

• 특집 • 방산제품 설계 및 시험 III

이동형 위성안테나 시스템의 위성추적 성능개선을 위한 스텝추적과 모노펄스추적의 혼합추적 방법

Hybrid Tracking Method Combined with Step Tracking and Monopulse Tracking for Improving Satellite Tracking Performance of Mobile Satellite Antenna System

김광태^{1,#}, 조규한¹, 조시훈¹
Gwang Tae Kim^{1,#}, Gyuhan Cho¹, and Sihun Jo¹

¹ 국방과학연구소 (Agency for Defense Development)
Corresponding Author / E-mail: gtk@add.re.kr, TEL: +82-42-821-3294, FAX: +82-42-823-3400

KEYWORDS: Satellite tracking (위성추적), Monopulse error (모노펄스오차), Satellite scan (위성스캔), Switching control (전환제어), Inertially stabilized platform (관성안정화장치)

To maintain communication quality of a mobile satellite antenna system without disconnection, the satellite tracking technique is required. There are two major tracking methods called step tracking and monopulse tracking, which utilize satellite signals as a tracking feedback. The monopulse tracking method provides fast and accurate tracking performance, whereas it can be used only in limited small regions near the satellite's direction. In the case of step tracking method, it can be applied in relatively large regions. However, this method also has a limitation, in that it cannot provide fast and accurate tracking performance near the satellite direction. In this paper, a hybrid tracking method composed of step tracking mode and monopulse tracking mode is proposed. The proposed tracking method can present accurate tracking performance near the satellite direction as well as be applied in relatively large regions.

Manuscript received: July 31, 2017 / Revised: September 5, 2017 / Accepted: September 25, 2017

NOMENCLATURE

θ_{ref} = Pointing angle command (degree)
 α = Pedestal driving system parameter
 J = Moment of inertia (kg/m^2)
 b = Viscous friction parameter ($\text{N}\cdot\text{m}/\text{sec}/\text{degree}$)
 c = Coulomb friction parameter (Nm)
 K_p = Proportional gain of driving system controller
 K_I = Integral gain of driving system controller
 K_{MI} = Integral gain of monopulse controller

1. 서론

위성통신기술의 발전과 보급으로 위성안테나의 사용은 군을 넘어 민간에도 보편화되었다. 위성안테나가 통신의 단절 없이 안정적으로 통신링크를 제공하기 위해서는 정밀한 위성지향이 필요하다.¹ 특히, 유무인 항공기, 선박, 차량 등의 수송기기에 장착되어 운용하는 이동형 안테나시스템에서는 고정형 안테나시스템에 서와 달리 수송기기의 위치 및 자세 변화 등이 안테나시스템의 위성지향 외란으로 작용한다.² 이동형 안테나시스템은 이러한 외란에도 정밀하게 위성을 지향할 수 있도록 하는 제어기술 탑재가 필요하다.³ 이렇게 단일방향을 지향하는 시스템을 ISP (Inertially

Stabilized Platform)라 하며 위성통신 분야 외에도 Jo¹, Hilker⁴, Debruin⁵ 등 다양한 분야에서 연구되어왔다.

안테나시스템의 위성지향 방법은 크게 개회로(Open Loop) 방법과 폐회로(Closed Loop) 방법으로 분류 가능하다.^{2,3} 개회로방법은 GPS 및 INS (Inertial Navigation System) 등의 관성항법센서로 수송기기가 유발하는 외란을 계측하고, 안테나 각 회전축의 구동장치가 이 외란을 실시간으로 보상하며 위성을 지향하는 방법이다. 이 방법을 사용할 경우 안테나의 제작오차, 센서의 부착 위치 오차, 자이로 편류(Gyro Drift) 등의 센서 오차 등은 위성지향 오차를 유발하고 이는 통신성능을 저하시킨다. 만약 오차가 적어 이 방법으로 안테나가 정확하게 위성방향을 지향했다 할지라도, 대기에 의한 통신신호 굴절과 안테나 보호를 위해 장착하는 레이돔(Radom)에 의한 굴절은 통신단절 및 성능저하를 일으킬 수 있다. 반면 폐회로방법은 관성항법센서뿐만 아니라 실제 위성신호를 위성추적 피드백으로 사용하기 때문에 개회로 방법보다 안테나 제작오차 및 각종 센서오차, 그리고 굴절 등의 불확실성에도 강인한 위성지향을 가능하게 한다.

대표적인 폐회로방법은 스텝추적(Step Tracking)과 모노 펄스추적(Monopulse Tracking)이 있다.^{2,3,6-10} 스텝추적은 위성신호 중 비콘신호(Beacon)를 수신 받으며 한 스텝 당 씨클(Circle) 혹은 박스(Box) 모양의 스캔을 수행하고 스캔 중 비콘신호 수준이 가장 높았던 곳을 지향하며, 이 스텝을 반복해 위성을 추적하는 방법이다.^{3,5,6} 이 방법은 시스템설계의 복잡도를 높이지 않아 높은 설계비용을 필요로 하지 않으며 추적알고리즘 또한 간단하게 구현할 수 있다는 장점이 있다.¹⁰ 하지만 실제 비콘신호는 노이즈를 포함하고 있으며 위성지향점 근방에서는 지향각도 변화에 대한 비콘신호의 변화 또한 완만해져, 위성지향점 근방에서는 추적의 불확실성이 커지고 추적 정밀도가 낮아진다는 단점이 있다. 반면 모노펄스추적의 경우, 실시간 위성지향오차를 의미하는 모노펄스신호를 추적에 직접 이용하는 방법으로 별도의 스캔과정이 없어 고속의 실시간 위성추적이 가능하다는 장점을 갖지만 모노펄스추적은 시스템복잡도를 증가시키며 높은 설계비용을 필요로 한다는 단점이 있다.^{2,10} 무엇보다 비콘신호를 가공해 만드는 모노펄스신호는 안테나가 위성 근방의 특정영역을 지향할 경우만 선형적이기 때문에 이 특정영역 내에서만 추적시스템에 사용할 수 있다는 한계가 있다.¹¹ 때문에 개회로방법을 이용해 위성근방을 지향한다 할지라도 관성항법센서의 오차가 존재하면 모노펄스신호가 유효하지 않아 모노펄스추적이 불가능 할 수 있다. 또한 모노펄스추적 중인 안테나시스템에 순간 극심한 외란이 인가되고 안테나 구동시스템이 이를 보상하지 못해 모노펄스신호가 유효한 범위 밖으로 벗어나면, 이 때 모노펄스 추적은 불가능하며 통신링크 또한 단절될 수 있다.

