

# '가상은하2' 재구성해 '은하2' 비행특성 분석

지난호(10월호)에서 라이트와 포스톨의 은하2 모델을 소개하고, 그들이 시뮬레이션에 사용한 데이터의 타당성 여부도 살펴 보았다. 그 결과 은하2의 구성과 비행특성을 분석하기 위해서는 알려진 모든 자료와 부합되는 새로운 은하2의 기준모델과 직관적으로 명백한 새로운 분석방법이 필요하다는 결론에 도달했다. 필자는 공개된 자료만으로 은하2의 기준모델을 구상하고, 공개된 비행특성 데이터를 만족시키도록 기준모델의 제원을 정하고자 한다.

## '실제은하2'와 거의 비슷한 '가상은하2'

2009년 4월 5일 은하2 발사를 전후해 은하2에 대해 상당히 의미 있는 자료들이 인터넷을 통해 일반에게 공표되었다. 공공영역에서 구할 수 있는 자료의 출처는 이란이 언론에 배포한 사진 자료, 북한이 국제기구에 통보한 자료와 방송을 통해 발표한 자료, 미국과 일본이 은하2의 낙하물을 추적한 결과 및 기타 인터넷 자료 등으로 분류할 수 있다. 이들 자료를 눈여겨 분석하고 종합하면 알려진 은하2의 비행특성과 일치하는 모델을 제안하는 것이 가능하다. 그러나 이렇게 제시한 은하2 모델이 북한에서 개발한 실물 은하2와 물리적으로 같다는 말은 절대 아니다. 다만 궤모양과 치수가 거의 일치하고, 비행특성이 거의 비슷한 '가상은하2'를 제안한다는 뜻이다.

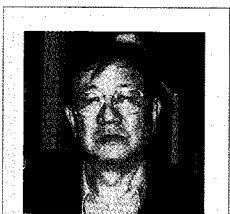
가상은하2로 가상위성을 발사하면 북한이

발사한 인공위성 광명성2호가 목표로 했던 궤도를 돌게 될 것이며, 연소 종료된 가상은하2의 제1단과 제2단은 실제은하2의 제1단과 제2단이 낙하하기로 예정되었던 지점 근방에 낙하하게 될 것이다. 연소 종료된 가상은하2와 실제은하2 각 단의 탄도계수( $\beta$ )는 별 차이가 없을 것이기 때문에 각 단의 연소종료 속도만 같으면 가상은하와 실제은하의 각 단은 같은 곳에 떨어질 것이다. 가상은하와 실제은하에서 각 단의 연소종료속도가 같다는 의미는 가상과 실제 은하에서 연소 전후 각단의 중량비가 같다는 의미이다. 따라서 우리는 실제은하2의 궤모양과 치수가 거의 같을 뿐 아니라 실제 각 단의 연료 대 구조물 무게의 비율도 거의 같은 가상은하2의 제원을 구할 수 있다.

## 로켓 낙하지역 데이터로 연소종료속도 예측

은하2와 관련해 북한이 발표한 자료는 두 가지로 분류할 수 있다. 은하2를 발사하기 위해 국제민간항공기구(ICAO)와 국제해양기구(IMO)에 낙하물 위험지역을 통보한 자료가 그 한 가지이고, 발사 후에 방송과 언론을 통해 발표한 광명성2호의 위성궤도와 은하2의 이륙부터 20초간의 비행 장면 동영상을 발표한 것이 또 다른 자료이다.

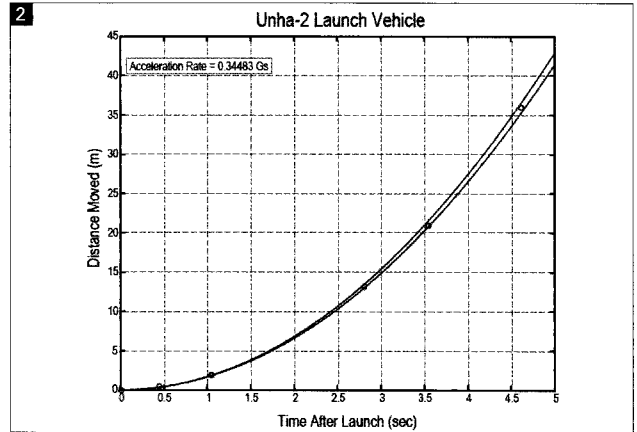
2009년 2월 24일 북한의 조선중앙통신은 시험용 통신위성인 광명성2호를 은하2라는 발사체를 이용해 발사할 준비를 하고 있다고 밝혔다. 이어서 3월 12일 북한은 광명성2호를 발사



