서 최대일 때의 궤도위치를 찾는 것이다.

곡선 C_1은 S_1의 궤도위치 θ_1에서 극소점을 가지며, 이 θ_1에서 멀어지면서 단조증가하는 특성을 갖는다. 왜냐하면, 궤도이격각의 증가에 따라 위성간의 간섭량이 감소하기 때문이다. 그리고, 인접한 두 위성으로 구성되는 임의의 궤도구간내에서는 극소점이 존재하지 않는다. 이와 같은 특성은 곡선 C_2, C_3 및 C_4에 대해서도 마찬가지이다. 따라서 임의의 궤도구간내에서, 복수개의 단일 C/I 마진 곡선중에서 최소값만을 연결하는 새로운 곡선(굵은 곡선)을 만들 경우, 그림 3의 (a)와 같은 1개의 단조 감소(또는 증가)하는 곡선이나 그림 3의 (b), (c) 등과 같은 단조증가 및 단조감소하는 곡선들의 연결선으로 나타나므로, 한 궤도구간내에서 최대값을 갖는 지점(그림 3에서 ■)은 1개만 존재하게 된다. 그림 3에서 θ_i와 θ_{i+1}은 각각 i번째와 $i+1$번째 위성의 궤도위치를 나타내고 각각의 곡선은 단일 C/I 마진 곡선을 나타낸다.

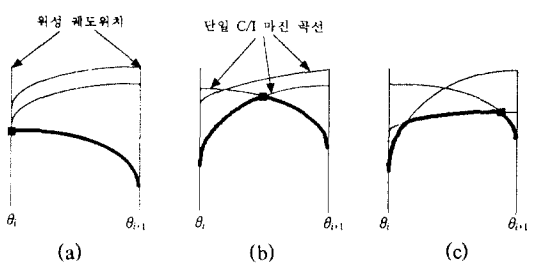
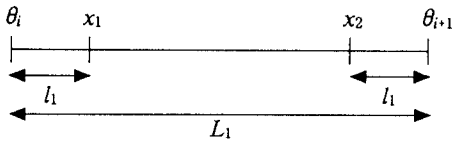


그림 3. 최소 단일 C/I 마진 곡선의 형태

그러므로 그림 2의 곡선 C는 위성궤도위치 사이의 각 구간마다 한 개의 최대값을 가지게 되고, 각 구간에 대해서 Fibonacci 알고리즘[7]을 적용하여 구간최대값을 구할 수 있다. 궤도구간 $[\theta_i, \theta_{i+1}]$에서 최소 단일 C/I 마진 곡선의 최대값은 다음과 같이 찾을 수 있다.



Step 1 : 초기 최대값 존재구간 $[A_0, B_0]=[\theta_i, \theta_{i+1}]$

Step 2 : 첫번째 사이클에서의 최대값 존재구간 $[A_1, B_1]$

$$l_1=\frac{F_{N-2}}{F_N} L_1$$

여기서 F_N : Fibonacci 수열

$x_1=A_0+l_1=\theta_i+l_1$

$x_2=B_0-l_1=\theta_{i+1}-l_1$

i) $f(x_1)>f(x_2)$ 경우

$[A_1, B_1]=[A_0, x_2]=[A_0, B_0-l_1]$

ii) $f(x_1)<f(x_2)$ 경우

$[A_1, B_1]=[x_1, B_0,]=[A_0+l_1, B_0,]$

여기서 $f(x)$: 신규위성의 궤도위치 $=x$일 때의 단일 C/I 마진

Step 3 : k번째 사이클에서의 최대값 존재구간

$$l_k=\frac{F_{N-(k+1)}}{F_{N-(k-1)}} L_k$$

$x_1=A_{k-1}+l_k$

$x_2=B_{k-1}-l_k$

i) $f(x_1)>f(x_2)$ 경우

$[A_k, B_k]=[A_{k-1}, x_2]=[A_{k-1}, B_{k-1}-l_k]$

ii) $f(x_1)<f(x_2)$ 경우

$[A_k, B_k]=[x_1, B_{k-1}]=[A_{k-1}+l_k, B_{k-1}]$

여기서 f(x) : 신규위성의 궤도위치=x일 때의 최소 단일 C/I 마진

최대값 존재구간이 충분히 작아지면 그 때의 궤도위치가 곡선에서 최대값을 나타내는 궤도위치가 된다.