위성통신을 사용하는 무인 차량 혹은 항공기 등의 수송기기에서 통신링크의 단절은 수송기기 파손 및 분실 등 큰 사고로 이어질 수 있다. 그러므로 이동형 위성안테나의 위성추적시스템 설계에는 이러한 위험을 대비한 보수적인 접근이 필요하다. 본 논문에서는 모노펄스추적과 스텝추적이 가능한 Ku 대역 안테나시스템

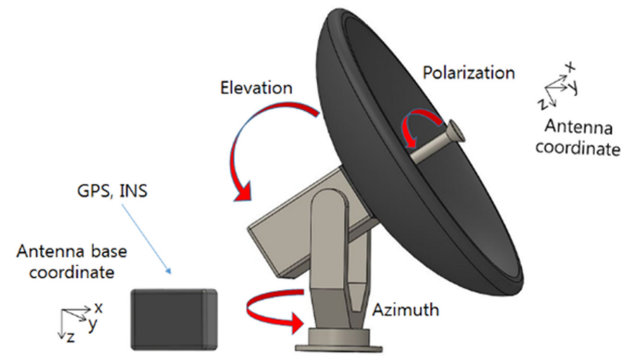


Fig. 1 Antenna coordinate of the pedestal driving system

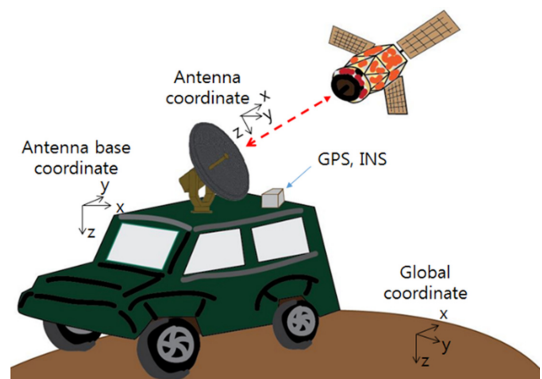


Fig. 2 Operational concept of a satellite antenna system

에서 스텝추적과 모노펄스추적을 혼용해 사용하는 추적방법을 다루고자 한다. 이 방법은 통신환경에 따라 스텝추적만 사용 가능한 환경에서는 스텝추적으로 위성을 추적하고, 두 추적방법 모두 사용 가능한 환경에서는 스텝추적과 모노펄스추적의 강점을 혼합해 위성을 추적한다. 구체적으로 스텝추적과 모노펄스추적이 가능한 통신환경에서는 모노펄스신호가 유효한 영역에서는 모노펄스추적을 이용해 고속, 고정밀의 위성추적을 수행하며 모노펄스신호가 유효하지 않을 경우 스텝추적을 이용해 모노펄스신호가 유효한 영역까지 추적을 수행한다. 본 논문에서는 이 방법을 통해 모노펄스신호 유효구간이 제한적이라는 한계와 스텝추적의 위성지향점 근방에서 추적 불확실성이 커진다는 한계를 상호의 방법으로 보완하고자 했다.

2. 스텝추적과 모노펄스추적의 혼합추적

2.1 개회로 위성지향에 기반한 스텝추적

이동형 안테나시스템의 위성추적은 지구표면좌표계(Earth Surface Coordinate, Global Coordinate) 상에서 이루어진다. 본 논문의 운용 안테나시스템은 한반도에서 수송기기에 탑재 가능한 Ku 대역 위성안테나로 안테나 바닥면(Base Coordinate)을 기준으로 Fig. 1과 같이 방위각(Azimuth), 양각(Elevation), 편파각

(Polarization) 순으로 3축 구동이 가능하다. 이 안테나시스템은 Fig. 2와 같이 KOREASAT 5, 6 등의 정지궤도 위성을 추적하며 위성통신을 수행한다.

이동형 위성안테나시스템의 스텝추적은 위성신호 중 비콘신호를 추적에 사용하는 폐회로방법이지만 실시간으로 외란을 보상하며 스캔을 수행하기 때문에 기본적으로 개회로방법에 기반해 동작한다. 개회로방법은 Kim¹²에서와 같이 안테나시스템이 지구표면좌표계 상 지향해야 할 방위각, 양각, 편파각 명령을 계산하고, 안테나시스템이 수송기기가 유발하는 이동, 회전, 진동, 충격 등의 외란을 보상하며 이 지향명령을 따르도록 하는 방법이다. 여기서 외란은 수송기기에 부착되는 GPS 및 INS를 통해 계측되며 이는 Fig. 3과 같이 보상명령으로 구동장치에 인가된다. 구동장치에는 계산된 지향명령(θ_{ref})과 보상명령의 역기구학 연산 결과인 3축 구동명령이 인가되며 이는 간단하게 Fig. 3에서와 같이 지향명령과 보상명령인 INS 계측값의 차로 표현할 수 있다. 구동장치 제어기는 각 축의 회전각이 구동명령을 추종하도록 하며, 이는 안테나가 외란에도 위성을 꾸준히 지향하게 한다. 하지만 이 개회로방법만으로는 INS, GPS 등 관성항법센서 계측오차, 센서의 부착 위치오차 및 구동시스템의 제어오차 등으로 인해 실제 정확한 위성지향은 불가능하다. 본 논문에서는 이 개회로방법을 폐회로방법의 보조적인 수단으로 이용하며, 초기위성지향에만 단독으로 이용하기에 초기지향이라 명한다.

Fig. 1과 같이 안테나의 편파각 축에서 안테나좌표계(Local Coordinate)를 정의할 때, 원형의 주반사판을 갖는 안테나가 위성을 정확하게 지향하고 위성과 편파를 일치시킨 상태에서 안테나좌표계 상 방위각(좌우), 양각(상하)으로 구동하며 비콘신호를 수신하면 Fig. 4와 같은 비콘 패턴을 확보할 수 있다. Fig. 4의 비콘 패턴은 안테나좌표계 상 위성지향점을 기준으로 안테나를 양각상향방향으로 구동시키며 확보한 비콘신호에 필터처리와 회전을 통해 재구성한 것이기에 노이즈가 포함되지 않았다. 하지만 실제 비콘신호는 특정 지향점에서 Fig. 5와 같이 노이즈를 포함한다. 또한 Fig 4의 비콘패턴을 양각 42도에서 51도까지 2차원에 대해서만 본다면 Fig. 6과 같으며, 여기서 가운데 봉우리를 주엽(Main Lobe)라 하고 그 양 옆의 봉우리를 부엽(Side Lobe)라 한다.

스텝추적은 안테나좌표계 상 Fig. 7과 같이 씨클스캔을 수행하고 스캔 과정 중에서 비콘수준 최고점으로 안테나를 지향시키고 그 점을 기준으로 다시 스캔을 수행하며 위성을 찾아가는 방법이다. 스텝추적의 위성 스캔유형은 씨클, 박스 등의 다양한 형태가 존재하며 그 스캔 영역의 크기 및 주기를 정하는 방법으로는 Steepest Descent Method 등 다양한 방법들이 연구되어 왔다.^{3,6-7} 일반적인 스텝추적의 경우 주엽 상에서 스캔 반경이 크면 비콘신호 최고점을 빠르게 찾아 갈 수 있지만 최고점 근방에서는 비콘신호가 완만해져 정밀하게 최고점을 유지할 수 없고, 스텝 반경이 작으면 최고점을 지향하는데 여러 스텝의 이동이 필요해 오랜 시간이 소요되지만 최고점 근방에서 상대적으로 정밀한 유지가 가능하다. 하지만 실제 비콘신호는 Fig. 5와 같이 노이즈를 포함하고 있으며 실험 환경에 따라 최고점 수준이 다르고, 비콘신호의

