

위성관제 기술

李 鎬 振

韓國電子通信研究所 管制技術研究室

I. 머 리 말

위성관제란 지상으로부터 위성의 내부 동작상태, 위성의 건강(health) 상태, 위성의 운동상황을 무선으로 원격감시(monitoring) 및 측정(measurement)하고 이의 처리결과에 따라 무선으로 원격명령(command)을 보내어 위성을 제어하는 업무로서, 기능적으로 각종 상태의 원격측정(telemetry), 추적(tracking), 그리고 원격명령으로 구성되기 때문에 TT & C로 통칭된다. 위성이 발사체에서 분리되어 천이(transfer) 궤도에 들어서는 순간부터 수명이 다하여 우주공간에 폐기될 때까지 위성의 전체 수명기간 동안, 주어진 임무수행을 위한 위성의 설치 및 운용, 그리고 폐기를 위한 지상의 감시 제어 기능은 이 관제를 통하여 수행된다.

한편 지상으로부터 약 36,000Km 상공의 정지궤도에 있는 통신방송 위성외에도 낮은 궤도를 운행하며 임무를 수행하는 각종 과학위성이나 군사위성 등 많은 종류의 위성과 궤도가 있다. 그리고 최근에 계획되고 있는 이동통신용 위성군(constellation)은 더욱 더 복잡한 궤도형태로 많은 수의 위성이 서로 일정형태를 유지하며 운용되는 형태이다. 오늘날 응용되고 있는 여러 형태의 위성에 대해서 각각의 임무와 용도, 그리고 배치에 따라 위성 또는 임무마다 감시 및 추적, 그리고 제어의 내용과 요구사항, 그리고 관제시스템 구성이 상이하지만 근본적으로는 동일한 개념의 관제기술이 사용되고 있다.

본 고에서는 이미 세계적으로 상용화 단계에 이르고 있는 정지궤도 관제기술에 대해 1995년 우리나라에서 보유하게 될 무궁화위성이 속하게 되는 통신방송위성을 중심으로 기술하고자 한다. 제 II장에서는 위성관제 시스템의 구성과 각 구성요소의 기능과 역할을 먼저 기술

하고, 제 III장에서는 위성관제의 각 단계별 운용에 대해서 기술한다. 그리고 제 IV장에서는 저궤도 관제기술에 대해 간단히 언급한다.

II. 위성관제 시스템 구성

위성관제 시스템의 구성은 개념적으로 보아 위성과의 신호 인터페이스 및 추적부분, 위성데이터 처리 및 제어 명령 처리부분, 그리고 위성임무 감시제어부분으로 구성된다. 위성과의 신호 인터페이스 및 추적을 담당하는 시스템은 RF(radio frequency) /IF(intermediate frequency) /BB(baseband) 시그널을 처리하는 시스템으로 일반적으로 관제소(TT & C station)라고 불리는 시설에 설치되게 되는데, 이 곳에는 위성으로부터 송출되는 원격측정 RF신호를 수신하여 BB 데이터 시그널을 추출하고, 이를 위성제어센터(SCC : satellite control center)로 보낸다. 또한 위성제어센터로부터 데이터라인을 통하여 전송된 원격명령을 RF신호로 변환시켜 위성으로 송출하며, 위성의 위치를 추적하기 위한 거리측정(ranging) 및 각측정(angle measurement)을 수행하게 된다. 위성제어센터에서는 위성데이터를 처리하고 그 결과를 표시하며 이에 따른 원격명령을 생성시키는 기능을 수행한다. 통신방송 임무를 갖는 정지궤도 위성에서의 임무감시 및 제어는 위성통신망을 구성하는 통신시스템 구성성분의 초기상태 시험, 무선 및 유선 시스템의 동작상태 및 성능, 규격준수 여부등의 감시, 그리고 이에 따른 망상태 및 각 지구국의 전송량/상태를 이용한 위성통신망의 운용제어이다. 이러한 기능은 관제소에 설치되는 통신시스템 감시장치(CSM : com-

munication systems monitoring) 및 궤도내 시험장치 (IOT : in-orbit test)와 망제어센터(NCC : network control center)에서 수행된다.

통신방송위성의 경우 통신채널과는 별도로 관제용 채널을 갖는데, 원격측정 채널과 원격명령 채널이 구분되어 있으며 또한 궤도진입용/비상용 채널과 정규채널이 있다. 관제용 채널은 전송방식 및 송수신전력 요구사항이 위성통신 채널과는 다르므로 관제신호장비는 일반 통신장비와는 특성과 성능이 다른 RF/IF/BB 하드웨어를 갖게 된다. 관제소는 보통 주관제소와 예비관제소의 이중화 구조를 갖는데 서로 거리가 상당히 이격되어 있고 그 기능과 성능면에서도 약간 상이하다. 일반적으로 주관제소는 위성의 궤도진입 후 평상시 관제에 필요한 기능을 갖는 반면, 예비관제소는 비상시 위성관제를 할 수 있는 백업의 개념으로 설계되기 때문에 주관제소보다는 고출력이며 안테나의 성능이 강화되어 있다. 위성의 궤도진입에도 비상시와 같은 관제능력이 요구되는데 이 기능은 시스템 특성에 따라 주 또는 예비관제소 어느 곳에도 위치할 수 있다.

위성제어센터에는 위성관제의 중추가 되는 컴퓨터시스템이 설치 운용된다. 관제소에서 수신된 원격측정 데이터가 입력되면 이를 처리하여 위성의 내부 동작상태를 표시하여 주고, 운용자가 이에 대해서 원격명령을 내릴 수 있도록 하는 데, 데이터를 텍스트 및 그래픽으로 표시하여 줄 뿐 아니라, 추적등을 통하여 얻어진 자료를 이용하여 위성의 자세와 궤도를 결정하고 예측하며 원하는 위치와 자세를 갖도록 제어한다. 위성제어센터는 관제소와 항시 데이터를 교환하여야 하므로 양 관제소와 모두 연결되어 있으나 보통 주 관제소와 같은 장소에 설치되는 것이 일반적이다.

한편 관제소와 위성제어센터의 감시제어대상이 위성 자체이라면 실제 위성의 임무, 즉 통신방송 위성의 경우 위성통신 자체에 대한 감시와 제어도 중요한 기능인데, 위성을 이용한 통신과 방송이 정해진 규격과 성능대로 동작 또는 운용되고 있는 지를 감시하고 제어하는 것은 위성통신망의 운용보전에 절대적으로 필요하다. 위성통신망 감시제어시설로는 관제소의 RF/IF/BB 장치에 측정시설 및 장비를 추가로 설치하여 안테나에 수신되는 통신신호를 측정감시하는 통신시스템 감시장치와, 위성의 궤도진입 후 각종 장치의 기능 및 성능을 시험하기 위하여 추가로 시험측정장비를 갖는 궤도내 시험장치가 있으며, 위성통신망 전체의 망제어를 수행하는 위성망 제어센터가 있다. 무궁화위성의 위성관제 시스템 구성을 그림 1에 나타내었다.

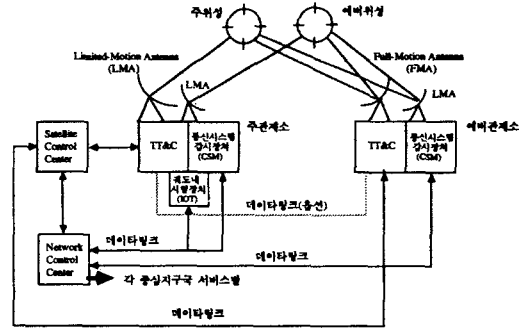


그림 1. 무궁화위성 시스템의 위성관제 시스템의 구성

1. 관제소

1) 원격측정 신호처리

위성으로부터 지상관제소로 전송되는 원격측정 신호는 위성내의 각종 정보를 제공하는데 위성체에 따라 그 전송방식이 상이하지만 대개 각 채널에 2 가지 방식의 신호가 조합되어 사용된다. 하나는 위성체내의 이산값(스위치 on-off 등)이나 아날로그값(전압, 전류, 온도 등)의 디지털변환 값 등을 전송하는 PCM(pulse code modulation) 원격측정 신호이고 다른 하나는 아날로그값(센서나 자세정보 또는 Dwell정보)을 전송하는 아날로그 원격측정 신호이다.

원격측정 신호는 위성내의 원격측정 신호송신기에서 PM/PSK/PCM 변조되어 송출(Ku 밴드에서는 12GHz 대)되고 지상의 관제안테나 수신단에서 수신되어 하향변환기(downconverter)에 의해 70MHz의 IF 신호로 변환된다. 이 신호는 위상변조(PM) 수신기를 통과하여 대개 32KHz 또는 64KHz의 부반송파 변조 PSK(phase shift keying) 신호로 복구되는데, 이 과정에서 원격측정의 반송파에 대한 추적이 이루어진다. 회복된 PSK 신호는 원격측정수신기(PSK 복조기)를 거쳐 데이터열로 변환되게 된다. 이 데이터들은 비트(bit) 동기와 프레임(frame) 동기를 거쳐서 PCM 데이터로 바뀌어 위성제어센터로 보내지게 된다. 아날로그 정보는 IRIG 채널의 부반송파에 의해 주파수변조(FM) 된 후 다시 PM으로 변조되어 전송되는데, FM 복조기를 통과하고 난 뒤에는 A/D 변환을 거쳐 위성제어센터로 보내지게 되고 스트립차트 레코더(strip-chart recorder)나 플로터의 입력이 된다.