상기 Step 1, 2, 3을 각 궤도구간에 대해서 반복하여 구간 최대값과 그 때의 궤도위치를 찾은 후, 각 구간 최대값중 전체 최대값을 구한다. 이 전체 최대값에 해당하는 궤도위치가 신규위성의 최적 궤도위치가 된다. (그림 2에서 궤도위치 A)

Ⅲ. Case 2 궤도선정

본 장에서는 정지위성궤도상의 운용위성의 궤도위치가 고정되고, 등록위성의 궤도위치가 가변되는 경우에 신규위성의 최적궤도위치를 찾는 방법을 기술한다. Case 2 궤도선정에서는 신규위성뿐만 아니라 등록위성의 궤도위치도 가변될 수 있으므로, 신규위성의 궤도를 선정할 때 등록위성의 궤도위치도 동시에 선정되어야 한다. 따라서 case 2 궤도선정에서는 등록위성이 신규위성으로 취급되어 복수개의 신규위성에 대한 최적 궤도위치를 선정해야 하는 경우가 된다. 각 가변위성이 움직일 수 있는 궤도범위간의 중복과 가변위성의 궤도범위내에 고정위성의 존재로 인하여 매우 많은 위성배치 순서조합이 생기기 때문에, case 2 궤도선정방법은 case 1 궤도선정방법과는 많이 다르다.

정지위성궤도가 그림 4에서와 같이 3개의 고정위성(S_4, S_5, S_6)과 3개의 가변위성(S_1, S_2, S_3)으로 구성되어 있다고 하자. a_1, b_1, a_2, b_2, a_3, b_3은 각각 S_1, S_2, S_3의 가변 궤도범위의 하한 및 상한을 나타낸다. 그림 4에서 가능한 위성배치 순서조합은 142536, 142563, 145326, 145236, 145263... 등이 나오고, 조합의 수는 위성 수와 가변 궤도범위가 증가할수록 급속하게 증가하고, 또한 각각의 위성배치순서 조합에 대하여 복수의 가변위성에 대한 궤도를 선정해야 하므로 이는 매우 어려운 일이다.

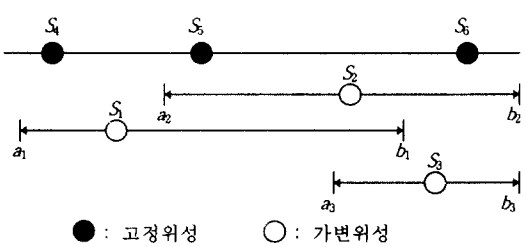


그림 4. Case 2의 정지위성궤도 현황 예

주어진 궤도범위내의 총 위성 수가 n개이고, 그 중 신규위성을 포함한 p개의 가변위성이 있을 때, case 2 궤도선정에 대한 목적함수는 식 (3)과 같이 나타낼 수 있다.

$$\text{Max } f(\hat{\theta})$$
$$\text{subject to } a_j \le \theta_j \le b_j,\ j=1,...,p \qquad (3)$$

여기서 $f_j(\hat{\theta}) = \min\{M_{ij} : i=1,...,n,\ i \neq j\},\ j=1,...,p$

$f_j(\hat{\theta}) = \min\{f_1(\hat{\theta}),..., f_p(\hat{\theta}),\}$

a_j, b_j: 가변위성 j의 궤도범위 하한, 상한

p: 가변위성 수

정형화된 알고리즘을 적용하여 식 (3)의 목적함수를 풀기가 매우 힘들기 때문에 다음과 같은 방법을 제안한다.

그림 4에서, 우선 S_1, S_2, S_3을 각각의 공칭궤도위치에 배치시킨 후, 가변위성을 열(간섭위성)로 하고 전체 위성을 행(피간섭위성)으로 하는 C/I 마진 행렬을 계산한다. 계산된 C/I 마진 행렬의 예가 다음과 같은 경우, 최소의 행렬 요소값에 해당하는 가변위성을 찾는다.