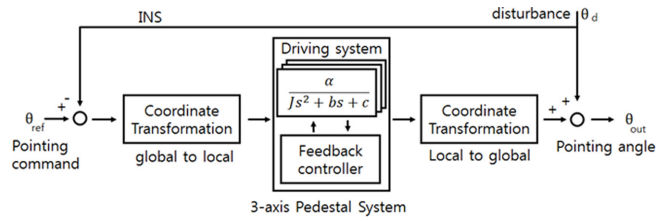


Fig. 3 Block diagram of open-loop satellite pointing

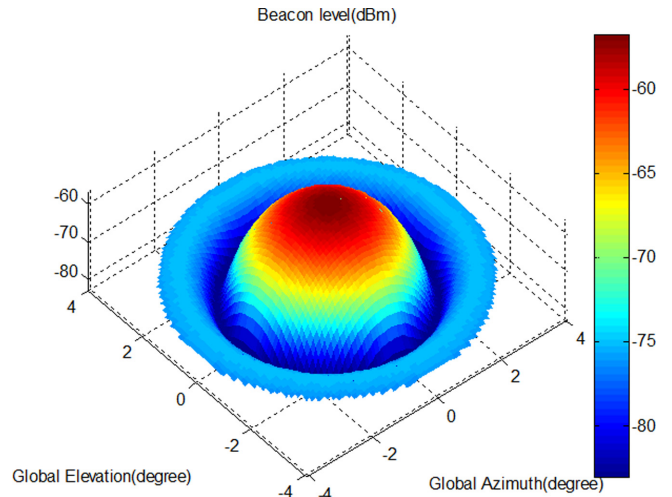


Fig. 4 Reconstructed beacon pattern near peak point

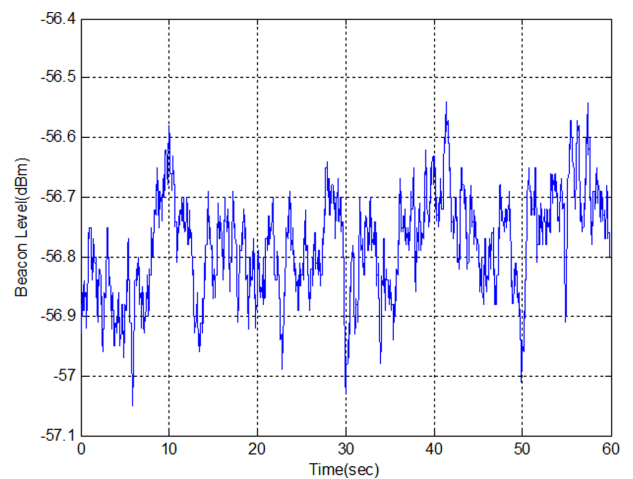


Fig. 5 Measured beacon signal at peak point

패턴 또한 주반사판의 형상에 따라 달라진다. 더욱이 관성항법센서 오차 및 안테나 페데스탈장치의 구동제어 오차까지 고려할 경우 기존의 연구들 Cho,³ Han,⁵ Kim⁶에서 제시한 스텝추적 방법들을 본 논문의 안테나시스템에 적용해도 그 연구들이 주장하는 추적성능을 본 안테나시스템에서 동일하게 확인할 수 없다. 특히 노이즈가 포함되면 비콘신호 최고점 근방의 완만한 부분에서 노이즈에 의한 작은 비콘신호 변화가 큰 각도오차로 인식되는 문제가 발생한다. 이런 불확실성에도 균일한 성능을 확보하기 위해 본

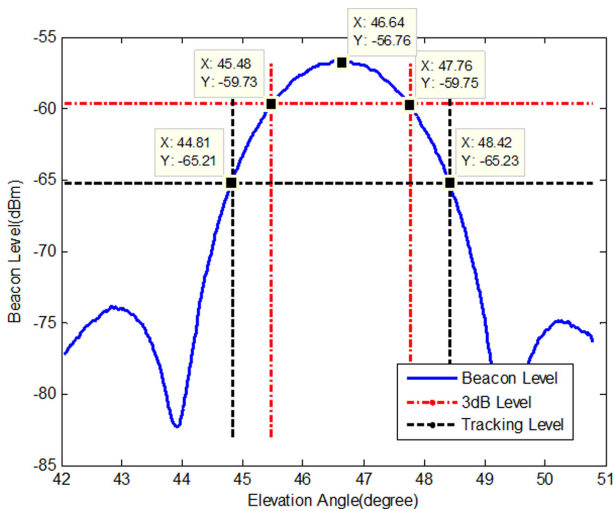


Fig. 6 Tracking and communication region in the beacon signal measured by changing elevation angle

논문의 안테나시스템에서는 스캔 모양, 스캔 크기, 그리고 스캔 주기를 변화시키며 추적성능을 확보하는 반복시험을 수행하였고 그 결과 0.1 도의 스캔반경과 1 Hz 의 스캔주기를 갖는 서클스캔 형상을 선정할 수 있었다.

스텝추적은 지구표면좌표계 상 서클스캔 명령 및 최고점 이동 명령을 Fig. 3의 지구표면좌표계 상 지향명령으로 변환시켜 입력 하는 것만으로 구현이 가능하다. 하지만 Fig. 6의 부엽 영역에서 스캔을 시작한다면 안테나는 국부적인(Local) 비콘 최고점에 갇힐 수 있다. 이 문제는 실제 노이즈를 고려해 부엽수준의 최고치에 여유를 두고 Fig. 6의 점선과 같은 -65.2 dBm에서 추적수준(Tracking Level)을 선정한 다음 논리비교를 통해 획득한 비콘 신호가 이 추적수준을 상회하는 경우에만 스텝추적을 수행하면 예방할 수 있다. 이 추적수준으로 인해 스텝추적은 추적수준을 각도로 환산한 영역 내에서만 위성추적이 가능하다는 한계를 갖게 된다. 통신링크는 비콘신호의 최고점 대비 -3 dBm 이상에서 안정적으로 개설이 되기 때문에 이를 각도구간으로 환산하면 Fig. 6에서는 최고점 46.65도 기준 약 -1.81도에서 +1.81도 내에서 안정적인 링크개설이 가능하고 -1.14에서 +1.14도 내 스텝추적이 가능한 것을 확인할 수 있다.