글 정규수 박사

root20@kornet.net

글쓴이는 서울대학교 물리학과 졸업 후 피츠버그대학교에서 박사학위를 받았으며, 국방과학연구소에서 30년간 연구원으로 근무후 2006년 정년퇴직했다.



▶▶ 1 북한이 ICAO 및 IMO에 통고한 항공기 및 선박 운항 위협예고 해역을 구글 지도에 표시한 것. 동해바다에 표시한 오렌지색 해역은 연소 종료된 은하2의 제1단 로켓이 낙하할 지역을 나타내고, 비교적 크게 표시된 태평양의 오렌지색 부분은 연소가 끝난 2단 로켓이 낙하할 가능성이 큰 해역을 나타낸다. 2 포스트를 동영상으로부터 계산한 은하2가 상승한 거리 (m) 대 시간(초)을 나타내는 그래프. 은하2의 초기 가속도는 0.34483g으로 계산된다. g은 지표면에서 중력가속도로 9.8%이다.

할 때 수반하는 낙하물 위험해역을 ICAO와 IMO에 통보했고, 위성발사는 4월 4일과 8일 사이에 있을 예정이며, 발사 가능 시간대는 매일 오후 2시에서 7시 사이라고 밝혔다.

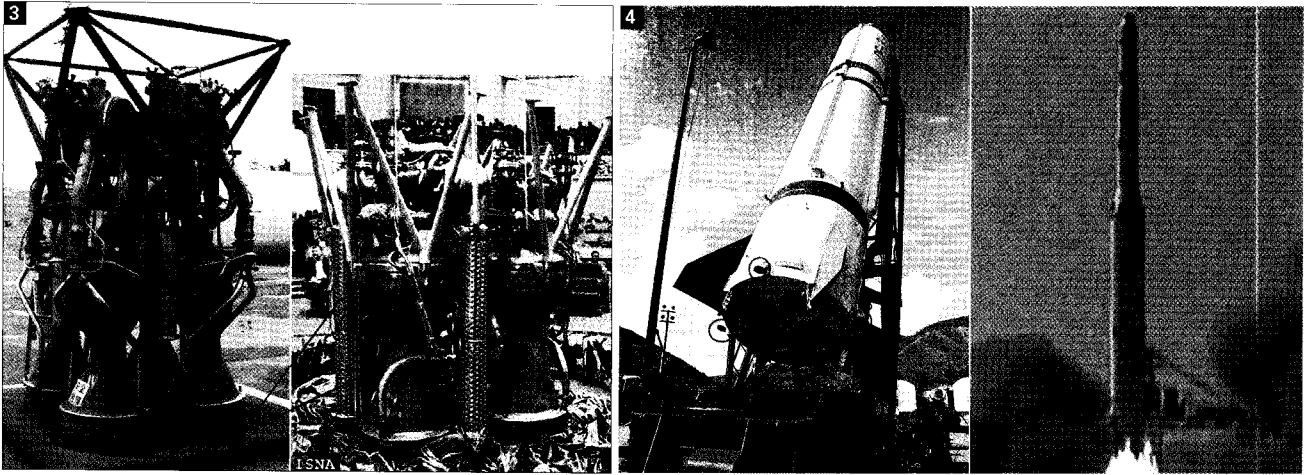
북한이 공표한 위험해역은 은하2를 분석하는데 꼭 필요한 세 가지 중요한 데이터를 제공한다. 첫 번째는 은하2의 발사 방위각이 정동쪽이라는 것이고, 나머지 두 가지는 은하2의 제1단과 제2단의 연소종료 속도를 낙하지역 데이터로부터 예측할 수 있다는 사실이다. 인공위성을 정동쪽으로 발사하면 마지막 로켓의 연소종료 속도에 발사장이 자전에 의해 도는 속도만큼 더해지게 된다. 북한의 동해우주 발사장의 위도가 40.6°이므로 지구 자전에 의해 얻는 속도의 특은 0.352km/s이며 위성궤도의 경사각은 40.6°로 고정된다.