가변위성 / 전체위성	S_1	S_2	S_3
S_1	-	5.9	8.5
S_2	3.7	-	4.3
S_3	3.0	1.4	-
S_4	0.5	7.2	9.2
S_5	1.9	4.8	7.8
S_6	6.8	4.1	4.5

이 경우에는 최소 행렬 요소값이 0.5이고 그에 해당하는 가변위성이 S_1이 된다. 이 S_1을 제외한 다른 위성들을 현재의 궤도위치에 고정시킨 채로 S_1의 최적궤도를 찾는다. S_1을 제외한 다른 위성의 궤도위치가 고정되어 있어 S_1의 가변 궤도범위내($a_1 \sim b_1$)에는 4개의 궤도구간 $a_1 \sim S_4$, $S_4 \sim S_5$, $S_5 \sim S_2$, $S_2 \sim b_1$이 생기므로, 각 궤도구간에 대하여 S_1을 신규위성으로 하는 case 1 궤도선정방법을 적용하여, S_1의 가변범위내에서 최적궤도위치를 찾을 수 있다. 이때 case 1 궤도선정방법을 사용하여 S_1의 궤도를 선정하되, S_1의 궤도위치 변화로 인하여 다른 가변위성 S_2와 S_3이 S_1에 주는 단일 C/I 마진값이 현재의 최소 행렬 요소값보다 작아져서는 안되기 때문에, case 1 궤도선정방법의 변형된 방법을 도입해야한다. 즉, 신규위성으로 선택된 간섭위성이 S_1이라고 할 때, S_1의 궤도위치를 가변시키면 S_2와 S_3이 S_1에 주는 단일 C/I 마진이 현재의 최소값보다 더 악화될 수 있기 때문에, S_1을 신규위성으로 하는 Case 1 궤도선정방법을 사용하되 S_2와 S_3이 S_1에 주는 단일 C/I 마진 즉, S_1이 S_2와 S_3으로부터 받는 단일 C/I 마진도 동시에 고려되어야 한다(case 1-1 궤도선정방법). 이 case 1-1 궤도선정방법에서는 최소 단일 C/I 마진 곡선을 만들 때 S_1이 타위성에 주는 단일 C/I 마진 곡선뿐만 아니라 S_1이 S_2와 S_3으로부터 받는 단일 C/I 마진 곡선도 포함이 된다.

다음, 두번째 최소 행렬 요소값 1.4에 해당하는 가변위성(S_2)을 찾는다. 이 S_2에 대하여 상기 과정을 반복한다. 만약 해당 가변위성이 바로 전에 궤도배치한 위성인 S_1인 경우에는, S_1의 궤도를 가변시켜도 더 이상 최소 C/I 마진이 좋아지지 않기 때문에 다른 가변위성이 될 때까지 다른 행렬 요소값에 해당하는 가변위성을 찾는다.

모든 행렬 요소에 대하여 상기 과정을 반복한 후, 가변위성의 궤도선정과정 전과 후의 단일 C/I 마진차가 충분히 작으면 본 과정을 끝내고, 그렇지 않으면 상기 과정을 반복한다.

다음은 총 위성 수가 n개, 가변위성 수가 p개(신규위성 1개 +등록위성 p−1개), 운용위성 수가 n−p개인 경우에 대하여 상기 과정을 일반화한 알고리즘을 나타낸 것이다.

Step 0: 총 위성 수: n
가변위성 수: p(신규위성 1개 +등록위성 $p-1$개)
공칭궤도에 위성들을 초기배치한다.

Step 1: C/I 마진 행렬 요소정보를 저장할 변수를 초기화
$PrevCI[i]=0,\ i=1,...,n*p$

Step 2: Case 1 궤도선정방법을 사용하여 신규위성의 궤도를 배치

Step 3: C/I 마진행렬 계산
가변위성을 열에, 모든 위성을 행에 배치한 후, 열의 위성에서 행의 위성으로 주는 C/I 마진을 요소로 하는 C/I 마진행렬을 만든다.

행렬 요소값을 작은 순서대로 나열한다.