2) 원격명령 신호처리

원격명령은 위성제어센터로부터 관제소로 전송되는 원격명령 데이터를 부호화하는 방법과 관제소에서 직접

생성시키는 방법이 있는데, 모두 원격명령 생성기(command generator)를 이용하게 된다. 원격명령 데이터의 형태는 이진수로 각 비트의 값에 일정한 주파수의 톤(tone) 신호를 사용하는데, 이 주파수는 시스템마다 다르지만 대개 5~8KHz의 톤을 사용하고 FSK(frequency shift keying) 되어 약 5~10msec 정도의 펄스 폭을 갖는다. 이 두 가지 톤외에도 '실행'(execute) 톤이 있는데, 이는 원격명령 신호의 위성수신이 확인된 후에 실행시키는 신호이다. 이 톤 신호들은 70MHz의 중간주파수로 FM화 된다.

원격명령의 생성 및 수행의 보안을 위하여 여러가지 방법이 사용되는데, 원격명령 데이터를 이미 약속된 키(key)에 의하여 암호화하여 전송하고 위성에서 해독하는 방법이 가장 널리 사용되고 있으며 주로 DES 방법이나 KT123/KR123 방법 등이 대표적으로 사용되고 있다.

3) 거리 및 각 측정

관제소에서 위성까지의 직선거리(slant range)를 측정하는 방법으로 지상에서 위성으로 단일 주파수를 갖는 톤 신호들을 전송하여 되돌아 오는 신호의 위상을 측정하는 방법이 가장 널리 사용되고 있다. 4개의 주파수 즉 27777, 3968.25, 283.437, 35.431Hz 신호를 사용하는 다중톤(multiple tone) 방식이 사용되고 있는데, 고주파 신호는 정확도를 위해, 저주파 신호는 동일위상의 정수배를 걸러내기 위해 사용된다. 이론적으로는 더 좋은 정확도를 얻기 위하여 보다 고주파의 신호를 사용할 수 있으나 이온층을 통과하는 시간의 변동이 심해지므로 이 이상의 고주파를 사용하기가 어렵다.

이 신호들은 상향회선의 경우 원격명령의 채널에 실려 70MHz의 중간주파수로 FM(frequency modulation) 되어 전송되지만 하향회선에서는 원격측정 채널로 되돌아 온다. 실제 시스템에서는 최대고주파 신호만 직접 70MHz로 변조되고 그 이하 주파수의 신호는 19KHz의 부반송파로 일단 변조되었다가 70MHz로 변조되는 경우가 많다. 최근의 시스템에서는 위상측정 정확도가 $\pm 0.1^\circ$ 로 좋아지기는 했지만 위성체내의 위상 지연과 지상 및 위성에서의 보정(calibration) 오차때문에 측정정밀도는 $\pm 25m$ 이내이다.

위성의 궤도 및 궤도내 위치를 알기 위해서는 위성까지의 거리뿐만 아니라 지상과 위성간의 사잇각을 알아야 한다. 위성에 대한 각은 양각(elevation angle)과 방위각(azimuth angle)이 있는데, 이 각들은 관제소와 위성의 위도 및 경도에 따라 결정되는 각이다. 정지위성의 경우 이러한 각들의 변화는 아주 작지만 천이궤도시에

는 변화가 크므로 안테나를 이용하여 위성을 추적하면서 측정하게 된다. 이를 위해 관제소에서는 제한구동 안테나(LMA) 또는 완전구동 안테나(FMA)를 사용하여 각측정을 하는데, 대형이고 작동범위가 넓으며 여러가지 형태의 추적 구동장치와 각판독장치가 사용되고 있다. 각측정의 가장 간단한 방법으로는 안테나를 최대수신전력 위치로 조정하여 각을 판독하는 것이다. 그렇지만 이 방법은 오차가 클 뿐 아니라 단일평면상에서 이동하므로 방향을 잘못 설정하면 국부적인 최대치를 추적하기 쉽기 때문에 별로 사용되지 않고, 레이더의 원리를 이용하여 다중 피드혼(feed horn)을 사용한 이중평면 각측정 방법을 사용한 모노펄스(monopulse) 방식이 사용되고 있다. 안테나 면에 대칭적으로 각각 2 개씩의 피드를 설치하여 이들로부터의 입력에 대해 합과 차를 조합하여 각을 측정하게 되는데 대개 정확도는 $\pm 0.01^\circ$ 정도이다.

2. 위성제어센터

1) 위성관제 컴퓨터 시스템

위성관제 컴퓨터 시스템은 기능구현의 구조에 따라 기능집중식과 기능분산식 2 가지 형태가 있다. 관제의 기능은 외부의 입력에 대한 그 처리시간 및 응답성에 따라 실시간성 처리기능과 비실시간성 처리기능으로 기능을 분류할 수 있는데, 이 기능들을 하나의 컴퓨터에 집중시켜 구현하는가 또는 여러 개의 워크스테이션으로 분산시켜 구현하는가에 따라 시스템의 구조가 결정된다. 하나의 컴퓨터에 집중시켜 구현하는 형태인 기능집중식은 과거의 소형 스펀위성 관제에 사용되어 왔으나 최근에는 많이 사용되지 않는다. 기능분산식 구조는 기능 및 부하를 여러 컴퓨터 혹은 워크스테이션에 분산시켜 서로 LAN으로 연결시키는 구조로서, 시스템 확장이 용이하며 부하분산도 가능하고 다양한 그래픽 인터페이스를 융통성 있게 구현할 수 있는 방식이어서 최근들어 널리 사용되고 있다. 기능분산식 구조에 있어서도 컴퓨터들에 기능을 분산시키는 형태가 각 제작회사마다 다르지만 대개 실시간 기능과 비실시간 기능을 분산시키는 구조가 일반적이며, 또한 실시간 기능도 TT & C 전처리 기능과 데이터 처리기능으로 구분하여 분산시키기도 한다. 특히 TT & C 전처리 기능은 실시간성을 요구하므로 많은 부분이 하드웨어로 구현되기도 한다.

2) 실시간 원격측정/원격명령 데이터 처리

원격측정 데이터추출 및 공학치변환 처리, 데이터 그래픽 디스플레이, 데이터베이스 관리, 그리고 원격명령 생성 및 검증/실행이 수행된다. 원격측정 항목 및 원격

명령 항목이 각각 약 1,000에서 1,500 사이에 있으므로 대부분의 처리가 데이터테이블 또는 데이터베이스를 근간으로 하는 데이터구조에 의해 이루어지게 된다. 원격 측정 데이터의 종류로는 위성상태 데이터, 자세 데이터, 그리고 탑재장치 상태 데이터가 있다. 위성상태 데이터로는 온도, 압력, 전압과 전류, 스위치나 동작 모드등의 운용상태, 이중화 동작상태, 메카니즘의 전개상태등이 있고, 자세 데이터로는 태양이나 지구센서의 데이터가, 그리고 탑재장치의 상태 데이터로는 탑재장치의 각 부분별 온도, 전력, 동작상태 등이 있다. 워크스테이션 또는 X-터미날을 이용하여 원격측정 데이터를 시각적으로 디스플레이하여 이상상태를 신속하게 발견하여 조치할 수 있도록 하고, 원격제어 명령생성의 단순화 및 명령수행의 안전성을 위하여 X-Window 나 OSF/MOTIF등의 그래픽 사용자 인터페이스(GUI)가 사용된다. 최근에는 보다 편리하고 다양하며 다중매체를 이용한 종합적인 감시제어환경을 위한 다중매체 운용자지원 인터페이스 기술이 개발되고 있다.

3) 비행역학 처리

위성은 정지궤도에 있어도 태양입자의 복사압이나 지구중력장의 불균형, 태양과 달의 인력등 우주환경으로부터의 외란을 받아 원래의 자세와 궤도로부터 이탈하게 되며, 또한 시간에 따라 지구나 달의 그림자 속으로 들어가는 식(eclipse)이나 태양간섭(Sun interference) 현상등 운용상 천체현상을 겪게 된다. 특히 자세와 궤도, 그리고 천체현상은 위성통신망에 큰 영향을 주므로 이러한 역학현상에 대해서 현재의 상태를 결정하고 미래를 예측하는 것이 위성관제에 있어서 매우 중요한 일이다.

한편 지정된 궤도구간내에 위성을 유지(station-keeping)시키기 위하여 분사장치(thruster)를 사용하는데, 이를 위해서는 궤도구간을 벗어나는 시각과 이동량, 그리고 분사량을 계산하여 일정 주기로 위성을 재위치시킨다. 이를 위하여 궤도를 결정하고 예측하며, 필요에 따라서는 분사장치계의 보정을 한다. 이제까지는 궤도유지 구간이 $\pm 0.1^\circ$ 였지만 최근에는 $\pm 0.05^\circ$ 로 줄어들어 궤도제어 빈도가 약 2배로 증가하여 예측 및 조정정확도가 더욱 요구되고 있다.

