

# 무궁화 위성 1호의 발사와 비행궤도

연세대학교 최 규 홍

## 1. 위성의 발사

무궁화 위성은 1995년 8월 5일 오후 8시 10분 (한국시간)에 미국 플로리다주의 케이프 케나베럴에서 미국의 맥도넬더글라스의 델타II로켓(무게 230톤)에 의해 발사 되었다.

위성의 발사 순서는 1분 7.5초 후 보조로켓분리(6개), 2분 11.5초 보조로켓분리(3개), 4분 25초 주엔진 차단, 4분 34초 2단계 점화, 5분 11초 페어링 분리, 9분 56초 2단계 차단, 1시간 11분 4초 2단계 재 점화, 1시간 11분 51.6초 2단계 분리, 1시간 12분 44.6초 2단계 분리, 1시간 13분 21초 3단계 점화, 1시간 14분 48.7초 3단계 연소 완료, 1시간 16분 41.6초 위성을 분리하여 약 3~4일간의 천이 궤도운영, 원지점 모터 점화, 표류궤도 진입, 자세변환, 태양전자판 전개하여 약 15일~16일에 정지 궤도에 진입하는 것이 무궁화 위성 발사 스케줄이다.

세찬 화염을 내뿜으며 무궁화 1호가 발사되는 순간 발사장 주변에서 시커먼 연기와 함께 뭉게구름 같은 연기가 피어오르고 있었다. 로켓 발사 시에 나오는 하얀 연기는 로켓엔진에서 뿜어 나오는 높은 열을 막기 위해 발사대 지하에서 발사와 동시에 2m 직경의 수도관을 통해 사방에서 10만 갤런의 물이 터져 나와 새빨강게 달궈진 지상 발사대를 식히고 발사로 인한 땅의 진동을 방지하기 위해서이다.

1단 보조로켓의 이상으로 인해 당초 목표한 천이궤도(근지점고도 1,353km, 원지점고도 35,786km, 궤도경사각  $i=21.50^\circ$ , 공전주기 10시간 53분) 보다 낮은 비정상 천이궤도(근지점고도 1,313km, 원지점고도 29,437km, 궤도경사각  $i=20.64^\circ$ , 공전주기 8시간 52분)로 진입하였다. 목표한 천이궤도보다 낮은 비정상 천이궤도에 진입한 이유는 보조로켓의 분리에 문제가 있다고 발사체 제작사인 맥도넬 더글라스사가 밝히고 있다.

보조로켓(1개당 무게 13.1톤, 길이 13m, 직경 1m)은 9개로 구성되는데, 이중 6개인 1, 2, 4, 5, 7, 8번 로켓은 2분 11.5초 후에 분리하게 되고, 나머지 3개인 3, 6, 9번은 4분 34초에 분리하게 되었다. 그러나 두번째 분리하게 되어 있는 6번 보조로켓(추진제 소모 후의 무게는 1.4톤)이 연소가 끝난 2분 11.5초 후에 분리되지 않고, 1단로켓 전체가 떨어져 나가는 4분 34초까지 매달려 있었던 사실이 확인 되었고(보조로켓과 액체 산소 탱크인 1단 로켓은 폭발하여 떨어져 나가는 2개의 폭발성 너트로 연결되어 있는데, 이 너트를 폭발시키는 보조로켓 속의 도화선에 문제가 생김), 이로 인해 무궁화호는 2단 엔진의 보완 노력에도 불구하고 목표 고도보다 6,351km 낮게 진입했던 것으로 분석되었다.

표1. 무궁화 위성의 천이궤도 요소

기준점(U.T)	1995/8/07 12:00:00
궤도장반경	21756.95 km
이심률	0.642931
궤도경사각	20.750 °
승교점적경	303.283 °
근지점인수	0.176 °
평균근점각	131.4928 °

표1은 무궁화 위성의 1995년 8월 7일 12시(세계시) 천이궤도요소의 값이다.