간변위성 / 전체위성	S_1	...	S_j	...	S_p
S_1	-		M_{1j}	...	M_{1p}
...	...	...	...	...	
S_i	M_{i1}	...	M_{ij}	...	M_{ip}
...	...	...	...	...	...
S_p	M_{p1}	...	M_{pj}	...	-
...	...	...	...	...	...
S_k	M_{k1}	...	M_{kj}	...	M_{kp}
...	...	...	...	...	...
S_n	M_{n1}	...	M_{nj}	...	M_{np}

OrderCI[l]: l번째 작은 C/I 마진값

OrderJ[l]: *OrderCI*[l]에 해당하는 간섭위성

Step 4: $i=0$

PrevJ = 0

Step 5: $i=i+1$

IF $i > n$ GOTO Step 6

IF *OrderJ*[i] = *PrevJ* THEN

GOTO Step 5

ELSE

OrderJ[i]를 신규위성으로 하는 case 1-1 궤도선정방법을 사용하여 *OrderJ*[i]의 궤도를 배치

ENDIF

PrevJ = *OrderJ*[i]

GOTO Step 5

Step 6: 이전 C/I 마진값과 현재 C/I 마진의 비교

$i=0$

100 $i=i+1$

IF($|OrderCI[i]-PrevCI[i]| > e$) THEN

where $e=0.001$ [dB]

GOTO Step 7

ELSE

IF($i < n$) GOTO 100

STOP

ENDIF

Step 7: 현재의 C/I 마진 행렬 요소값 정보를 저장

PrevCI[i] = *OrderCI*[i], $i=1,\ldots,n*p$

GOTO Step 3

Ⅳ. 시뮬레이션 및 고찰

본 논문에서 제안된 방법을 이용하여 선정된 위성궤도위치 결과와 전수탐색방법을 이용하여 선정된 위성궤도위치 결과와의 비교를 통하여 제안된 방법을 검증하고자 한다.

본 논문의 시뮬레이션에서는, 전수탐색방법의 적용을 용이하게 하기 위하여, 실제 상황보다 훨씬 적은 10개의 위성을 고려하였으며, 사용한 위성 데이타

표 1. 위성 데이타(I)

항목	제원
위성 수	운용위성:7개 국제등록중인 위성:2개 신규위성:1개
지구국 송신안테나 최대이득	48.24 [dBi]
지구국 수신안테나 최대이득	44.69 [dBi]
지구국 안테나 방사패턴	$G=G_m$ [dBi] for $\theta \le 1°$ $G=32-25\log\theta$ [dBi] for $\theta > 1°$
위성 송신안테나 최대이득	44.61 [dBi]
위성 수신안테나 최대이득	44.61 [dBi]
위성 안테나 방사패턴	$g=g_m-10*\log(1.+(\Phi/\Phi_0)^a$ [dBi] $a=3.5$
where G_m: 지기국 안테나 최대이득 θ: 지구국 안테나 off-oxis 각 g_m: 위성 안테나 최대이득 Φ: 위성 안테나 off-axis 각 Φ_0: 위성 안테나 반전력 빔폭각	

표 2. 위성 데이타(II)

위성					①	②	③	④	⑤
ID	상태	궤도[°]	하한[°]	상한[°]	[°]	[°]	[°]	[dB]	[dB]
1	운용	0.9	-	-	3.1	45.9	2.1	-0.2	-26.3
2	등록	1.4	-2.0	2.9	29.3	10.3	3.0	4.7	-25.5
3	운용	2.6	-	-	20.0	41.4	0.8	-7.7	-28.2
4	운용	4.6	-	-	-5.9	7.8	1.4	0.0	-23.1
5	신규	-	2.5	8.7	14.4	35.9	0.8	-9.3	-30.4
6	운용	7.9	-	-	9.5	47.2	0.8	-9.3	-31.2
7	등록	9.4	8.5	11.6	34.1	38.9	2.8	0.9	-26.0
8	운용	10.2	-	-	-1.4	12.2	1.7	-0.3	-25.0
9	운용	11.2	-	-	16.7	60.9	1.1	-6.4	-28.6
10	운용	12.8	-	-	-15.9	28.5	0.8	-9.3	-29.2

를 공통적인 항목과 각 위성에 대한 항목으로 나누어 표 1과 표 2에 각각 나타내었다.