3. 위성통신 감시제어 및 망제어센터

1) 위성망 제어센터

위성통신망의 감시제어 시스템의 중추는 위성망 제어센터로 궤도내 중계기의 성능시험, 일상적으로 수행하는 중계기에 대한 감시, 통신 시스템 감시, 원격 지구국

에 대한 RF 규격검증과 같은 항목에 대해서 측정을 명령하고 데이터를 수집하며 시험결과를 분석하는 기능을 수행한다. 위성망 제어센터는 위성통신망을 제어하는 컴퓨터 시스템으로서 그 구성적인 면에서는 위성제어센터와 성격이 비슷하다. 각종 통신시스템 배치와 파라미터 제어, 규격의 검증 및 성능의 평가, 그리고 각 지구국의 통신트래픽 제어등을 수행하기 위하여 많은 데이터베이스를 가지며, 이 데이터에 대해 여러 층의 사용자가 접근하므로 허가된 사용자들에 대한 기능별 그래픽 인터페이스를 가진다. 한편 CSM/IOT와의 데이터 교환을 위한 컴퓨터간의 통신, 입력된 데이터의 디스플레이 및 출력, 차후 성능변화 분석을 위한 장기간 저장, 측정장비 등에 대한 주기적인 진단기능들도 수행한다.

2) 통신시스템 감시(CSM)

통신시스템 감시는 측정장비를 소프트웨어로 제어하여 측정배치를 설정하고, 측정 데이터를 수집하고 처리하여 결과를 추출하는 기능을 수행한다. 측정과 보정, 유지보수는 NCC의 제어하에서 중앙집중적으로 수행되거나 미리 정해진 주기마다 자동적으로 수행되기도 한다. CSM은 여러 가지의 통신신호 파라미터들을 측정하여 비정상상태를 조사하며, 성능의 시간적 변화를 분석하여 통신시스템의 RF 성능과 기능을 감시하는 것이다. 그리고 중계기의 성능을 측정하고 지구국의 시험을 지원하며 TV 신호의 수신상태를 감시하는 기능도 수행한다. CSM은 SCPC 캐리어나 TV 캐리어, 그리고 FDM/FM 캐리어에 대한 측정을 수행하는 것이 일반적인데, 최근에는 TDMA 신호에 대해서도 시간영역에서 분석을 할 수 있게 되었다.

3) 궤도내 시험(IOT)

위성이 업무를 시작하기 전에 중계기 및 원격측정/원격명령의 기능과 성능을 시험하는 것으로, 시험을 하기 위해서 먼저 보정을 수행하여 측정장비를 배치하고 측정항목별로 측정한다. 필요시 반송파를 위성으로 출력하는데, 측정항목은 주로 EIRP, G/T, 주파수, 중계기이득 및 위상특성 등이고 대부분의 제어는 컴퓨터에 의하여 소프트웨어적으로 수행되며, 측정후 보정을 다시 하여 파라미터 및 시험결과를 계산한다. 중계기에 대해서는 EIRP, SFD(saturated flux density), 진폭 전달특성, 주파수응답, 군지연, 주파수변환, G/T 이득 대 잡음온도 비, OOB(out-of-band) 송수신 응답, 중계기이득, 교차편파 분리도, 그리고 안테나 패턴등이 측정된다. 원격측정/명령 신호에 대해서는 EIRP, 주파수, 변조지수, 그리고 안테나 패턴이 측정된다. 한편 일상적으로 수행되는 중계기 감시항목은 이득, 주파수변환, 잡음

등인데 이들은 CSM에 의해 측정 감시된다.

Ⅲ. 위성관계 운용

통신방송용 정지위성의 관계는 통신방송을 위한 위성의 망의 설치 및 망운용을 위한 감시제어, 그리고 망의 교체 또는 철수의 전 과정을 수행하는 작업이다. 소련같은 고위도 국가에서는 정지궤도가 아닌 궤도를 이용하여 통신을 수행하기도 하지만 인텔샷을 포함한 대부분의 통신방송용 위성은 정지궤도를 사용한다. 정지궤도는 지구로부터 약 36,000Km 상공에 위치하므로 위성을 로켓에 의해 바로 위치시킬 수 없어 천이궤도라는 중간궤도를 사용하며, 천이궤도로부터 정지궤도로의 진입은 위성체내의 분사장치를 이용하여 이루어진다. 일반적으로 이러한 위성의 설치과정을 임무운용(mission operation)이라고 하며 이는 기술적으로 가장 어려운 일중의 하나이다. 본 장에서는 정지궤도 위성운용의 전 과정에 대해 기술하고자 한다. 위성운용의 기능적 일정표를 표 1에 나타내었다.

표 1. 위성운용의 기능적 일정표^[1]

발사전	발사	초기궤도 점검	평시운용
1년 6개월 3개월 1개월		2일-6개월	수주일-20년
· 비행계획 수립(위성체, 탑재체, 지상) · 훈련계획 수립 · 시뮬레이션 요구사항 명시 · 운용팀 조직 · 지상 데이터베이스 검증 · 지상 하드웨어 검증 · 비행 소프트웨어 검증 · 발사전 훈련 · 발사 여행연습 · 통신프로토콜 시범 · 모의발사 · 준비검토	· 발사팀 지원 · 위성의 초기궤도 진입	· 구성성분 확인 · 부시스템 확인 · 부시스템 인터페이스 확인 · 시스템 확인 · 비정상상태 감지 및 분석 · 계측장비 보정 · 측정처리 확인 · 외부 인터페이스 프로토콜 확인 · 임무궤도로의 위성조정	· 실시간 위성운용 수행 · 탑재체 데이터 처리 및 분배 · 운용절차의 마련 · 비정상상태 해결 · 지상 데이터베이스 관리 · 비행역학 소프트웨어 관리 · 운용자 교육의 계속 · 위성의 복구 및 수리 · 위성의 비행임무 해제

1. 임무(Mission) 해석 및 준비 단계

1) 발사창 분석(launch window analysis)

정지궤도에 위치시킬 위성의 발사는 아무때나 할 수

있는 것이 아니고 여러 가지의 제한조건을 만족하는 하루 중의 특정 시간대에만 가능하다. 이와 같은 발사가능 시간대를 발사창이라고 하는데 이것은 위성의 발사이전에 분석되어야 한다. 정지궤도 위성의 발사창이 열리는 시간은 위성체에 따른 제한조건들에 따라 달라지지만 대개 GMT로 자정근처에서 약 1시간 30분 정도 열리고, 계절에 따라 정오근처에서 1시간 가량 열린다. 정지궤도 위성의 발사에 있어서 제한조건으로 작용하는 요소들은 다음과 같다.

(1) 태양방향각(solar aspect angle) 제한

태양방향각은 위성체의 스핀축과 태양방향이 이루는 각으로 정의되는데 천이궤도에서 태양방향각은 위성체의 한 부분이 계속해서 가려지는 것을 방지하고 원활한 태양전력생산을 위해서 $90^{\circ} \pm 25^{\circ}$ 정도로 유지되어야 한다. 태양방향각은 위성체가 발사체와 분리된 초기 자세로부터 원지점모터 점화를 위한 자세에 이르기까지의 모든 천이궤도 단계에서 만족되어야 한다. 실제로 위성체와 발사체가 분리될 때 생길수 있는 오차와 위성의 자세결정 오차를 고려하면 태양방향각 제한조건은 더 작은 범위로 유지된다.

(2) 식 계속시간 제한

지구에 의해서 태양이 가려지는 식시간이 너무 길어서는 안된다. 또한 중요한 임무수행이 있을 때 식현상이 있어서는 안된다. 식이 일어나는 동안 위성체는 태양전지를 이용한 발전을 하지 못하고 충전지의 전력을 소모하게 되며 위성체의 온도는 떨어진다. 또한 중요한 자세기준인 태양이 태양센서에 의해 감지될 수 없다. 일반적으로 식 계속시간은 30분 이내 이어야 하고 진근점이각이 $70^{\circ} - 190^{\circ}$ 인 원지점을 포함한 그 이전 시간대에서 식이 발생해서는 안된다.^[2] 지구에 의한 식 이외에도 달에 의해서 태양빛이 가려지는 식도 함께 고려해야 한다.

(3) 자세결정 제한

위성체의 자세센서 데이터를 이용해서 자세결정을 할 때, 요구되는 정밀도를 얻기 위해서는 지구-위성-태양이 이루는 기하학적 관계가 만족되어야만 한다. 위성에서 볼 때 태양이 지구의 근처에 있는 경우에는 위성체의 지구감지센서가 태양의 강력한 빛에 의해서 지구를 감지할 수 없게 된다. 마찬가지로 달이 지구근처에 있는 경우에는 지구센서가 지구와 달을 구별하지 못하기 때문에 잘못된 센서출력이 나오게 되는데 이와 같은 현상을 방지해야 한다. 지구센서는 위성의 자세에 따라서 지구를 감지할 수 있는 궤도위치가 있는데 원지점모터 점화를 위해서는 진근점이각이 $160^{\circ} - 190^{\circ}$ 부근에서는 태양에 의한 지구센서의 간섭이 없어야 하고 지구센서가

지구를 관측할 수 있어야 한다.