만약 개회로방법을 이용한 초기지향을 수행하고 이 위성지향점에서 획득한 비콘신호가 지향오차로 인해 추적수준을 넘지 못하면 스텝추적은 동작할 수 없으며 통신링크 개설도 불가능하다. 이 상황을 방지하고자 본 논문의 안테나시스템에서는 초기지향 후 획득한 비콘신호가 추적기준을 넘지 못하면 Cho³에서와 같이 Fig. 8의 라스터스캔(Raster Scan)을 수행해 스텝추적이 가능한 영역을 찾도록 했다. 이 라스터스캔은 지구표면좌표계에서 비콘신호를 수신하며 스캔을 수행하고 획득한 비콘의 최고점을 지향한다는 면에서 스텝추적과 유사하다. 하지만 라스터스캔의 스캔 영역은 스텝추적에서의 스캔영역보다 넓어 라스터스캔 중에는 통신링크 개설이 불가능하며 초기지향 오차에 따라 라스터스캔에

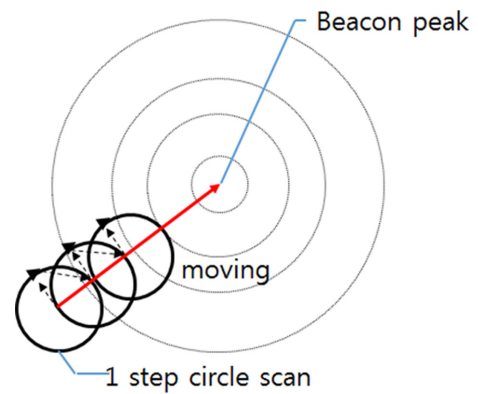


Fig. 7 Operational concept of a step tracking utilizing circle scan

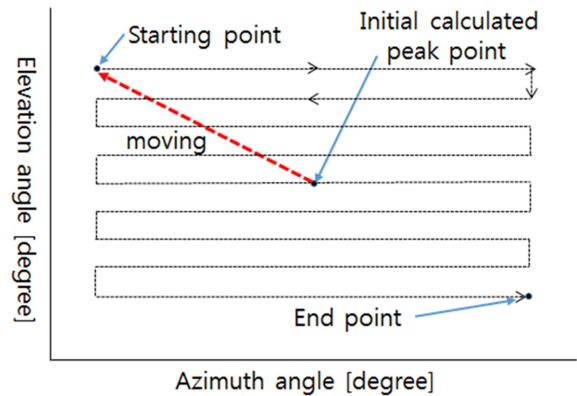


Fig. 8 Raster scan profile

긴 시간이 필요할 수 있다.

Fig. 8의 라스터스캔 전체 좌우 상하 크기는 INS의 자이로 편류 등의 센서오차 및 안테나 제작오차 등 각종 오차를 무시할 수 있도록 넓은 크기로 선정하며 라스터스캔의 간격은 스텝추적이 가능한 각도구간에 라스터스캔이 최소한 1회 이상 지나갈 수 있도록 선정한다. 앞에서 확인한 스텝추적 가능 각도구간은 -1.81도에서 +1.81도 이므로 라스터스캔의 간격은 센서의 노이즈, 계측 오차, 안테나 반사판 제작오차, 구동장치 제어오차 등의 불확실성을 고려해 0.8 deg로 선정하였으며 라스터스캔의 좌우 상하 크기는 여유를 두고 지구표면좌표계 상 방위각 -4.8도 에서 +4.8도, 양각 -1.6도에서 +1.6도, 스캔속도는 3 deg/sec으로 선정하였다.

2.2 전환제어를 이용하는 모노펄스추적

모노펄스신호는 비콘신호를 가공해 만드는 신호로 안테나가 위성 근방을 지향하고 위성신호와 편파가 일치할 때 획득 가능하며, 안테나좌표계 상 방위각, 양각에 대한 위성지향오차를 의미한다.¹⁰ 모노펄스추적은 이 모노펄스신호를 위성추적에 이용하는 방법으로, 실시간 위성지향오차를 구하고 이 오차를 제어루프에 직접 이용하기에 고속 고정밀의 위성추적을 가능하게 한다. 하지만 모노펄스신호는 이론적으로 Fig. 9(a)와 같이 비콘신호의 기본

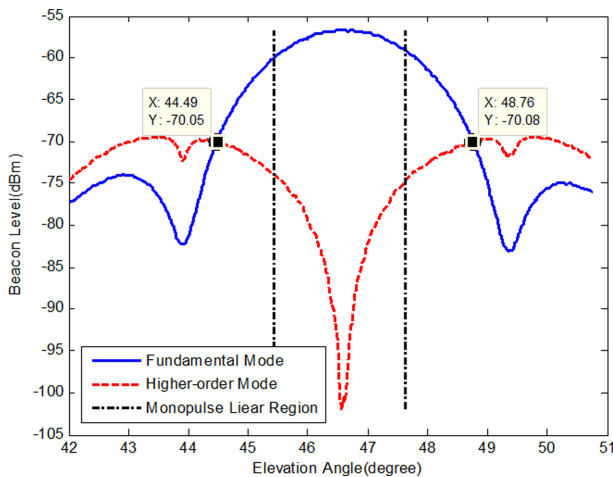


Fig. 9 Fundamental mode and higher order mode

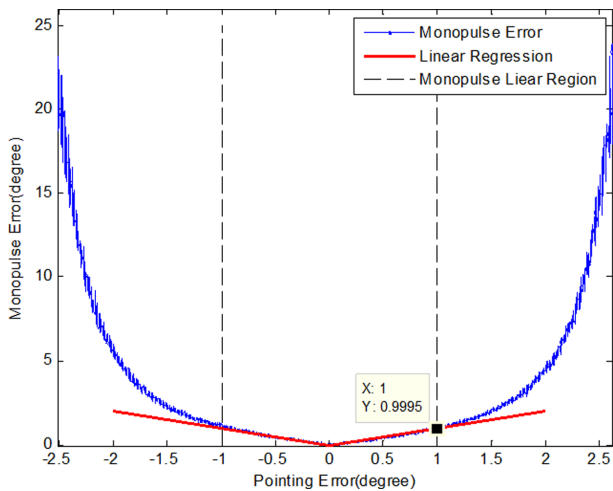


Fig. 10 Monopulse effective region

모드와 고차모드 신호가 교차하는 영역 내에서만 제공하는 값이 유효하다는 한계가 있다.¹¹

Fig. 9에서 신호의 교차점 내 44.49도에서 48.76도에서 모노펄스 신호가 유효한 값을 갖지만 실제 모노펄스신호(Monopulse Error)는 Fig. 10와 같이 비선형성을 띄기에 선형구간인 -1도에서 +1도까지만 추적에 유효한 값을 갖는다. 이 영역은 스텝추적 가능구간 -1.81도에서 +1.81도보다 52.5% 작은 영역이 된다. 또한 안정적인 링크개설 가능한 영역은 -1.14에서 +1.14도 이므로 모노펄스추적 중인 안테나시스템은 항상 안정적인 링크개설이 가능하다.

모노펄스추적은 스텝추적과 마찬가지로 위성근방 특정영역 내에서만 사용할 수 있다. 그러므로 모노펄스추적을 위해서는 스텝추적과 마찬가지로 초기지향 및 라스티스캔 등의 도움이 필요하다. 하지만 모노펄스추적의 경우 스텝추적보다 유효구간이 52.5%로 작기 때문에, 스텝추적의 도움이 없다면 스텝추적에서의 라스티스캔보다 더욱 촘촘한 간격의 라스티스캔이 요구되며 이는 스텝

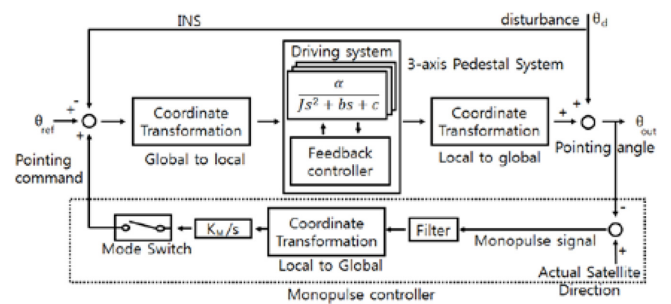


Fig. 11 Block diagram of monopulse tracking utilizing mode switching

추적에서의 라스티스캔 보다 더욱 긴 소요시간을 필요로 한다.