북한은 2009년 4월 5일 현지시간으로 11시 20분(02시 20분 GMT)에 화대군에 있는 위성발사장에서 은하2를 발사하였고, 11시 29분 02초에 위성이 궤도에 성공적으로 진입했다고 발표했다. 북한은 광명성2호의 위성궤도를 경사각 40.6°, 근지점 490km, 원지점 1,426km, 주기 104분 12초라고 발표했다. 그러나 이러한 궤도에서 470MHz로 음악을 방송하는 위성은 발견되지 않았다. 이날 발사한 은하2가 위장된 탄도탄시험이 아니었다는 가정 하에 제1단과 2단은 예정대로 작동했지만, 2단이 분리된 후 3단 점화에 실패한 것으로 추정할 수 있다.

비록 위성 발사에는 실패했다 해도 북한이 발표한 광명

성2호 위성의 궤도 파라미터는 은하2의 성능분석에 중요한 역할을 한다. 은하2의 3단이 완벽하게 작동했다면 위성이 진입했을 궤도이기 때문에 은하2의 설계 성능을 예측하는 데는 꼭 필요한 데이터이다. 이것으로부터 제3단이 연소종료될 때 고도가 490km이고 실제속도가 지표면에 평행한 방향으로 7.862km/s가 되면 위성은 근지점이 490km, 원지점 1,426km가 되는 궤도에 진입한다는 것을 알 수 있다. 즉 7.862km/s가 북한이 기대했던 궤도로 진입시키는데 필요한 근지점에서 속도, 즉 궤도진입속도( $v_i$ )가 되는 것이다.

북한은 은하2가 이륙하여 20여 초간 비행하는 모습을 방송하였다. 이 동영상을 통해 여러 가지 궁금증을 풀어주는 데이터를 얻을 수 있다. 은하2의 각단의 길이와 직경 등을 추정하는 것이 가능하고, 처음 몇 초간 은하2의 운동을 분석함으로써 은하2의 초기가속도를 얻을 수 있다. 포스트는 은하2가 이륙 후 5초간의 운동을 분석하여 은하2의 초기가속도가 0.345g이라고 계산하였다. 포스트가 추정된 은하2의 초기 상승고도와 시간 관계식을 보면, 초기가속도가 0.345g으로 계산된다. 1g의 가속도로 지구중심으로 끌리는 상황에서 은하2가 위로 0.345g으로 가속된다는 것은 은하2의 전체질량(이륙질량)이 제1단 엔진 추력에 의해 1.345g으로 가속되고 있음을 뜻한다. 제1단 엔진의 추력을 알면 이것을 1.345g으로 나눈으로써 은하2의 이륙질량이라고 부르는 이륙 당시의 총질량을 구할 수 있다.



▶▶ 3 왼쪽 사진은 DF-3A의 엔진으로 은하2 로켓의 제1단 엔진에 사용된 것으로 추정되며, 오른쪽 사진은 이란의 시모르그 발사체의 제1단 엔진으로 노동엔진 4기의 클러스터로 구성되었다. 4 왼쪽 사진은 DF-3A 엔진의 터보펌프 배기관 네 개 중 세 개를 보여주고 있다. 오른쪽 사진은 은하2의 발사 장면으로 밝은 배기가스 위쪽에 네 개의 어두운 기둥 같은 것이 보인다. 실제 동영상에서는 검은 기둥이 계속 하늘대는 것을 볼 수 있다. 이것들은 기체 밀면 외부에 장착한 터보펌프 배기관에서 분출하는 가스로 추정된다.