2) 임무계획

임무계획은 요구사항을 실행에 옮기기 위한 작업으로 발사체의 종류와 초기고도, 발사장소의 경도와 위도, 위성체(원지점모터, 전개물, 안정화 방식), 지상 지원시설, 그리고 탑재체의 임무등이 모두 고려된다. 이러한 모든 지식을 사용하여 여러 가지의 후보궤도들을 계산하고 이들에 대해 위성체 및 지상시설 파라미터를 고정시키고 다른 파라미터를 변화시켜 파라미터적인 분석을 한다. 위성체의 전개방법과 전략을 설계하고 시뮬레이션 한 다음 지상 관제소와의 접촉 가능시간 및 수행기능을 결정하게 된다. 그리고 위성의 천이궤도내에서의 비행에 대해서 천체위치를 시간별로 계산하게 된다. 특히 초기궤도는 지구와 동기적인 궤도가 아니므로 지상에서의 명령에 의하여 일련의 위성체어가 수행되기 위해서는 특정 지상 관제소에서의 커버리지가 중요한 파라미터가 된다. 이 커버리지는 궤도의 특성, 관제소의 지형학적인 환경, 관제소의 지리학적인 위치, 관제소 장비의 제약사항, 그리고 위성의 TC & R 안테나의 패턴에 의해 결정된다. 지상관제소의 커버리지 해석은 임무설계에 있어 기본이 되며 또한 임무일정을 결정하는 중요 요소가 된다. 매 단계에서 계산되는 중요 각도는 다음과 같다.^[2]

- 관제소-위성간의 양각: 이 값이 특정값 이하이면 커버리지가 얻어지지 않는다.
- 관제소-위성간의 벡터(vector)와 위성 스핀축간의 각: 위성의 TC&R 안테나에 의한 접촉여부를 결정한다.
- 위성 스핀축과 위성-지구 가장자리 벡터간의 각: 위성의 지구센서로부터 커버리지가 얻어지는 지를 결정한다.
- 위성 스핀축과 위성-태양 벡터간의 각(태양방향각): 커버리지 조건이 이 각도제한을 벗어나지 않는 지를 결정한다.

그리고 TTC 링크전력 계산을 위하여 각 지점에서의 위성간의 직선거리가, 이 링크전력에의 도플러 효과의 영향을 평가하기 위하여 각 지점에서의 직선거리의 변화율이 계산된다. 이러한 분석에 의하여 지상관제소와 위성의 접촉가능시간 및 궤도 요소와의 관계가 각 관제소마다 계산되어 도표로 작성된다.

3) 임무 일정표(time-line) 생성

임무 일정표에는 위성의 발사로부터 시작해서 천이궤도(transfer orbit), 표류궤도(drift orbit)를 거쳐서 정지궤도에 진입하기까지의 각 TT & C 관제소, 위성체

어센터에서 수행해야 하는 모든 활동 및 정보(커버리지, 명령 순서, 궤도위치)들이 시간별로 나타나 있다. 이는 임무 계획에서 계산된 각종 파라미터와 요소를 바탕으로 생성되는데, 이에 대한 확인과 검토 그리고 이에 충분한 예행연습(rehearsal)이 위성의 발사이전에 완료된다. 임무 일정표를 생성시키기 위해서는 위성이 각 지상관제소에 출몰하는 시간, 위성에 있는 TT & C 안테나의 방사패턴, 위성체 자세센서의 태양과 지구감지 시간대, 원지점 및 근지점 통과시각, 식 시간 등이 계산되며 이 결과와 데이터베이스에 있는 단계별 수행활동이 조합되어 시간별로 배치된다.

4) 임무준비

임무계획이 완성되면 이의 실행전에 준비를 완료하게 되는데, 이러한 활동으로는 임무수행팀을 조직하고, 여러 지상관제소와의 통신링크를 포함하여 지상관제 장비를 점검 및 시험하며, 운용자를 교육시키고 임무일정표에 대한 예행연습 및 비상시에 대한 복구 시뮬레이션을 수행한다. 운용자의 교육내용으로는 위성의 원격측정처리, 원격명령 과정, 통신 프로토콜, 비상시 대책, 위성관제소의 기능 및 제약조건, 그리고 초기궤도시의 점검사항 등이 있는데, 교육방법으로는 강의와 시뮬레이션이 있다. 시뮬레이션을 통한 교육을 위해서는 위성의 동력학적 모델을 갖는 동적 시뮬레이터(dynamic simulator)가 많이 사용되는데, 실제상황에 가까운 환경하에서 주어진 입력에 대한 반응을 보여 주어, 임무 수행과정을 이해시키고 또한 비정상상태에 대한 대처능력을 훈련시킬 수 있다. 또 이 시뮬레이터를 이용하여 임무예행연습도 수행하는데, 운용절차에 대한 유효성 확인과 조작된 고장상황에 대한 분석 및 대처, 그리고 제어원격명령의 시뮬레이션 결과를 통한 검증을 수행할 수 있다. 이 동적 시뮬레이터는 관제 시스템의 일부로서 이외에도 분석연구, 연료 고갈의 예측, 위성체 및 지상 소프트웨어의 시험 및 향상, 위성제어 명령의 검증, 지상 소프트웨어의 데이터베이스 검증 등 위성 관제의 전반에 걸쳐 사용되고 있다.

2. 임무수행 단계

위성이 발사체에서 분리되어 천이궤도상으로 진입하게 되는데, 이 궤도상에서는 약 10.5 시간의 주기로 지구를 공전하게 되며 3-축 위성도 이 시기에는 스핀안정형 형태를 취하는 것이 많다. 이 때에는 한 지상관제소와 계속적으로 커버리지가 유지되지 않으므로 적어도 세계적으로 분산된 2 개 이상의 관제소가 합동으로 시간대를 정하여 위성을 추적하고 제어하게 된다. 그리고

정지궤도 적도평면으로의 궤도진입을 위한 원지점모터 (AKM)의 분사를 수행하게 되는데, 이에 따라 표류궤도에 진입하면 궤도의 위치 및 자세를 확립하고 또한 지구의 방향도 확립하게 된다. 그러면 중계기 등의 탑재장비를 가동하여 시험에 들어가게 되고, 시험후 정상운용이 시작된다. 이러한 진입제어를 위한 작업을 임무수행이라고 하는데, 이는 임무일정표에 의거하여 각 단계에서의 위성의 상태와 동작을 계속적으로 감시, 분석하고 원격명령을 내리는 일련의 과정이다. 특히 예상되는 비정상상태에 대비한 원격명령절차 등이 미리 마련되고 이에 대한 리허설을 수행하여 만반의 준비를 하게 된다. 예상치 못한 결과에 대비하여 위성체 엔지니어를 대기시켜 각종 상황에 대한 응급처치 및 기능회복을 위한 현장활동도 수행되어야 한다.

1) 궤도예측 및 결정, 추적

천이궤도에서는 궤도를 정확히 결정하고 예측하여 궤도의 조정, 자세의 조정, 원지점 점화, 그리고 지상관제소의 네트워크제어를 지원할 수 있어야 한다. 위성의 궤도는 케플러의 여섯개의 궤도요소(Keplerian six orbital elements)를 사용하여 표시한다. 천이궤도에서의 자세의 조정을 위해서는 지구와 태양에 대한 위성의 위치가 중요한 정보이기 때문에 궤도의 정확한 결정이 요구된다. 또한 천이궤도 원지점의 지상에서의 경도와 위도가 매 회전주기마다 이동하며 또 원지점점화를 통하여 궤도의 조정도 이루어져야 하므로 정지궤도로의 천이를 위하여 궤도의 결정 및 예측이 중요하다. 한편 천이궤도상에서는 지상관제소에서 계속적으로 위성을 추적하기 위하여 안테나의 방향을 결정하여야 하고 위성이 지평선에 나타날 때 이를 곧 바로 접촉하여야 하므로 계속적으로 궤도를 찾아가야 한다. 위성의 궤도요소를 그림 2에 나타내었다.