모노펄스추적과 관련된 연구들 Kim,² Kil,⁸ Hawkins,⁹ Lee¹⁰은 대부분 고정형 지향시스템에 적용한 방법으로 외란을 고려하지 않거나, 극심한 외란으로 구동장치가 모노펄스추적을 놓쳐 재추적이 필요한 경우를 고려하지 않아 개회로방법에 도움을 받는 모노펄스추적은 다루지 않았다. 본 절에서는 외란이 존재하는 시스템에서 개회로방법의 도움을 받는 모노펄스추적 제어구조를 제안하고자 한다. 이 모노펄스추적 제어구조는 Fig. 11과 같으며 기본적으로 Fig. 3의 개회로방법 제어구조를 공유한다. 여기서 모노펄스신호는 추적오차를 의미하므로 기존 개회로방법의 지향각도 명령과는 단위가 다르다는 특징을 갖는다. 이 제어구조는 모노펄스신호와 개회로방법의 지향각을 모두 입력으로 받을 수 있기 때문에 모노펄스추적 뿐만 아니라 초기지향, 라스티스캔, 스텝추적 등으로 동작할 수 있다.

이 제안하는 제어구조는 Fig. 3의 개회로방법에서 사용되는 제어루프로 동작하다가 모노펄스신호가 선형영역 즉 유효한 값을 내는 영역에 들어올 경우 모드 스위치를 통해 점선박스로 표시한 모노펄스추적 제어를 동작시킨다. 즉, 기본적으로 개회로방법에 의존해 위성추적을 수행하다가 모노펄스가 유효한 순간부터 모드 스위치가 닫혀 모노펄스추적 제어가 동작하는 전환제어 구조이다. 여기서 모드전환이 수행된다 하더라도 구동장치는 내부 제어루프로 존재하기 때문에 항상 동일한 안정성을 유지한다. Fig. 11의 점선 박스 내 모노펄스추적 제어기는 필터와 적분제어기로 구성되며 모노펄스신호가 유효해 모드전환이 일어나면 시스템 형수를 높여 안테나시스템이 개회로 지향명령을 추종하지 못하게 하고, 실제 위성을 추적하도록 하는 기능을 갖는다. 수식적 검증을 위해 단축에 대해서 설명하면 다음과 같다. 우선 단축에서는 Fig. 11의 역기구학 연산 및 순기구학 연산을 의미하는 좌표 변환 부분은 무시할 수 있다. 그리고 안테나 페데스탈의 구동장치는 다음 식(1)과 같은 일반적인 2차 시스템으로 표현할 수 있다.

$$G(s) = \frac{\alpha}{Js^2 + bs + c} \quad (1)$$

이어서 구동장치 각 축의 제어기는 다음 식(2)와 같은 일반적인 PI제어기로 구성이 가능하다.

$$G_c(s) = k_p + \frac{K_I}{s} \tag{2}$$

그리고 모노펄스신호에 연결된 적분제어기는 다음 식(3)과 같이 표현된다.

$$G_{mc}(s) = \frac{K_{MI}}{s} \tag{3}$$

모노펄스신호가 유효하지 않을 경우 개회로방법 지향명령에 대한 안테나 지향각의 전달함수 $G_{co}(s)$ 는 다음 식(4)와 같고 외란에 대한 안테나 지향각의 전달함수 $G_{do}(s)$ 는 다음 식(5)와 같다.

$$G_{co}(s) = \frac{\alpha(K_p s + K_I)}{Js^3 + bs^2 + (c + \alpha K_p)s + \alpha K_I} \tag{4}$$

$$G_{do}(s) = 1 - G_{co}(s) \tag{5}$$

최종값정리(Final Value Theorem)를 통해 $G_{co}(s)$ 와 $G_{do}(s)$ 의 입력에 대한 안테나 지향각 이득을 보면 다음 식(6)부터 식(7)과 같다.

$$\lim_{s \rightarrow 0} G_{co}(s) = 1 \tag{6}$$

$$\lim_{s \rightarrow 0} G_{do}(s) = 0 \tag{7}$$

모노펄스신호가 유효할 경우 식(3)의 $G_{mc}(s)$ 가 동작해 개회로방법 지향명령에 대한 안테나 지향각의 전달함수 $G_{co}(s)$ 는 다음 식(8)와 같고 외란에 대한 안테나 지향각의 전달함수 $G_{do}(s)$ 는 다음 식(9)와 같다. 그리고 실제 위성지향각에 대한 안테나 지향각의 전달함수 $G_{mo}(s)$ 는 다음 식(10)과 같다.

$$G_{co}(s) = \frac{\alpha(K_p s^2 + K_I s)}{Js^4 + bs^3 + (c + \alpha K_p)s^2 + \alpha(K_I - K_p)s + \alpha K_I} \tag{8}$$

$$G_{do}(s) = 1 - G_{co}(s) \tag{9}$$

$$G_{mo}(s) = \frac{\alpha K_M(K_p s + K_I)}{Js^4 + bs^3 + (c + \alpha K_p)s^2 + \alpha(K_I - K_M K_p)s + \alpha K_M K_I} \tag{10}$$

여기서 $G_{mc}(s)$ 적분제어기는 시스템 형수를 높여 안테나 지향각에 기존 개회로방법 지향명령이 영향을 미치지 못하게 한다. 최종값정리를 통해 이 적분제어기의 효과를 확인하면 다음과 같다.

$$\lim_{s \rightarrow 0} G_{co}(s) = 0 \tag{11}$$

$$\lim_{s \rightarrow 0} G_{do}(s) = 0 \tag{12}$$

$$\lim_{s \rightarrow 0} G_{mo}(s) = 1 \tag{13}$$

만약 모노펄스추적 중인 안테나시스템에서 갑자기 모노펄스신호가 유효하지 않게 되면, Fig. 11의 모드스위치는 열리게 되고

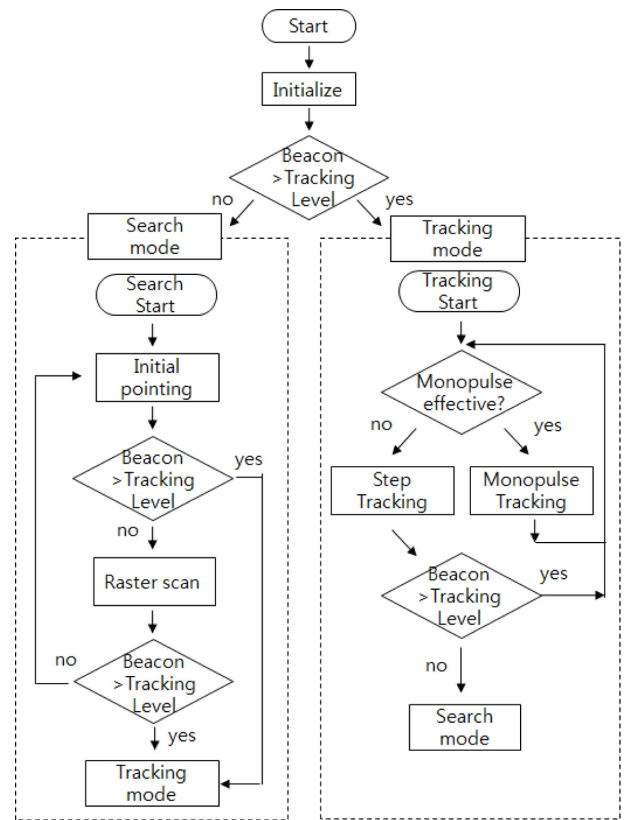


Fig. 12 Hybrid satellite tracking flow diagram

위성지향각은 식(6)부터 식(7)과 같이 다시 개회로방법 지향명령을 추종하게 된다.