### 은하2 제1단 엔진으로 中 탄도탄 DF-3A 추정

지금까지 여러 분석가들이 은하2의 원조인 대포동2의 제1단 엔진은 당연히 노동엔진 4기로 구성된 클러스터 엔진으로 생각했다. 원래 북한은 노동 미사일을 ‘베이스로켓’으로 개발한 것으로 보인다. 따라서 장거리 로켓에는 당연히 노동엔진 클러스터가 제1단 엔진으로 사용될 것이고, 고공에 적합하도록 개조된 노동엔진이 제2단의 엔진으로 사용될 것이라고 생각해 왔다. 이러한 추측 때문에 라이트나 포스톨 등은 추진제 탱크를 공유하는 4기의 노동 엔진클러스터를 은하2의 제1단 엔진으로 제안하였다. 그러나 북한이 은하2의 제2단에 노동 대신 훨씬 효율적인 R-27을 사용할 것이라고 생각한다면, 제1단 역시 노동엔진 클러스터 대신 R-27 엔진 클러스터나 또는 그에 버금가는 다른 엔진을 사용할 수도 있다.

R-27은 엔진 자체보다는 고에너지연료 UDMH와 아주 가벼운 구조물 및 컴팩트 디자인에 장점이 있다. 소련의 마키에프 설계국은 R-27의 연료탑재량을 늘리고 빈 공간을 없애기 위해 주엔진을 연료 속에 잠기도록 R-27을 설계하였다. 따라서 R-27 엔진 클러스터를 제작한다는 것은 하나의 대형 연료탱크 안에 클러스터 엔진을 잠기도록 제작한다는 것이므로 모든 것을 새로 개발해야 한다는 의미이다. 따라서 R-27의 이점을 살리는 R-27 엔진 클러스터는 현실적으로 제작이 불가능하다. 결과적으로 R-27 엔진 클

러스터는 사용이 불가능하지만, 고에너지 연료 UDMH를 사용하는 엔진을 채택하여 Isp를 증가시키고, 구조물의 무게를 줄이는 것은 가능하다. 이러한 판단 아래 노동엔진 클러스터보다 더 효율적이고 신뢰할 수 있는 제1단으로 중국의 준중거리 탄도탄(MRBM) DF-3A를 고려할 수 있다. 독일의 노르베르트 부뤼게는 은하2의 제1단은 DF-3A 혹은 DF-3A의 복제품일 것이라고 주장했다.

만약 탄두부를 제외한 DF-3A의 사진을 북한에서 내보낸 동영상의 은하2와 직경이 같아지도록 스케일을 조절하면 은하2의 제1단과 길이도 같아진다. 이것으로부터 북한은 엔진뿐만 아니라 탄두부를 제외한 DF-3A 전체를 은하2의 제1단으로 사용했다고 생각할 수 있다. 이러한 주장을 뒷받침하는 다른 증거는 DF-3A의 터보펌프 연소가스 배출구의 위치가 동영상에서 보이는 터보펌프 연소가스 배출기 배열과 흡사하다는 것이다.

DF-3A에 사용되는 4기의 YF-2A 엔진 클러스터와 이란이 우주발사체(또는 ICBM)로 개발하고 있는 ‘시모르그’에 사용하는 4기의 노동엔진 클러스터를 비교해 보자. 이란이 최근에 공개한 인공위성 발사체 시모르그의 제1단은 4기의 노동엔진 클러스터로 구성되었고, 해면고도에서 추력은 128톤이었다. 반면 DF-3A의 엔진은 해면고도 추력이 28톤인 YF-2A 엔진 4기를 묶은 클러스터 엔진이다. 이란은 시모르그의 엔진이 노동엔진 4기로 구성된 클러스터



엔진으로 확인해 주었지만, 북한은 은하2의 엔진에 대해 전혀 언급하지 않았다. 따라서 당연히 은하2의 제 1단은 이란과 마찬가지로 노동 엔진 4기로 이루어진 클러스터 엔진이라고 생각할 수도 있다.