궤도 장반경과 이심율은 타원궤도의 값이고, 궤도 경사각은 위성 궤도면과 지구 적도면의 사이각이고, 궤도면과 적도면과 만나는 점 중에서 위성이 남쪽에서 북쪽으로 올라갈 때 만나는 교점은 승교점이고, 북쪽에서 남쪽으로 내려갈 때 만나는 교점은 강교점이라 부른다. 춘분점은 춘분날(3월 21일경) 지구에서 태양을 바라보는 기준점을 말하는데, 양(Aries)의 별자리를 가르킨다. 승교점 적경은 춘분점에서 승교점과의 사이각이고, 근지점 인수는 승교점에서 근지점까지의 사이각이고, 평균근점각은 근지점에서 실제 위성위치까지 도는데 걸리는 시간각이고, 근지점 인수 0.172도는 원지점, 근지점이 적도상공 가까이에 위치한다고 말할 수 있다.

## 2. 원지점 모터의 점화

무궁화 위성이 정상적으로 목표 천이궤도에 진입했을 경우, 여섯번째 원지점(강교점 근방)에서 원지점 모터 점화가 계획되었으나, 비정상적으로 낮은 천이궤도로 인하여 계획이 변경되어 원지점 모터 점화는 열네번째 원지점인 1995년 8월 10일 11시 58분 51초(세계시)에 이루어 졌다.

당초 무궁화 위성이 10번째 원지점을 지나는 시각에서 14번째 원지점 통과 시점으로 점화 작업이 지연된 것은 현재 상황이 미리 준비해 놓았던 정지궤도 진입 시나리오와 크게 달라져 위성이 보내오는 새로운 궤도와 자세 데이터의 정밀 분석이 필요하게 되었고, 또 원지점 모터가 한번 점화돼 궤도 궤도에 접어 들어가지 못하면 위성의 더 이상의 궤도 조정이 불가능 하기 때문이다.

천이궤도가 적도면과 약 20.75도의 경사를 이루고 있어 원지점 모터 점화시 이 경사각이 없어지는 방향으로 위성체가 움직이도록 사전에 지상관제소가 위성의 자세를 허용오차 이내로 바로 잡아 줘야 하는데, 이 자세조정결과 이 허용범위를 벗어나면 원지점 모터 점화를 하지 않기 때문에 점화가 연기되는 일이 되풀이 되었다.

13번째 원지점통과는 무궁화 위성이 동경 118도 보르네오 상공에 위치하였으나, 아쉽게도 궤도 관제소의 안테나 고장으로 원지점 모터 점화를 연기 하였고, 결국 원지점모터는 무궁화 위성이 10일 오후 8시 58분 51초(한국시간) 14번째 원지점통과 지역인 서경 15도인

표2. 원지점 모터 점화 궤도요소

궤도요소	점화전	점화후
궤도장반경	21756.50 km	34776.79 km
이심률	0.64301	0.04163
궤도경사각	20.739 °	0.1978 °
승교점적경	302.189 °	152.563 °
근지점인수		194.601 °
평균근점각		132.787 °
경도	344.019 °	345.122 °
표류율	225.41 ° E/rev	90.34 ° E/rev

아프리카 기니만(灣) 앞바다 상공에서 점화되었다.

무궁화 위성의 추적관제소는 미국의 뉴저지주에 위치한 알파 관제소, 궤도에 위치한 궤 관제소, 우리나라 대전에 위치한 대전 관제소이다. 3곳의 관제소에서 추적한 무궁화 위성의 궤도 추적자료는 미국 Lockheed-Martin Astro Space사의 Astro Satellite Operations Center에서 위성의 위치와 궤도를 계산한다.

표2는 원지점모터 점화전과 점화후의 무궁화 위성의 궤도 요소이고, 이심률이 0.643에서 0.04163으로 변화함은 길쭉한 타원궤도에서 원궤도에 가까운 타원궤도에 진입하게 되었고, 점화후 궤도경사각도 0.1978도로 예측치(0.07도) 보다 조금 큰값이지만 거의 적도상공에 위치하게 되었다.