2.3 스텝추적과 모노펄스추적의 혼합추적

기존의 연구들은 대부분 모노펄스추적과 스텝추적을 독립적으로 다루거나 모노펄스추적과 스텝추적을 혼합해 다루었다 할지라도 통합된 알고리즘과 모드변화의 안정성을 직접적으로 다룬 적은 없었다. 본 절에서는 스텝추적과 모노펄스추적이 모두 가능하도록 설계한 안테나시스템에서 모노펄스추적과 스텝추적의 단점을 상호의 방법으로 보완하고 모노펄스를 이용할 수 없는 환경에서는 스텝추적으로만 동작하는 혼합추적방법을 제안한다. 이 혼합추적방법은 Fig. 12과 같은 흐름선도로 동작한다.

이 혼합추적방법은 모노펄스추적 유효구간에서는 항상 모노펄스추적으로 동작하고 모노펄스신호가 유효하지 않은 구간에서는 비콘수준에 따라 초기지향 및 라스터스캔 혹은 스텝추적으로 동작한다. 이 방법은 모노펄스추적으로 위성추적 중에는 고속으로 정확한 위성추적을 제공하며 통신링크를 유지하고, 스텝추적으로 위성추적 중에는 비콘수준에 따라 통신링크를 유지하며 모노펄스추적이 가능한 영역까지 위성추적을 수행한다. 그리고 비콘수준이 낮아 스텝추적이 불가능한 상황에서는 통신링크를 단절시키고 초기지향과 라스터스캔을 통해 스텝추적이 가능한 영역까지 위성추적을 수행한다.

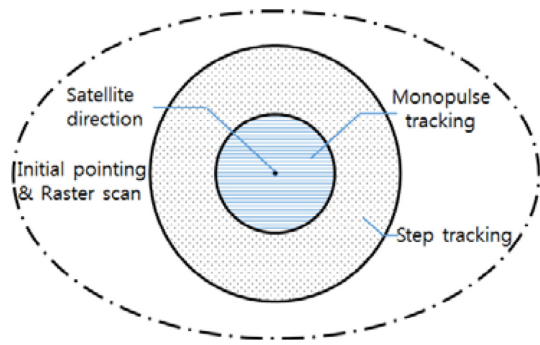


Fig. 13 Tracking region of each tracking mode

이 추적방법을 이용하면 모노펄스추적 단독으로 운용될 때 보다 넓은 영역에서 스텝추적을 통해 위성추적이 가능하며, 위성지향근방에서는 모노펄스추적을 통해 높은 정밀도의 위성추적이 가능하다. 또한 초기위성지향 후 혹은 위성 재추적 시 넓은 간격의 라스터스캔과 스텝추적의 견인으로 고속의 위성추적이 가능하다는 장점을 갖는다.

이 혼합추적방식의 제어구조는 Fig. 11를 이용하기 때문에 모드 전환이 발생한다 하더라도 구동장치는 동일제어루프에 존재해 균일한 안정성을 유지하며 Fig. 13와 같이 모노펄스추적은 스텝추적 영역에 포함되고 스텝추적 영역은 초기지향 및 라스터 스캔 영역에 포함되기에 전체 추적시스템은 모드 변환에도 안정성을 유지한다.

3. 검증실험

본 장에서는 2장에서 제안한 혼합추적방법의 성능을 실험을 통해 검증하고자 한다. 우선 실험은 대전의 한 지역에 위치한 6축 모션시뮬레이터와 정지궤도위성 KOREASAT 6을 이용하였다. 이 모션시뮬레이터에 장착한 Ku 대역 안테나시스템은 안테나 바닥면에 부착한 INS를 통해 외란을 인식하고 GPS를 통해 안테나의 위도, 경도, 고도 정보를 얻는다. 그리고 방위각, 양각, 편파각에 부착한 엔코더를 통해 안테나의 회전각을 인식한다. 실험에서 사용한 INS는 시간에 따라 Fig. 14과 같은 특성을 보인다.

Fig. 14은 정지상태에서 측정한 데이터로 Yaw 각에 시간 따른 편류가 존재함을 확인할 수 있다. 우리는 본 실험을 수행하는데 있어 INS Yaw값에 -2도 만큼의 오프셋을 주어 편류의 영향을 극대화 시켰다. 이렇게 오프셋을 반영해 초기지향을 수행하면 안테나시스템은 KOREASAT 6이 아닌 엉뚱한 곳을 지향하게 된다. 또한 모션시뮬레이터로 제작한 외란은 5도/0.5 Hz의 정현외란으로 Yaw, Pitch, Roll 순서로 각각 30도 위상차를 두었다. 그리고 안테나시스템은 기본적으로 모션시뮬레이터 상판 정면을 기준으로 방위각 0도 양각 45도의 위치에서 추적을 시작하게 된다.