표 2에서 ID는 위성의 ID이고, 상태는 운용, 등록 및 신규위성을 나타내고, 궤도는 운용위성에 대해서는 운용 궤도위치를, 등록위성에 대해서는 공칭궤도 위치를 나타내고, 하한/상한은 가변위성의 가변 궤도 범위의 하한/상한을 나타내며, 또한 ①열~⑤열은 각각 위성 안테나 boresight 경도, 위성 안테나 boresight 위도, 위성 안테나 반전력 빔폭각, 지구국 송신 전력, 위성 송신 전력을 나타낸다.

먼저 신규위성인 위성 5를 제외한 나머지 위성의 궤도위치를 고정시킨 경우(Case 1), 제안된 방법과 전수탐색방법을 이용하여 선정된 신규위성의 최적 궤도위치와 그 때의 단일 C/I 마진을 표 3에 나타내었으며, 위성 5의 가변 궤도범위의 하한과 상한은 각각 0.9°와 12.8°이고, 전수탐색방법에서의 최소 탐색 간격은 0.001°로 하였다. 표 3에서 굵은 글씨체의 C/I 마진값은 단일 C/I 마진중 최소값을 나타낸다.

표 3. Case 1 궤도선정 결과

위성		제안된 방법		전수탐색방법	
ID	궤도 [°]	궤도 [°]	C/I 마진 [dB]	궤도 [°]	C/I 마진 [dB]
1	0.9	–	38.226	–	38.226
2	1.4	–	37.852	–	37.852
3	2.6	–	27.822	–	27.821
4	4.6	–	21.780	–	21.778
5	–	5.484	–	5.484	–
6	7.9	–	19.119	–	19.120
7	9.4	–	37.451	–	37.452
8	10.2	–	38.578	–	38.578
9	11.2	–	36.454	–	36.455
10	12.8	–	35.624	–	36.624

표 3에서, 제안된 방법과 전수탐색방법에서 위성 5의 최적 궤도위치는 5.484°로 동일함을 알 수 있다. 두 방법에서, 신규위성이 타위성에 주는 단일 C/I 마진 중 최소는 위성 5가 위성 6에 주는 단일 C/I 마진이며, C/I 마진값은 각각 19.119[dB]와 19.120[dB]로 거의 같으며, C/I 마진에서 미소한 차이가 나는 것은 궤도위치의 표기하는 자리수 이하에서 다르기 때문이다.

Case 1에 대한 본 시뮬레이션의 경우, 위성 5의 궤도위치를 선정하기 위해 필요한 계산량을 두 위성간의 C/I 마진 계산 수로 개략적으로 표시하면 다음과 같으며, 표 4에 요약하여 나타내었다.

제안된 방법:

(궤도구간당 사이클 수)x(궤도구간 수)x(총 위성 수−1)

$=16\times8\times9=1{,}152$

여기서

궤도구간당 사이클 수: 한 궤도구간에 대해서 적용된 Fibonacci 알고리즘에서의 사이클수

전수탐색방법:

(위성 5의 궤도범위)/(탐색간격)x(총 위성 수−1)

$=(12.8°-0.9°)/0.001°\times9=107{,}100$

표 4. Case 1 궤도선정에서 계산량 비교

제안된 방법	전수탐색방법	감소율
1,152	107,100	107,100/1,152 = 92.97

표 4에서 알 수 있듯이, 본 시뮬레이션의 경우 제안된 방법이 전수탐색방법보다 계산 속도면에서 약 93배정도 빠르다고 할 수 있다.

Case 2 궤도선정에서 제안된 방법과 전수탐색방법에 대한 결과를 각각 표 5와 표 6에 나타내었다. 이 때 전수탐색방법에서의 탐색간격은 0.1°로 하였다.