DF-3A 엔진에서 YF-2A 4기는 각각의 터보펌프를 따로 가지고 있으며 터보펌프의 배기관은 중간까지만 내려와 있는 것으로 보이지만, DF-3A 탄도탄에서는 노즐과 노즐 사이가 아닌 동체의 맨 밑 외피 밖에 설치되었다. <그림 4>의 왼쪽 사진에서는 네 개의 배기관 중 녹색원으로 표시된 3개의 배기관 출구가 보인다. DF-3A의 이러한 배기관 배치 구도는 <그림 3>의 두 번째 사진에서 보는 노동엔진 4기를 묶은 시모르그 엔진의 배기관들이 노즐과 노즐 사이에 배치된 것과 판이하다. 판전은 은하2의 배기관 배치가 과연 DF-3A와 같은 구도로 배치되었는가 하는 것이다.

은하2의 노즐과 배기관을 직접 보여주는 사진은 없지만, 북한이 언론에 공개한 은하2 동영상상을 통해 은하2의 1단 터보펌프 배기관들이 DF-3A와 같이 외부에 배열되었음을 알 수 있다. <그림 4>의 오른쪽 사진은 은하2가 이륙할 때 밑 부분 가장자리 네 군데에서 어두운 색깔의 기둥 같은 것이 나타남을 보여주고 있다. 실제 동영상에서는 이 어두운 기둥 같은 부분들이 흔들리는 것을 볼 수 있다. 이 검은 기둥 같은 부분은 DF-3A와 같이 제1단의 외피 맨 밑 가장자리에 배열된 배출구에서 나온 저온의 터보펌프의 배출가스로 판단된다. 추진제 터보펌프의 온도가 과도하게 상승하는 것을 막기 위해 터보펌프의 연료·산화제 혼합 비율을 로켓엔진의 비율보다 몇 배 더 크게 혼합하는 것이 관례이다. 따라서 터보펌프 배기가스에는 연소하지 않은 연료가 많이 포함되어 있고 온도가 낮은 관계로 배기가스가 엔진노즐 배기가스보다 검게 보인다.

사실 북한이 노동엔진 클러스터를 사용하면서 터보펌프 배기관을 이란과 달리 DF-3A처럼 노즐 사이가 아닌 외피 가장자리에 배열할 수도 있기 때문에 이것만 가지고 제1단이 DF-3A를 개조한 것이라고 단정하기는 힘들다. 하지만, 직경과 길이 역시 DF-3A와 같다는 사실과 함께 본다면 은하2의 제1단에 DF-3A가 쓰였을 가능성이 아주 높다. 필자는 은하2를 재구성한 가상은하2의 제1단을 탄두를 제거한 DF-3A 그 자체라고 가정하겠다. 그러나 원래 DF-3A는

2톤 정도의 탄두만 탑재하지만, 은하2의 제1단은 제2단과 3단 및 탑재물 등 17~18톤 이상을 탑재할 것으로 예측되기 때문에 하중과 스트레스를 견딜 수 있도록 구조는 DF-3A보다는 크게 보강되어야 한다.

### 개발 시간 줄이려 중국 로켓 도입했을 것

그렇다면 왜 북한이 자국산인 노동엔진 클러스터를 쓰지 않고 YF-2A 클러스터를 사용했다고 생각하는지 의문이 들것이다. 좀 더 가볍고 강력한 은하2(대포동2)를 빠른 시간 내에 개발하기 위해 엔진뿐만 아니라 DF-3A의 기체와 추진제 탱크 등을 그대로 사용하기 위해 DF-3A를 선택했을 것으로 보인다. DF-3A는 노동 4기 클러스터 엔진을 사용해 제작한 제1단보다 구조물무게 대 연료무게 비가 작을 것으로 기대되고, 따라서 성능향상도 기대된다. 더구나 DF-3A는 이미 비행시험을 통해 충분히 증명된 시스템이고, 중국은 DF-3A를 퇴역시키고 있는 중이다. 따라서 중국의 잉여 DF-3A를 북한이 입수하여 사용했을 가능성이 높다. 물론 이것은 어디까지나 추측에 불과하다.