표3은 위성의 스핀축과 태양, 지구와의 사이각을 보이고 있고, 위성은 1분간 49.8번 회전하고 있으며 스핀축의 허용오차는 0.05도 이내에 있을 때 원지점 모터를 점화하게 된다. 원지점 모터 점화의 정확성을 위해 49.8 rpm의 회전을 시키지만, 점화후는 스핀감소 조정후 태양 전지판을 전개시키기 위해 5 rpm으로 낮추게 한다.

원지점 모터 점화 이후 무궁화위성은 정상적인 정지궤도(반경 42164km, 궤도경사각  $i < 0.05$ 도, 공전주기 23시간 56분 4.09초)보다 낮은 중간단계의 원궤도(근지점반경 26947 km, 원지점반경 29844km, 궤도경사각  $i = 0.1978$ 도, 공전주기 17시간 53분)로 진입하였다.

1995년 8월 16일 오전 10시(한국시간)부터 위성의 3축 안정화를 위한 자세조정, 태양 전지판의 전개, 태양전지판의 태양지향들의 조정을 수행하였고, 8월 16일부터 8월 30일까지 위성 자체 추력기(연료는 하이드라진)을 이용하여 총 17회의 궤도상승 조정을 하여 정지궤도인 동경 116도에 진입하게 되었다.

중간단계의 원궤도에서 정지궤도에 진입하는데 소요되는 속도변화 요구량은 최소에너지 궤도인 Hohmann 궤도 방법인 경우  $\Delta v=318\text{m/s}$ 이다. 위성의 점화 후 위성의 무게

표3. 원지점 모터 점화전후의 위성 자세 변화

	점화전	점화후	스핀감소조정후
태양과의 각	68.524 °	68.506 °	68.545 °
지구와의 각	88.069 °	98.058 °	160.191 °
스핀축의 적경	213.250 °	213.250 °	213.280 °
스핀축의 적위	26.360 °	26.36 °	26.280 °
스핀속도	49.816 rpm	53.439 rpm	5.166 rpm

$m_0=834.7 \text{ kg}$ 이고, 위성의 추력기에 쓰이는 하이드라진( $\text{N}_2\text{H}_4$ )의 비추력은  $I_{sp}=210$ 초로 가정할 때, 하이드라진 소모량은

$$\begin{aligned} \Delta m &= m_0 \left[ 1 - \exp\left(-\frac{\Delta v}{I_{sp}g}\right) \right] \\ &= 834.7 \left[ 1 - \exp\left(-\frac{318}{210 \cdot 9.8}\right) \right] \\ &\approx 120 \text{ kg} \end{aligned}$$

이다.

실고간 하이드라진의 무게는 185.5kg인데, 약 120kg의 연료소모와 그 동안의 자세조정과 표류궤도 이동시 사용된 연료를 빼면, 현재 남은 양은 55~60kg 정도이다. 그러므로 1년 동안 위성을 운용하는데 약 12~13kg의 연료가 필요하므로 수명은 4.5년 내외라는 계산이 나온다.

### 3. 결론

최근 무궁화 위성의 발사가 실패나, 성공이냐를 놓고 사회적으로 큰 관심사가 많은데, 우리는 이러한 이분법적인 결론보다는 이를 계기로 발전적인 국가우주전략을 세워야 한다. 미국의 경우는 우주왕복선 쉘린저호 폭발사고라는 엄청난 사건을 1보 후퇴, 2보 전진의 계기로 삼았다. 우리도 무궁화 1호 발사를 위성기술습득의 새로운 도약의 계기로 삼아야 하고, 전문인력을 양성하고 첨단기술을 축적하는 차원으로 발전하여야 한다. 아울러 무궁화 1호 위성의 경우와 같이 위성이 정상적인 궤도에 진입하지 못하였을 경우나 위성체의 자세에 문제가 있는 경우 이를 복구하기 위한 비행역학 소프트웨어의 개발이 긴급히 요구된다.