실험은 두 가지를 수행하는데 첫 번째 실험은 모노펄스추적을 사용할 수 없는 통신환경을 모의하기 위해 Fig. 12의 알고리즘에서

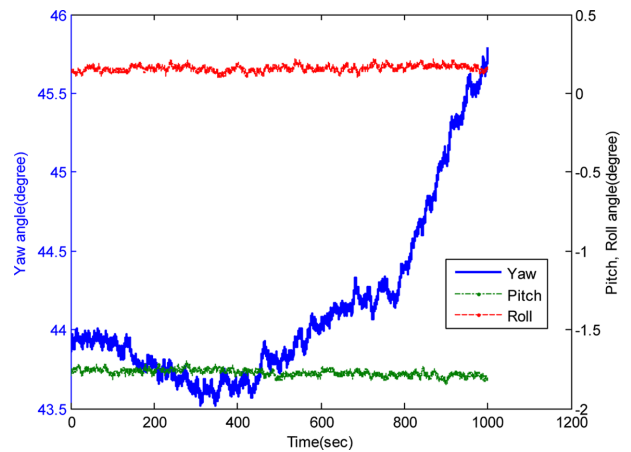


Fig. 14 INS angle feedback angle without disturbance

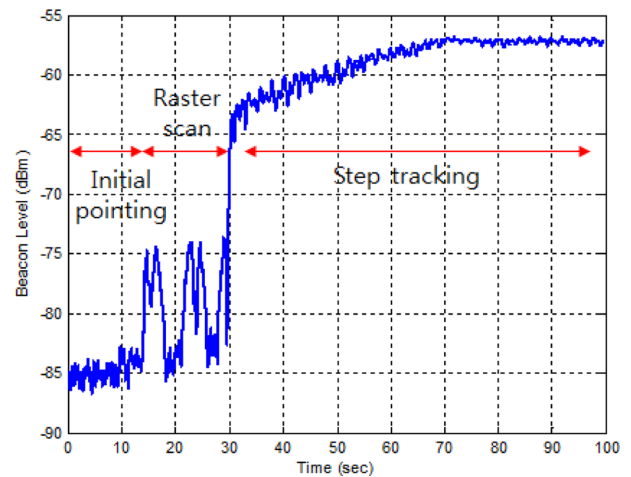


Fig. 15 Beacon level from initial pointing to step tracking

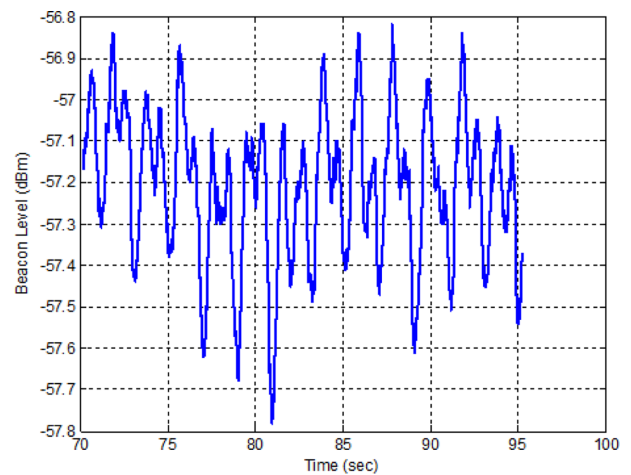


Fig. 16 Beacon level during step tracking

모노펄스추적을 배제하고 스텝추적까지만 이용하는 실험이고, 두 번째 실험은 모노펄스추적까지 이용하여 위성을 추적하는 실험이다.

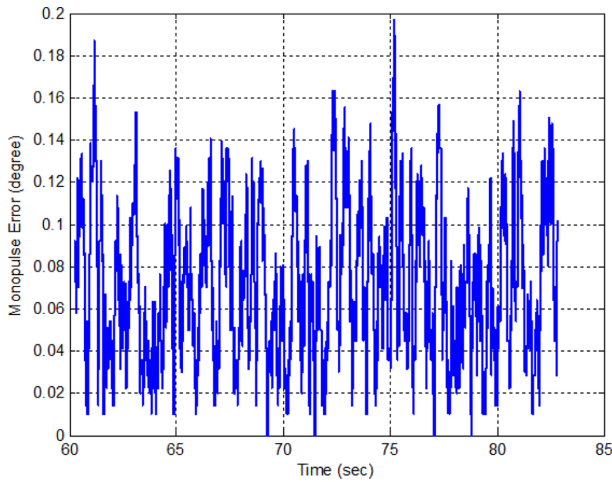


Fig. 17 Monopulse error during step tracking

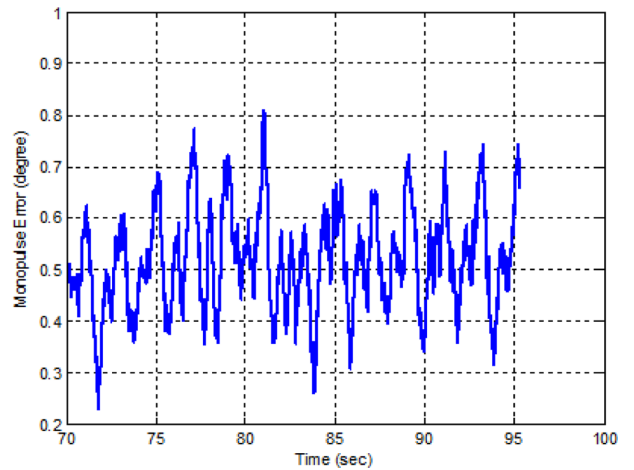


Fig. 20 Monopulse error during monopulse tracking

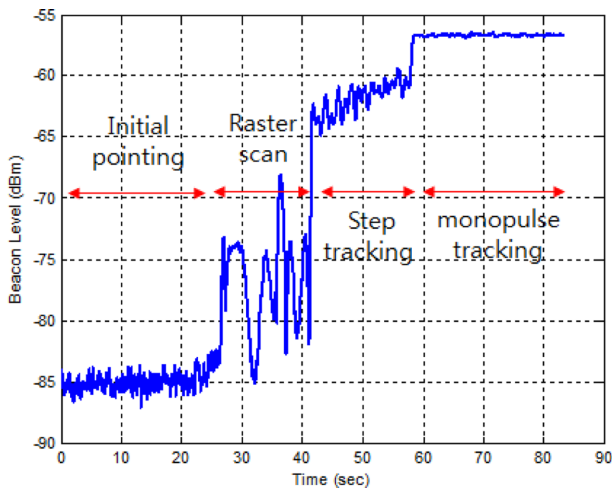


Fig. 18 Beacon level from initial pointing to monopulse tracking

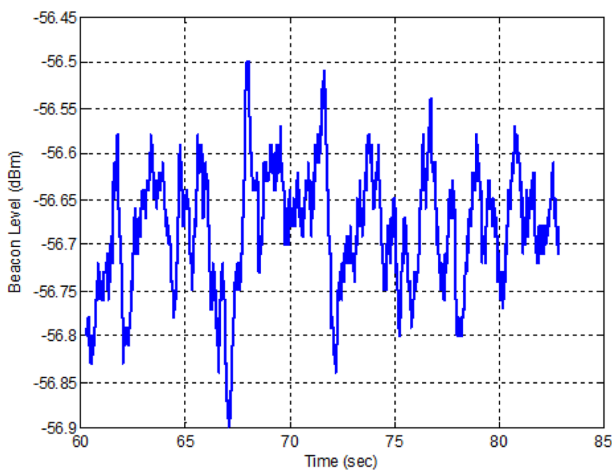


Fig. 19 Beacon level during monopulse tracking

Table 1 Tracking performance of the hybrid tracking

Method	Step tracking	Monopulse
Beacon (dBm RMS)	-57.2102	-56.6823
Mono. Err. (deg. RMS)	0.5276	0.0802

의미한다. 이 Fig. 15에서 시간에 따라 초기지향, 라스터 스캔, 스텝추적으로 모드가 변하며 추적을 진행하는 것을 확인할 수 있다. 그리고 Figs. 16과 17은 스텝추적영역에 진입한 순간부터 측정된 비콘수준과 모노펄스신호(Monopulse Error)가 되며 이를 통해 추적정확도를 파악할 수 있다. 이 비콘수준과 모노펄스신호는 Table 1로 정리할 수 있다. 여기서 Fig 17의 모노펄스신호는 추적에는 이용하지 않고 추적정확도 판별에만 사용되었다.