(1) 궤도결정

궤도결정은 전처리된 추적데이터 세트를 이용해서 궤도요소를 얻어내는 것이다. 궤도결정을 위해서는 초기궤도가 필요한데 이것은 예비궤도 결정을 통해서 얻거나, 이전에 결정되었던 궤도요소로부터 궤도예측을 통해서 얻는다. 궤도결정 방법은 미분보정을 이용한 가중최소자승법(weighted least-square method)이 주로 사용되는데, 이것은 초기궤도를 기준으로 계산된 추적치(calculated tracking)와 실제로 관측된 추적치(observed tracking)의 차이가 최소가 되도록 초기궤도를 보정해 주면서 반복계산하여 궤도를 수렴시키는 것이다. 가중 최소자승법을 이용한 궤도결정은 수십 또는 수백쌍의 추적데이터를 얻은 후에 오프라인으로 수

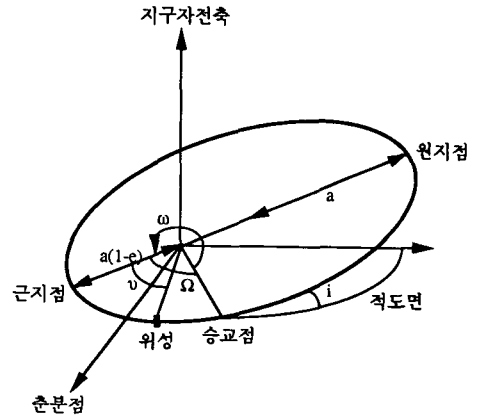


그림 2. 위성의 궤도요소

행된다. 궤도결정을 실시간으로 수행하는 방법으로 확장 칼만필터를 이용하는데 궤도조정시에 조정성능을 실시간으로 평가할 수 있는 장점을 가지고 있다.^[3] 이는 또한 동일궤도상에 위치한 위성의 상대운동을 모니터링 하는데 사용될 수 있다.^[4]

(2) 궤도예측

궤도예측은 어떤시간에 대한 궤도요소로부터 다른시간에 대한 궤도요소를 계산하는 것이다. 위성의 궤도운동은 지구를 중심으로 한 단순한 케플러 운동이 아니고 지구의 비대칭 중력장, 태양과 달의 중력, 태양의 복사압, 지구대기의 영향(저궤도위성 또는 천이궤도의 근지점 부근) 등과 같은 섭동력(perturbing force)에 의해서 계속 변화가는 복잡한 운동으로, 궤도예측은 이와 같은 섭동력들을 모델링하여 궤도운동 방정식을 수치적으로 적분해가는 것이다. 섭동력을 모델링하는 방법에는 Cowell 방법, Encke 방법 등이 있는데, Cowell 방법은 모델링이 단순하여 섭동항들을 쉽게 조정할 수 있는 장점이 있어서 위성궤도의 종류에 관계없이 널리 사용되고 있고, Encke 방법은 모델링은 복잡하지만 큰 적분간격을 사용할 수 있어서 빠른 계산을 할 수 있고 정지궤도의 궤도예측에 사용되고 있다.^[5, 6] 프로그램 내부의 수치적분 방법도 Runge-Kutta 방법과 같은 고정간격을 사용하는 것과 Adams-Moulton 방법과 같은 가변간격을 사용하는 여러가지 방법이 있는데 계산시간과 계산정밀도에 따라 선택된다.^[7]

2) 원격측정 모니터링 및 원격명령

지상관제소와 위성이 접촉될 때에는 위성의 원격측정 신호가 지상으로 송신되어 위성의 내부 동작상태 및 운동상황을 실시간으로 감시할 수 있게 된다. 천이궤도상

에서는 각종 전개물이 전개되지 않는 상태이고 내부의 탑재체도 가동을 하지 않은 상태이므로, 주로 자세 및 궤도제어 부시스템과 TC & R 부시스템이 동작하는 운용모드가 되는데, 자세센서 데이터 및 분사, 연료장치 관련 데이터가 원격측정 신호로 송신되어 처리된다. 임무일정표에 의거 위성으로 송출되는 원격명령도 주로 자세결정 및 조정에 관한 것과 궤도결정을 위한 거리 및 각 측정이 대부분이다.

3) 자세결정 및 조정

자세결정 및 조정은 위성의 임무 수행단계에 따라서 수행되는 장소와 방법이 달라진다. 위성이 천이궤도 또는 표류궤도에서 스핀 안정화 방식으로 있을 때에는 위성체에서 측정된 자세센서 데이터가 원격측정을 통해 지상의 위성제어센터에서 수집된다. 데이터는 태양센서와 지구센서에서 나오는데 천이궤도 상에서 지구센서의 출력이 나오는 시간은 위성의 자세와 궤도위치에 따라서 달라지기 때문에 임무계획을 통해서 시간대를 예측해야 한다. 위성제어센터에서는 수집된 자세센서 데이터를 가지고 태양방향각, 지구 천저각(nadir angle), 태양과 지구의 분리각 등으로 변환하여 자세결정을 하고, 요구되는 자세조정 명령을 원격명령을 통해 위성체에 전달한다. 자세조정 명령을 받은 위성체는 명령에 따라 분사기를 분사시켜 자세를 조정하게 된다.

(1) 자세결정

위성이 스핀안정화 단계에 있을때 스핀축 자세결정은 센서 데이터에 대해 가중 최소자승법을 사용해서 수행되는 것이 일반적이다. 그러나 매번 처리되는 센서 데이터를 처리하여 자세를 결정할 수 있는 cone-intersect 방법^[8]이나 칼만필터를 이용하는 방법^[9]이 있다. 자세결정은 궤도결정과 거의 비슷한 과정을 수행하지만 궤도결정에 비해서는 단순하다. 스핀축 자세결정에 있어서 위성의 자세는 자세센서 데이터를 수집하는 동안 일정하다고 가정하기 때문에 자세역학적 모델링은 무시될 수 있고 자세결정 프로그램은 상수값인 스핀축 적경과 스핀축 적위를 계산하게 된다.^[10] 그렇지만 자세결정을 위해서는 자세센서 데이터를 수집한 시각에 있어서의 위성의 궤도와 태양의 위치를 계산해야 하기 때문에 자세결정 프로그램에는 위성의 궤도예측 루틴과 천체의 위치예측 루틴이 포함되거나 미리 계산된 위성의 궤도와 태양의 위치 데이터가 존재해야만 한다. 천이궤도에서의 자세결정은 정확한 원지점 모터 점화를 위해서 매우 중요한 과정이다.

(2) 자세조정

자세조정은 어떤 상태에 있는 위성체의 자세를 다른

상태로 바꾸거나 안정화 유지 파라미터를 바꾸는 것을 의미한다. 스핀하고 있는 위성체의 자세조정은 위성체의 스핀축을 바꾸어 주는 스핀 프리세션조정(spinner-precession maneuver)과 스핀율을 조정하는 스핀 업/다운(up/down)으로 모두 위성체의 분사기를 이용해서 수행된다. 스핀 프리세션조정은 위성체가 발사체와 분리된 상태의 초기자세를 원지점모터 점화를 위한 자세로 바꾸어 주는 것인데 조정각이 큰 경우에는 두 번으로 나누어서 실시한다. 스핀율의 조정에서는 어떤 값의 회전수를 얻기 위해서 한 번 또는 두 번에 나누어 조정하는데, 특히 초기의 스핀율을 얻기 위한 조정에서는 두 번으로 나누어 하여 분사기의 보정(calibration)을 수행하기도 한다. 원지점모터 점화전의 자세조정은 이러한 스핀 업/다운, 스핀 프리세션조정이고 원지점모터 점화후의 조정은 스핀안정화 방식의 위성체를 3축 안정화 방식으로 바꾸기 위한 despin, DST(dual spin turn)과 태양방향 설정, 지구방향 설정, 지구국방향 설정을 위한 자세조정이 포함된다.

4) 원지점모터 점화

위성체는 발사체의 3단 로케트에 의해서 근지점×원지점이 약 200Km×35786Km인 천이궤도로 진입하게 된다. 천이궤도의 주기는 약 10.5시간이며 이심율은 0.73 이고 궤도경사각은 발사지점에 따라 다른데, 아리안의 경우는 약 5°이고, 델타나 아틀라스의 경우에는 약 28° 가량 된다. 원지점모터 점화는 천이궤도의 원지점에서 로케트를 분사하여 근지점을 35,786Km로 상승시키면서 궤도경사각을 0°로 조정하는 것이다. 원지점에서의 로케트 분사는 고체 추진체를 사용하는 경우에는 약 1분간에 걸친 단 한번의 분사로 이루어지며, 액체 추진체를 사용하는 경우에는 몇 번으로 나누어서 분사하는데 전체적인 시간은 한시간 가량된다. 원지점모터 점화후 위성의 궤도는 천이궤도에서 표류궤도로 바뀌어서 위성은 목표로 하는 경도위치까지 표류되도록 제어된다. 대부분의 경우 천이궤도의 원지점은 승교점과 일치하는데 원지점모터 점화 시기에 따라서 표류궤도의 승교점을 바꿀 수 있다. 표류궤도의 승교점을 적당한 값으로 바꾸어 주는 것은 정지궤도에서의 남-북위치유지 조정에 크게 기여하게 되는데, 원지점모터를 노드 통과 이전에 점화하면 승교점은 동쪽으로 옮겨가고, 노드 통과 이후에 점화하면 서쪽으로 옮겨간다. 이와같이 원지점 모터점화는 표류궤도의 궤도경사각, 승교점 이동, 경도 표류율 등의 제한조건을 만족할 수 있도록 미리 계획된다.