표 5. Case 2에서 제안된 방법에 대한 결과

가변위성 / 전체위성	2	5	7	궤도위치
1	22.580	38.226	36.704	
2	-	44.347	42.744	-1.998
3	20.903	27.820	28.111	
4	32.866	21.779	32.217	
5	24.742	-	20.540	5.484
6	26.331	19.120	**13.719**	
7	38.215	37.103	-	9.277
8	38.898	38.578	13.724	
9	32.947	36.455	14.940	
10	32.264	36.624	20.019	

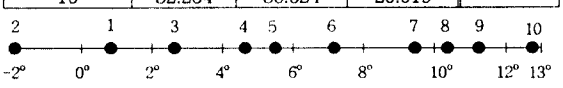


표 6. Case 2에서 전수탐색방법에 대한 결과

전체위성 \ 가변위성	2	5	7	궤도위치
1	22.587	38.263	36.734	
2	-	44.373	42.767	-2.0
3	20.907	27.880	28.148	
4	32.869	21.969	32.269	
5	24.767	-	20.559	5.5
6	26.333	19.015	**13.831**	
7	38.239	37.125	-	9.3
8	38.900	38.542	13.456	
9	32.949	36.425	14.812	
10	32.266	36.601	19.950	

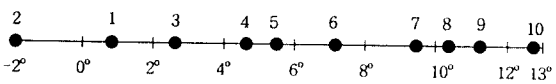
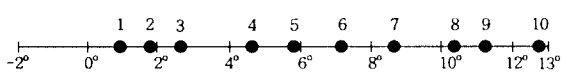


표 7은 가변위성이 가변 궤도구간내에서 인접한 두 고정위성의 궤도위치사이의 중간 위치에 임의 배치되었을 때의 결과이다. 표 5, 6, 7에서 2~4열은 가변위성을 나타내고 행은 모든 위성을 나타내며, 표의 각 요소는 열의 위성(간섭위성)이 행의 위성(피간섭위성)에 주는 단일 C/I 마진을 나타내고 4열은 가변위성의 선정된 궤도위치 결과를 나타낸다.

표 7. Case 2에서 임의배치방법에 대한 결과

전체위성 \ 가변위성	2	5	7	궤도위치
1	-6.550	39.064	35.857	
2	-	37.901	37.485	1.75
3	**-13.299**	29.120	27.038	
4	23.783	25.536	30.651	
5	18.240	-	17.241	5.85
6	20.593	16.338	10.028	
7	32.896	33.802	-	8.65
8	34.939	37.703	19.349	
9	29.346	35.739	18.001	
10	29.124	36.070	21.794	



제안된 방법을 이용한 경우, 최소 C/I 마진값은 위성 7이 위성 6에 간섭을 주는 경우의 13.831 [dB]이고, 선정된 위성 2, 5, 7의 궤도위치는 각 -1.998°, 5.484°, 9.227°이다. 전수탐색방법을 이용한 경우, 최소 C/I 마진값은 위성 7이 위성 6에 간섭을 주는 경우의 13.719 [dB]이고, 위성 2, 5, 7의 선정된 궤도위치는 각각 -2.0°, 5.5°, 9.3°로서, 제안된 방법을 이용한 경우의 결과와 비교해 볼 때 그 차이가 미소하고, 이 차이는 전수탐색간격을 작게 하면 더욱 작아지게 된다. 또한 가변위성이 인접한 위성궤도위치 사이의 중간에 위치하는 경우인 표 7에서, 최소 C/I 마진값은 -13.299 [dB]로서, 제안된 방법과 비교할 때 약 26 [dB]만큼 성능 차이를 보이고 있다.

Case 2에 대한 본 시뮬레이션의 경우, 위성 2, 5, 7의 궤도위치를 선정하기 위해 필요한 계산량을 두 위성간 C/I 마진 계산 수로 개략적으로 표시하면 다음과 같으며, 표 8에 요약하여 나타내었다.

제안된 방법:

(과정반복 수) x m x (총 위성 수 - 1)

$\sum_{k=2,5,7}$ (위성 k의 궤도범위내의 궤도구간 수)

$= 3 \times 16 \times 9 \times (4+6+4) = 6{,}048$

여기서

m: 궤도구간당 사이클 수

과정반복 수: III장의 step 3에서 step 7까지의 반복 수

전수탐색방법:

$\prod_{k=2,5,7}$ ([위성 k의 궤도범위)/(탐색간격) x (총 위성 수 - 1)]

$= (4.9° \times 6.2° \times 3.1°) \times (9°)/(0.1°)^3 = 68{,}655{,}762$

표 8. Case 2 궤도선정에서 계산량 비교

제안된 방법	전수탐색방법	감소율
6,048	68,655,762	68,655,7626/6,048 = 11,351.81

표 8에서 알 수 있듯이, 제안된 방법이 전수탐색방법보다 계산속도면에서 훨씬 효율적이라고 할 수 있으며, 고려하는 위성의 수와 가변위성들의 궤도범위가 증가할수록 두 방법간의 계산속도 차이는 급격하게 증가한다.