두 번째 실험으로 모노펄스추적까지 이용하는 경우 실험결과는 Figs. 18-20과 같다. 여기서 Fig. 18은 모노펄스추적까지 이용하는 경우 시간영역에서 본 추적과정을 의미하며, 이를 통해 시간에 따라 초기지향, 라스터스캔, 스텝추적, 모노펄스추적으로 모드가 변하며 위성을 추적하는 것을 확인할 수 있다. Figs. 19와 20은 모노펄스추적에 진입한 순간부터 측정된 비콘수준과 모노펄스오차가 되며 이를 통해 추적정확도를 파악할 수 있다. 이 비콘수준과 모노펄스오차는 Table 1에 스텝추적까지만 사용한 경우와 비교해 정리할 수 있다. 여기서 Fig. 20의 모노펄스신호는 Fig. 17과 달리 추적에 실시간으로 이용된 신호이다.

Table 1을 보면 스텝추적까지만 이용한 경우보다 모노펄스추적까지 이용한 혼합추적방식이 높은 추적정확도와 높은 비콘수준을 제공하는 것을 확인할 수 있다. 비록 모노펄스추적까지 이용하는 경우가 높은 추적성능을 제공하지만, 본 실험의 외란 조건에서는 스텝추적까지만 이용하는 경우에도 안정적인 링크개설은 가능하다. 여기서 제안한 혼합추적방법은 극심한 외란조건 하에 운용되지 않는다면 통신환경에 따라 모노펄스추적을 이용할 수 없는 경우에도 스텝추적을 통해 위성추적을 수행할 수 있다는 강점을 확인할 수 있다. 또한 Figs. 15와 18의 추적과정에서 라스터스캔에

첫 번째 실험으로 스텝추적까지만 이용하는 경우 실험결과는 Figs. 15-17과 같다. 여기서 Fig. 15는 시간영역에서 본 추적과정을

소요된 10초의 시간을 보면, 최종적으로 모노펄스추적을 이용하더라도 스텝추적의 견인을 통해 모노펄스추적 단독으로 운용 시 필요한 촘촘한 라스터스캔 없이 상대적으로 넓은 영역에서 고속의 위성추적이 가능함을 확인 할 수 있다. 만약 스텝추적의 견인이 없었다면 촘촘한 간격의 라스터스캔으로 Fig. 18에서 라스터스캔에 소요되는 시간은 10초보다 길었을 것이다. 그리고 Fig. 18에서는 2.2절에서 제안한 전환제어 방법을 통해 스텝추적에서 모노펄스추적으로 안정적인 모드변화 또한 확인 가능하다.

4. 결론

본 논문에서는 모노펄스추적과 스텝추적을 혼합해 위성추적에 이용하는 혼합추적방법을 제안했다. 이 추적방법은 기본적으로 비콘신호를 이용하는 스텝추적을 수행하다가 위성지향점 근방에서 모노펄스신호가 유효할 경우 모노펄스추적을 수행하는 방법으로 동작한다. 이 혼합추적방법에서는 모노펄스추적이 고속 고정밀의 위성추적을 지원하지만 위성지향점 근방 특정 영역에서만 이용할 수 있다는 한계를 스텝추적을 이용해 보완한다. 이 혼합위성추적은 스텝추적 단독운용보다 위성지향점 근방에서 모노펄스추적을 이용한 고속 고정밀의 위성추적을 가능하게 하며, 스텝추적의 보완을 통해 모노펄스추적 단독운용보다 넓은 영역에서 스텝추적을 통한 위성추적이 가능하게 한다. 또한 스텝추적의 견인을 통해 모노펄스추적 단독운용에 필요한 라스터스캔 간격보다 넓은 간격의 라스터스캔을 이용해 초기위성추적 및 재추적에 소요되는 시간도 줄일 수 있다. 더욱이 제안하는 혼합추적방법은 모노펄스추적을 이용할 수 없는 통신환경에서도 스텝추적을 통한 위성추적이 가능하며, 스텝추적에서 모노펄스추적 모드변환에는 적분제어기를 이용하는 전환제어기를 이용해 시스템안정성을 유지시키는 특징을 갖는다.

REFERENCES

1. Jo, S. H., "Real-Time Unbalance Moment Compensation Method for Line of Sight (LOS) Stabilization Control System," Transactions of the Korean Society for Noise and Vibration Engineering, Vol. 26, No. 3, pp. 323-330, 2016.
2. Kim, G. T., Cho, G. H., Jo, S. H., Nam, B. U., and Lee, J. H., "Analysis for Tracking Performance of Mobile SATCOM Antenna Using Monopulse Signal with Time Delay," Proc. of the Korea Institute of Military Science and Technology Annual Conference, pp. 1369-1370, 2015.
3. Cho, D. H., "A Study on the Step Tracking Satellite Antenna System," Journal of the Institute of Electronics Engineers of Korea, Vol. 39, No. 1, pp. 65-70, 2002.
4. Hilkert, J. M., "Inertially Stabilized Platform Technology: Concepts and Principal," IEEE Control Systems, Vol. 28, No. 1, pp. 26-46, 2008.

5. Debruin, J., "Control Systems for Mobile Satcom Antennas," IEEE Control Systems, Vol. 28, No. 1, pp. 86-101, 2008.
6. Han, K., Gue, W., and Gao, X., "A Step Tracking on the SOTM," Proc. of 3rd IEEE International Conference on Computer Science and Information Technology, pp. 214-216, 2010.
7. Kim, H. I., Cho, S. H., and Lee, C. H., "The Study on an Automatic Tracking and Pointing Method and the Regarding System for Facing Two Antennas," Journal of the Korea Institute of Military Science and Technology, Vol. 18, No. 5, pp. 498-509, 2015.
8. Kil, H. J., Lee, Y. J., Kim, J. S., and Lee, E. S., "Enhancement for Performance of Monopulse and Target Tracking for Communication Signal Tracking," Journal of the Institute of Electronics and Information Engineers, Vol. 51, No. 5, pp. 35-43, 2014.
9. Hawkins, G. J., Edwards, D. J., and McGeehan, J. P., "Tracking Systems for Satellite Communications," Proc. of F (Communications, Radar and Signal Processing), pp. 393-407, 1988.
10. Lee, J. M, Lim, J. S., and Kim, E. K., "Comparison between Multimode-Monopulse and Step-Tracking Techniques for a UAV Satellite Terminal," Proc. of Wireless Telecommunications Symposium, pp. 1-5, 2016.
11. Ga, D. H., Park, D. H., Song, C. H., Ahn, S. J., Jim. C. W., et al., "Design of a Higher-Order Mode Coupler Using Coaxial-Structure Waveguide for Ku-Band Monopulse Satellite Tracking," Journal of Korean Institute of Communications and Information Sciences, Vol. 39, No. 4, pp. 380-386, 2014.
12. Kim, G. T., Jo, S. H., Jo, G. H., Lee, H. S., and Lee, J. H., "Improvement for Tracking Performance of SATCOM Antenna System through Compensation of Polarization Angle Command," Proc. of the Korea Institute of Military Science and Technology Annual Conference, pp. 5-6, 2016.