5) 위치획득(station acquisition)

원지점모터 점화에 의해서 위성은 표류궤도로 진입하

여 목표경도 방향으로 흘러가게 된다. 표류궤도의 궤도 요소는 정지궤도의 궤도요소와는 약간 다른 값을 가지게 되는데, 위치획득 프로그램은 표류궤도에 있는 위성을 제한시간 이내에 목표경도에 고정시키면서 궤도요소를 정지궤도의 운용에 맞도록 바꾸어 주는 궤도조정을 계산한다. 표류궤도에서 정지궤도에 이르는 동안에 위성제어센터에서는 원격명령을 통해서 스핀 안정화 방식에 있는 위성을 3-축 안정화 방식으로 바꾸어 주고 태양 방향을 인식하고, 태양 전지판을 전개하여 태양을 향하게 하고, 지구감지 센서가 지구를 인식해서 위성체의 AOCS가 자세를 제어하게 하며, 최종적으로 통신안테나를 전개하고 목표경도 위치를 획득하여 지구국과의 통신설정을 한 후 운용을 위한 테스트에 들어가게 된다.

3. 평시 운용 단계

1) 실시간처리

위성관제 시스템에서 수행하는 실시간처리로는 위성체 원격측정 및 원격명령 처리, 데이터 화일링 및 기록처리, 경보 및 오류처리, 사용자 인터페이스(MMI), 그리고 액세스 제어 및 관리가 있다. 위성의 운용을 위하여 최신의 컴퓨터기술이 응용되어 사용자 및 엔지니어가 데이터를 보다 신속하게 해석할 수 있어, 비정상상태를 감지하고 해결할 수 있는 능력을 향상시킬 수 있게 되었는데, 이러한 기능을 위해 사용되는 지상관제 지원 시설 및 소프트웨어의 특성과 이에 의해 위성운용에 미치는 영향을 표 2에 나타내었다.

(1) 위성체 원격측정 및 원격명령 처리

이에는 원격측정 프레임(frame)의 수신 및 처리, 원격측정 데이터 처리(원격측정 데이터의 유효성 체크, 원격측정 데이터의 추출, 모드(mode) 방정식 처리, 파라미터 유도처리, 한계값 확인 및 경보발생), 원격측정 데이터의 표시(공학치변환, 알파뉴메릭 페이지 표시, 그래픽 표시, 위성 정보요약 표시, 위성체 상태모사 블럭 표시), 그리고 원격명령처리(명령생성, 명령 프로시져 생성, 명령전송, 명령 유효성 확인, 명령검증)가 있다. 이 기능들은 주로 데이터베이스에 의해 처리되며, 운용자에 의해 제어되거나 자동적으로 수행된다.

(2) 데이터 화일링 및 기록처리

수신된 원시 원격측정 데이터 및 처리된 데이터들은 실시간으로 처리/표시되는 동시에 디스크에 화일링되어 저장되고, 또 일정시간후에는 마그네틱 테이프등에 기록되어 장기간 보관된다. 이들은 추후 위성상태의 재점검 및 확인을 위하여 복구되어 재처리되거나, 일정기간 동안의 위성상태 및 성능에 대한 경향분석을 위하여

표 2. 지상관제 지원시설 및 소프트웨어의 특성과 이에 의해 위성운용에 미치는 영향

지상 지원시설 및 소프트웨어 특성	위성운용에 미치는 영향
위성 원격명령 · 확인 도구 소프트웨어 · 원격명령 데이터베이스 · 검증 기술 · 블럭 원격명령	· 운전자 오류감소 · 원격명령 효율증대 · 위성의 보안용이 · 원격명령 효율증대
위성 원격측정 감시 · CRT 디스플레이의 개선 · 한계범위 확인 루틴 · 가청 및 가시 경보 · 플롯팅 및 그래핑 도구 · 스트립-차트 디스플레이	· 문제발견 용이 · 운전자 오류감소 · 데이터축소의 단순화 · 문제발견 용이 · 문제발견 용이
오프라인 분석 · 경향분석을 위한 도구 · 원격측정 데이터의 기록 및 복구 · 플롯팅 및 그래핑 도구 · 스트립-차트 디스플레이 · 시뮬레이터 소프트웨어 · 확인 도구 소프트웨어	· 문제발견 및 예측용이 · 비정상상태 해결용이 · 분석도구 제공 · 엔지니어링 효율증대 · 시험향상 · 인력수요 감소

선별적으로 복구 처리된다. 이들의 복구는 직접 디스크 또는 테이프로부터 이루어지는데, 운용자의 명령에 의해 자동되어 자동적으로 수행된다.

(3) 경보 및 오류처리

위성체내에서 발생한 경보와 관제시스템 수행상에서 발생하는 시스템 경보 및 오류는 시스템에서 중앙집중식으로 수집처리되어 시스템에서 표시된다. 시스템의 소프트웨어 오류는 오류처리 루틴에서 처리되고, 시스템의 기능오류는 재시도 또는 기능복구처리로, 그리고 위성의 경보나 오류는 원격명령의 수행으로 처리한다. 모든 경보와 오류는 가시 또는 가청적으로 위성 운용자나 시스템 운용자가 신속히 인식하도록 한다.

(4) 운전자 인터페이스

이는 워크스테이션 및 표시장치에 구현되는 소프트웨어로 윈도우시스템과 메뉴를 사용하는 등의 그래픽 인터페이스로 구현된다. 이는 원격측정 데이터의 표시, 시스템 데이터의 제어, 원격명령의 생성 및 수행, 데이터의 분석, 그리고 데이터화일의 복구등 전체적으로 사용되는 인터페이스이다.

(5) 액세스제어 및 관리

위성제어 시스템의 사용과 데이터베이스 파라미터의 변경을 위해서는 운용자의 사용권한이 요구되며 이에 대한 확인 및 검증이 요구된다. 이는 주로 보안을 위한 것이지만 부주의한 변경이나 일치되지 않은 변경을 방지하기 위한 것이기도 하다. 그리고 데이터베이스의 변경이 항상 일치된 상태로 수행되고 이러한 사실이 기록되어 조사해 볼 수 있도록 하는 기능이 있다.

2) 비행역학처리

(1) 궤도결정 및 예측

정지궤도에서의 궤도결정 및 예측기능은 천이궤도에 사용되는 프로그램을 그대로 사용한다. 정지궤도는 천이궤도에 비하여 궤도의 변화가 거의 없기 때문에 궤도결정 및 예측은 그렇게 자주 요구되지는 않는다. 이는 주기적으로 수행하는 위성의 위치유지(station-keeping) 조정과 이벤트 예측을 위하여 주로 사용되는데, 케플러의 여섯개의 궤도요소를 사용하지만 정지궤도의 경우 궤도 이심률과 궤도 경사각이 거의 0에 가깝기 때문에 이심률 벡터와 경사각 벡터를 포함하는 equinoctial 궤도요소를 사용하기도 한다.^[11] 궤도예측 프로그램은 여러가지 용도로 사용되는데, 궤도결정 프로그램의 내에서는 추적데이터 수집시각에 있어서의 궤도요소를 계산하는 데에 사용되고, 위성 위치유지 프로그램과 자세결정 프로그램 내에서는 시각에 따른 위성의 위치벡터와 속도벡터를 계산하는 데에 사용된다. 외부에서 사용자가 직접 접근할 수 있는 궤도예측 프로그램에서는 시간에 따른 궤도요소를 계산하고 추적안테나의 방위각과 양각을 예측하며 궤도에 관련된 이벤트를 예측하는 데에 사용되는데, 여기에는 위성이 지구의 그림자 속으로 들어가는 식현상의 발생시간, 지구감지센서의 시야에 태양이 들어오는 시간, 위성의 노드 통과 시각, 원지점 및 근지점 통과시각 등이 포함된다.

(2) 위치유지 조정(station-keeping maneuver)

지구주위를 궤도운동하는 위성은 지구, 태양, 달로부터 섭동력을 받아서 본래의 궤도로 부터 점점 벗어나기 시작한다.^[12] 위성의 위치유지 조정은 위성의 궤도요소들을 일정한 범위내로 유지시키기 위한 궤도조정을 의미하며, 정지궤도 위성의 경우 위성을 적도상에서 동-서방향과 남-북방향으로 일정한 박스내에 있게 하는 것이다. 정지궤도 위성의 위치유지 조정은 일반적으로 동-서방향의 위치유지 조정과 남-북방향의 위치유지 조정으로 분리되어 실시된다. 이러한 위치유지 조정은 궤도결정과 함께 위성을 운용하는 동안에는 계속해서 수행해야 한다.

① 동-서방향(East-West) 위치 유지

정지궤도에 위치한 위성을 동-서방향으로 표류하게 하는 주된 섭동력은 지구의 비대칭 중력장과 태양의 복사압이다. 지구는 완전한 구형이 아니고 적도부근이 볼록한 회전 타원체이기 때문에 적도상공의 정지궤도에 있는 위성도 지구 중력장의 안정된 지역으로 흘러가게 된다. 동경 116°의 정지궤도에 올려질 무궁화위성의 경우에는 동경 75°의 인도양 부근으로 표류하게 되는데, 이를 보정하기 위해서 위성체의 분사기를 분사시켜서 위성의 장반경이 정지궤도의 장반경 보다 크게 한다. 이때에 위성은 그림 3과 같이 동쪽으로 움직이기 시작하여 얼마후에는 멈추고 다시 서쪽으로 표류하기 시작한다. 동-서방향 위치유지 조정주기는 정지위성의 경도구간에 따라서 달라지는데, ±0.05° 내의 경도구간에서의 조정주기는 약 10일 정도로 예측된다.