V. 결 론

본 논문에서는 정지위성궤도 사용이 급속하게 증가하고 있어 한정된 정지궤도에서의 위성의 밀도가 매우 높은 상황에서, 궤도상의 타위성과의 상호 간섭영향을 고려하여 새로이 궤도에 진입하려는 신규위

성에 대해서 최적화 기법을 사용하여 최적 궤도위치를 선정하는 방법에 대해서 검토하였다. 시뮬레이션 결과에서 알 수 있듯이, 제안된 방법은 운용위성과 등록위성으로 구성된 보다 실질적인 정지위성궤도 상황을 고려하여 신규위성은 물론, 조정절차에 있는 국제등록위성에 대해서도 제안된 방법을 통하여 간섭영향을 최소로 하는 궤도위치를 찾는데 사용될 수 있으며, 이는 위성의 주관청의 노력을 최소화하는데 많은 기여를 할 것이다.

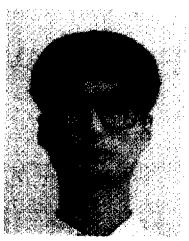
각 주관청이 실제 이 방법을 이용하여 신규위성의 정지궤도를 선정하기 위해서는 국제등록 자료와 같은 실질적인 위성데이타에 대한 데이타베이스 구축과 C/I 계산절차에 대한 약간의 수정을 하면 충분하다.

후 기

본 연구는 한국통신의 지원으로 수행된 연구(과제번호 : KS14-97-001)의 일부이며, 관계자 여러분께 감사드립니다.

참 고 문 헌

1. ITU, ITU-R Rec. S. 1002, Orbit Management Techniques for the Fixed-Satellite Service.
2. T. Mizuno, Y. Ito and T. Muratani, "Computer Tools for Optimizing Orbit Use", *AIAA 10th Comm. Satellite Systems Conference*, 1984.
3. Y. Ito, T. Mizuno, and T. Muratani, "Effective Utilization of Geostationary Orbit Through Optimization", *IEEE Trans. on Communications*, vol. COM-27, No. 10, Oct. 1979.
4. E. F. Miller, A. O. Heyward and D. S. Ponchak, "An Allotment Planning Concept and Related Computer for Planning the Fixed Satellite Service at the 1988 Space WARC", *GLOBECOM87*, 1987.
5. T. Muratani, Y. Ito and H. Kobayasi, "Study of Interference Models for Equitable and efficient Use of the Geostationary Orbit", *Space Communication and Broadcasting-an international journal*, Vol. 2, No. 4, Dec. 12, 1984.
6. ITU : Radio Regulations, Appendix 30B.
7. G. S. G. Beveridge and R. S. Schechter, *Optimization : Theory and Practice*, McGraw-Hill Ltd., 1970.



권 태 곤(Tae Gon Kwon) 정회원
1966년 1월 18일생
1988년 2월 : 경북대학교 전자공학과(학사)
1990년 2월 : 경북대학교 대학원 전자공학과(석사)
1990년 2월~현재 : 한국전자통신연구원 위성망연구실 선임연구원
※주관심분야 : 위성통신망 설계, 위성통신 채널성능분석 등임

박 세 경(Se Kyoung Park) 정회원
1960년 1월 14일생
1984년 8월 : 경북대학교 전자공학과(학사)
1997년 3월~현재 : 충남대학교 대학원 전자공학과(석사과정)
1984년 7월~1985년 8월 : (주) 금성사 근무
1985년 9월~현재 : 한국전자통신연구원 위성망연구실 실장(선임연구원)
※주관심분야 : 위성통신망 설계, 위성망간 간섭분석, 위성망 성능예측 등임

김 재 명(Jae Moung Kim) 정회원
한국통신학회논문지 제21권 제1호 참조