또한 정지위성에 미치는 태양의 복사압은 궤도의 이심률을 증가시키는데, 이심률 증가는 위성과 지구와의 거리를 하루를 주기로 궤도장반경×이심률 만큼 왕복운동하게 하며 동-서방향으로는 2×이심률(라디안)의 진폭을 가지고 진동하게 한다.^[13] 이와 같은 이심률 증가도 동-서방향의 위치유지 조정을 통해서 조정된다. 이중분사(two-burn) 방법이나 태양지향(Sun-pointing-perigee) 방법을 사용하는데, 후자의 방법은 동-서 방향의 위치조정을 할 때 원지점이나 근지점이 아닌 위치에서도 분사기를 발사할 수 있는 장점이 있다.^[14]

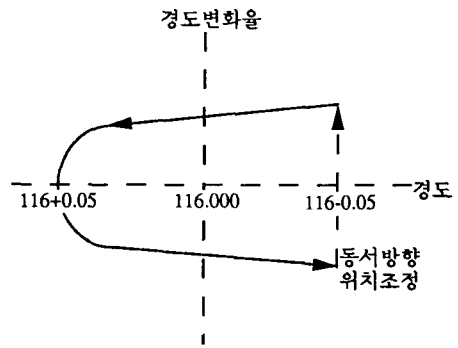


그림 3. 동서방향 위치유지 조정

② 남-북방향(North-South) 위치 유지

정지궤도 위성은 태양과 달 그리고 지구의 편원성(oblateness)에 의한 섭동을 받아서 궤도경사각이 증가하고 승교점이 변화한다. 궤도경사각의 증가는 위성을 남-북방향으로 진동하게 한다. 남-북방향 위치유지는 위성의 궤도경사각을 일정한 범위내로 유지시키는 것인데 위성의 승교점 경도위치를 조정함으로써 간접적으로

조정한다. 일반적으로 궤도경사각이 0.05° 이하로 유지되기 위해서는 약 20일을 주기로 남-북방향 위치조정을 해주어야 한다. 3-축 안정화 위성의 경우에는 남-북방향 위치조정을 위해 분사한 가스가 태양 전지판에 부딪혀서 동-서방향의 변화를 일으키는데, 위성제어센터에서는 이를 보정해주기 위해서 남-북방향의 위치조정을 해주고 하루나 이틀후에 동-서방향의 위치조정을 해준다.

③ 동일경도 구간을 공유하는 위성군의 위치유지

정지궤도의 위치는 유한하기 때문에 위성밀도는 점점 증가하고 있으며 이 때문에 더 작은범위의 경도구간에서 위성의 위치유지조정을 수행해야 한다. 또한 같은 경도구간에 여러개의 위성을 배치시켜서 지상에 있는 하나의 안테나에 여러 개의 위성신호가 수신될 수 있도록 위성군을 운용하기도 한다. 동일경도 구간에서 여러 개의 위성을 운용할 경우에는 위성끼리의 충돌을 피하기 위해서 아주 정밀한 위치유지 조정을 수행한다. 위성군의 위치유지 방법에는 경도구간 분리방법, 이심을 벡터 분리 방법, 이심율과 경사각벡터 분리방법^[15, 16]등이 있는데 각 방법의 장단점을 비교해보고 가장 적합한 방법을 적용해야 한다.

(3) 자세결정 및 조정

위성이 정지궤도에서 3-축 안정화 방식으로 있을 때에는 위성체의 지구센서에 의해 측정된 자세센서 및 자이로 데이터가 위성체 내부의 AOCS에 의해서 즉시 자세값으로 변환되며, 이에 따라 요구되는 조정도 모멘텀 휠, 마그네틱 토오키, 분사기를 사용하여 자동적으로 수행된다. 날개형 태양전지판을 사용하는 3-축 위성들은 자세조정을 위하여 전지판 양단 또는 한쪽단에 태양돛(solar sail)을 사용하기도 하는데, 이는 태양압력에 의한 압력을 자세조정 동력으로 이용하는 것이다. 위성체가 정지궤도에서 3-축 안정화 방식으로 있는 경우에는 지상의 자세결정과 자세조정 프로그램은 단지 백업으로만 사용된다.

(4) 이벤트 예측(event prediction)

정지궤도에서 위성을 운용할 때 태양, 달, 지구 등의 천체와 위성의 궤도와와의 기하학적 위치에 따라서 정상적인 위성운용에 영향을 주는 현상이 발생한다. 이와 같은 현상들은 위성제어센터에서 미리 예측해서 이에 대비한 위성운용을 해야만 한다.

① 지구와 달에 의한 식(eclipse) 예측

식현상은 위성의 위치에서 볼 때 지구나 달이 태양을 가리는 것으로 이 때에 위성체는 태양전지판에 의한 전력생산을 할 수 없게 되고 위성체의 각 부분의 온도가

급강해진다. 위성제어센터에서는 이러한 식현상의 발생 시각과 상태를 정확히 예측해서 적절한 운용을 해야 하는데, 식운용에 포함되는 주요 활동들은 축전지의 충전상태와 방전상태 관리, 각 부분별 히터 온/오프, 태양전지판 추적 구동모드 변환, 지구센서 블라인딩(blinding) 방지 등이다. 동경 116° 에 위치할 무궁화 위성의 경우, 지구에 의한 식은 매년 2월 26일 경부터 4월 12일 경까지와 8월 31일 경부터 10월 16일 경까지 하루에 한 차례씩 발생하며, 식 지속기간은 춘분과 추분때에 약 70분으로 최대이다. 무궁화 위성의 경우 달에 의한 식은 1995년부터 2005년까지 약 18번 정도로 예측되며, 달에 의한 식과 지구에 의한 식이 같은 날에 발생하는 날수는 3번으로 예측된다.^[17] 그렇지만 달에 의한 식은 부분식일 경우가 대부분이므로 지구에 의한 식에 비해서 위성체에 주는 영향은 적다.

② 자세센서 간섭예측

정지궤도에서 3-축 안정화 방식으로 운용되는 위성은 자세유지를 위한 센서로 적외선 지구센서를 사용하며 센서출력은 위성체 자세제어계의 제어루프 내에서 즉시 제어신호로 바뀌어서 적절한 자세제어가 이루어진다. 그렇지만 지구근처에 태양이나 달이 위치한 경우에는 지구센서의 출력에 문제가 생긴다. 강력한 태양빛이 지구센서에 입력될 경우 센서는 일정한 시간동안 감지능력을 상실한다. 또한 지구와 달이 가까이에 위치한 경우에 지구센서는 지구와 달을 구별하지 못하기 때문에 잘못된 출력을 내보낼 수 있다. 위성제어센터에서는 이와 같은 센서간섭현상이 일어나는 시간을 예측해서 원격명령을 통해 센서스위치를 적절히 조작해야 한다.

③ 태양간섭에 의한 지구국 통신장애 예측

태양간섭에 의한 통신장애는 위성통신 지구국 안테나의 시야에 태양이 들어올 때 강력한 태양의 잡음에 의해 지구국 안테나의 잡음온도가 급격히 높아지면서 통신이 불가능해지는 현상이다. 통신장애의 지속일수와 정도는 안테나의 크기에 따라 달라진다. 북반구에 위성통신 지구국이 있는 경우에는 춘분이 되기 몇 일전과 추분이 지난 몇 일후에 태양간섭이 일어난다. 무궁화 위성을 이용한 국내 위성통신 시스템에서는 지구국의 위치와 안테나 크기에 따라 약간의 차이가 있지만 봄철에는 3월 5일, 가을철에는 10월 9일을 전후로 2 - 3일간에 걸쳐 5 - 7분정도 지속되리라 예측된다.^[18]

IV. 저궤도 위성의 관제

저궤도 위성은 고도가 500Km에서 1500Km 정도인 위성으로, 하루에 한번 지구를 도는 정지위성과는 달리 고도에 따라 12번에서 15번 정도 돈다. 이와 같은 이유로 저궤도 위성은 지구상의 한 지점에서 볼 때 고정된 위치에 있지 않고 출몰하며, 지상에서는 추적안테나로 위성을 계속 추적하면서 원격측정 처리 및 원격명령 처리를 수행해야 한다. 저궤도 위성 역시 여러 종류의 섭동을 받아서 본래의 궤도로부터 벗어나는데, 이에 따라 지상에 있는 위성제어센터에서는 위성을 추적해서 궤도를 결정하고 궤도조정을 해야 한다. 저궤도 위성에 가장 큰 영향을 미치는 섭동력은 지구의 비대칭 중력장에 의한 것이지만, 보다 정밀한 궤도결정과 궤도에측을 위해서는 많은 항들을 고려한 지구 모델링이 필요하다. 저궤도 위성의 궤도유지 한계는 임무에 따라서 다르므로 위성제어센터에서는 궤도유지에 대한 계획과 분석을 계속해서 수행하여야 한다.

저궤도 위성은 지상에 대한 커버리지가 작기 때문에 임무에 따라서는 두 개 이상의 위성을 사용하는 경우가 많은데, 이 때에는 각 위성들에 대한 궤도와 전체 위성군의 형태를 동시에 고려해야 한다. 위성군에 대한 형태유지(formation-keeping)는 수십개의 저궤도 위성들을 사용하는 임무에 있어서 가장 중요한 문제로 대두된다. 위성군에 속한 위성들의 장반경, 궤도이심률, 궤도경사각이 동일한 경우, 위성들에 미치는 섭동력은 크게 다르지 않기 때문에 위성들의 궤도는 일정하게 변해가지만 전체적인 위성군의 형태는 처음과는 달라져 간다. 이와 같이 달라져 가는 위성군의 형태를 유지하기 위해서 지상에 있는 위성제어센터에서는 위성군에 속한 모든 위성들을 추적하고 궤도결정해서 형태유지를 위한 궤도조정을 해야 한다.

저궤도 위성군을 이용해 지구의 전지역에 이동통신을 가능하게 할 목적으로 최초로 제안된 시스템은 Motorola사의 IRIDIUM 계획인데, 여기에는 극궤도를 가진 77개의 위성이 7개의 궤도평면에 배치되도록 계획되고 있다.¹⁹⁾ 이 외에도 'GLOBALSTAR', 'ORBCOMM', 'GONETS', 'LEOCOM', 'LEOSAT', 'STAR-SYS', 'ODISSEY', 'ARIES' 등의 저궤도 위성군이 제안되고 있다. 이와 같은 저궤도 위성군의 관제에 있어서 중요한 사항들은 형태유지를 위한 위성들의 궤도결정 및 조정, 예비위성의 발사와 배치계획 등이라고 볼 수 있다.

V. 맺음말


위성의 관제는 살펴본 바와 같이 시스템기술, 소프트웨어 기술, 천체역학 기술, 기계 동력학 기술등 첨단 복합기술을 필요로 하는 분야이다. 이 관제분야의 기술은 위성체 및 위성통신에 있어서의 설계지식 뿐만 아니라 운용의 오랜 경험적 지식도 필요로 하므로 선진국에서는 위성산업의 발달과 함께 오랫동안 축적되어 온 기술이라고 할 수 있다. 또한 이 기술은 해석학적으로 구성하는 비행역학 지식뿐만 아니라 위성체에 대한 세부지식을 필요로 하므로 위성개발 및 운용의 전 과정을 통하여 실질적으로 참여하여 습득되고 구축되어야 할 기술이다.

위성의 기술이 발전함에 따라 위성의 임무와 응용이 다목적화 되어 가고, 위성의 연료와 전력수요가 증가하며, 수명이 연장되고 위성이 대형화되고 있다. 이에 따라 위성체의 제어 메카니즘도 점점 복잡해져 가고 있으며 위성밀도가 증가함에 따라 위성제어의 정확성이 계속적으로 요구되고 있다. 이에 따라 관제 요구사항도 증가하여 위성체 스스로 데이터를 처리하여 조정하고 고장시 원인을 발견하여 신속하게 복구할 수 있는 탑재 위성제어시스템이 응용되고 있다. 따라서 최근의 위성에서는 지상에서 수행되는 관제기능의 일부를 위성체내에 구현하는 추세에 있는데, 3-축 위성의 자세결정 및 자세조정이 대표적인 예라고 할 수 있다.

이러한 위성발전 추세에 따라 최근에 들어서는 이제까지의 위성관제 운용의 개념을 운용자의 감시, 판단, 제어로부터 인공지능을 이용한 자동 감시판단에 의한 운용으로 변화시켜 시스템을 구성하려는 연구노력이 활발하게 일고 있다. 위성의 감시제어에 필요한 지식들을 지식베이스(knowledge base)화 하여 이를 통하여 평상시 감시제어 뿐만 아니라 비상복구 절차작성이나 운용자 판단지원, 그리고 운용자 훈련이 수행될 수 있도록 하는 연구개발이 선진제국에서는 진행중에 있다. 이 개념은 전문가나 경험있는 운용자의 지식과 경험을 갖는 컴퓨터가, 위성의 비정상상태를 감지하고 고장부위를 찾아 해결책을 제시하며, 또한 위성의 운동을 정확하게 파악하여 자동적으로 위성을 조정하는 등, 위성을 보다 안전하고 효율적으로 운용하여 위성의 수명을 연장시키며 또한 운용자의 수를 감소시키는 경제적인 효과를 노린다는 것이다. 위성망제어도 위성관제처럼 일정한 규칙에 의해 자동화될 수 있는 성격의 기능이 많아 인공지능을 이용한 전문가시스템 등 자동 감시판단 시스템으로의 진화연구 노력이 활발하게 일고 있다. 현재 규칙 기반형, 모델기반형, 프레임 기반형, 그리고 객체지향형 프로그래밍 등 각 형태의 기술을 사용하는 전문가시

시스템이 위성관제의 전반에 걸쳐 개발되고 실험적으로 적용되고 있다.²⁰⁾ 아직 우리나라는 기존의 관제기술의 습득에 일차적으로 노력을 경주해야 할 시점에 있는데, 1995년 발사될 무궁화위성을 계기로 위성관제 기술이 국내에 정착될 수 있도록 연구개발에 한층 노력을 기울여야 할 것이다.

參 考 文 獻

- [1] J. R. Wertz and W. J. Larson, *Space Mission Analysis and Design*, Kluwer Academic Publishers, Dordrecht, p. 495, 1991.
- [2] J. J. Pocha, *An Introduction to Mission Design for Geostationary Satellites*, Reidel, Dordrecht, pp. 15 - 22, 1987.
- [3] F. C. Kes, R. G. Lagowski, and A. J. Grise, "Performance of the telesat real-time state estimator," AIAA 80-0573, 1980.
- [4] S. Kawase, "Real-time relative motion monitoring for co-located geostationary satellites," J. of the Communication Research Lab., vol. 36, no. 148, pp. 125-135, 1989.
- [5] M. H. Kaplan, *Modern Spacecraft Dynamics and Control*, John Wiley & Sons, New York, pp. 343-348, 1976.
- [6] 박재우, 이호진, "위성의 궤도에 대한 결정 및 예측방법," 주간기술동향, 한국전자통신연구소, 91-19, 1991.
- [7] R. R. Bate, D. D. Mueller, and J. E. White, *Fundamentals of Astrodynamics*, Dover, New York, pp. 414-425, 1971.
- [8] C. Grubin, "Simple algorithm for intersecting two conical surfaces," *J. Spacecraft*, vol. 14, no. 4, pp. 251-252, 1977.
- [9] J. Deutschmann and I. Y. Bar-Itzhack, "Extended Kalman filter for attitude estimation of the earth radiation budget satellite," Proc. of Flight Dynamics/Estimation Theory Symposium, NASA/GSFC, pp. 333-346, 1989.
- [10] D. E. Ekman, "Orbit control software for communications satellites," *COMPUTER*, pp. 43-51, 1983.
- [11] R. A. Broucke and P. J. Cefola, "On the equinoctial orbit elements," *Celestial Mechanics*, vol. 5, pp. 303-310, 1972.
- [12] S. K. Shrivastava, "Orbital perturbations and stationkeeping of communication satellites," *J. Spacecraft*, vol. 15, no. 2, pp. 67-78, 1978.
- [13] G. Maral and M. Bousquet, *Satellite Communications Systems*, John Wiley & Sons, Chichester, pp. 296-302, 1986.
- [14] E. M. Soop, *Introduction to Geostationary Orbits*, ESA SP-1053, pp. 65-78, 1983.
- [15] A. Tanaka, Mirota, H. Mineno, and M. Miyashita, "Station-keeping methods for two broadcasting satellites in the same geostationary position," Proceedings of the Second International Symposium on Spacecraft Flight Dynamics, ESA SP-255, pp. 141-147, Dec. 1986.
- [16] A. Harting, C. K. Rajasingh, M. C. Eckstein, A. F. Leibold, and K. N. Srinivasamurthy, "On the collision hazard of colocated geostationary satellites," 88-4239-CP, 1988.
- [17] 이병선, 박재우, 은종원, 이호진, "정지궤도 위성의 지구와 달에 의한 식예측," 전자통신, 한국전자통신연구소, 제 14권 1호, pp. 1-14, 1992.
- [18] 이병선, 이호진, 김재명, 정선중, "태양간섭에 의한 위성통신 지구국 통신장애 예측," 대한전자공학 추계종합학술대회 논문집, pp. 9-13, 1991.
- [19] F. Ananasso, G. Rondinelli, P. Palmucci, and B. Pavesi, "Small satellites applications: A new perspective in satellite communications," AIAA-92-1930-CP, 14th AIAA International Communications Satellite Systems Conference and Exhibit, Washinton D. C., pp. 911-915, Mar. 1992.
- [20] 이호진, 위성제어시스템의 개발동향, 주간기술동향, 한국전자통신연구소, pp. 91-42, 1991. 

筆者紹介



李 鎬 振

1958年 9月 12日生

1981年 2月 서울대학교 전자공학과

1983年 2月 서울대학교 대학원 전자공학과(공학석사)

1990年 2月 서울대학교 대학원 전자공학과(공학박사)

1983年 3月 ~ 현재 한국전자통신연구소 관제기술연구실 선임연구원

주관심분야: 위성관제, 제어시스템, 적응제어