YF-2A의 해면고도 추력은 28톤이므로 DF-3A의 해면고도 추력은 112톤이 된다. DF-3A의 직경은 2.25m, 탄두부를 제거한 높이는 17.85m이고, 연소시간은 130초이다. DF-3A의 탄두부를 제외한 무게는 연소 전에는 62.1톤, 공중량의 무게는 4.1톤이며 해면고도에서 비추력(Isp)은 243초로 알려지고 있다. DF-3A의 엔진이나 이란의 시모르그 엔진은 고정된 구조를 가지기 때문에 노즐이나 엔진을 움직이는 추력벡터조정장치(TVC)는 사용할 수 없다. 따라서 자세제어용 보조엔진이나 액체분사식 TVC를 사용할 것으로 추정된다. 발사 순간을 보여주는 동영상에서 은하2의 제1단과 제2단의 연결부에서 노란색의 연기를 내뿜는 것을 볼 수 있는데 이것이 자세제어 엔진 중의 하나일 것으로 추정한다. DF-3A에서도 같은 방식의 자세제어 엔진을 사용하고 있다.

### 은하2의 제2단 로켓은 R-27K로 추정

은하2의 제2단 로켓은 R-27K(SS-N-6)로 추정된다. 포스톨은 R-27K 사진의 직경을 은하2의 제2단 직경과 같도록 조정된 뒤 은하2의 제2단과 비교하여 높이도 똑같다는 것

을 보일 수 있었다. 이것은 은하2의 제2단은 R-27K에서 탄두부만 제거하고 그대로 사용했다는 의미로 받아들일 수 있다. R-27K의 직경은 1.5m이고 탄두부를 제외한 높이는 7.86m이다. 북한은 잠수함용 R-27을 육상용으로 개조한 '무수단'이라는 중거리 탄도탄(IRBM)을 개발하였다. 북한은 이미 고강도 알루미늄으로 제조한 아주 가벼운 기체와 고에너지 연료를 사용하는 R-27 기술을 확보한 것으로 보인다. 따라서 북한이 노동보다 훨씬 효율적인 R-27을 은하2에 적용했을 것으로 생각하는 것은 논리적으로 타당하다. R-27의 나중 모델인 R-27K는 주엔진추력 23.85톤과 버니어엔진추력 3톤을 합해 총 26.85톤의 해면고도 추력을 가지지만, 제2단이 점화되는 고고도에서 추력은 29.6톤이고 비추력은 296초이다. 탄두를 제외한 발사중량은 13.25톤이며, 추진제의 중량은 12.2톤이다.

추진제를 채우기 전의 엔진, 추진제 탱크, 파이프, 케이스 및 기타 구조물의 질량인 '공중량'은 1.05톤으로 아주 가볍다. 연소종료 후의 무게는 1.15톤이고 공중량 대 연소 전 무게 비율인 '스트럭처 팩터'는 0.079로 아주 가벼운 구조물을 가지고 있으며, R-27K의 엔진 연소시간은 최대 122초로 추정된다. 제1단의 DF-3A와 마찬가지로 R-27K의 내부 구조물은 원래 R-27K가 탑재하는 탄두보다 훨씬 무거운 3단과 탑재물을 싣기 위해 구조가 보강돼야 한다.

은하2의 제3단과 이란이 사피르-2(SAFIR-2) 위성발사체의 제2단에서 사용한 엔진을 비교해보면 아주 유사하다. 이란 측이 공개한 자료에 의하면 사피르-2의 2단 엔진은 0.72m 간격으로 배치된 두 개의 작은 엔진으로 구성되었고, 두 개의 엔진은 R-27의 버니어 엔진과 같다는 것을 알 수 있다. 북한은 이란이 개발한 사피르-2의 2단 엔진을 은하2의 제3단 엔진으로 사용했을 가능성이 높다. 필자는 포

스틀과 마찬가지로 은하2의 제3단은 사피르-2의 상단이라고 가정한다.

사피르-2의 제2단으로 사용되는 R-27K 보조엔진의 진공 중의 Isp는 220.2초이다. 우리는 포스틀이 가정한 것과 마찬가지로 사피르-2 상단의 총중량은 3.1톤, 추진제량은 2.82톤, 공중량은 0.28톤으로 가정하겠다. 이렇게 제작한 제3단 엔진은 매초 13.62kg의 추진제를 소모하여 3톤 추력으로 201초 정도 작동할 수 있다. 포스틀은 위성 탑재부를 제외한 제3단의 길이를 4.14m로 추정하고 있다. 이상에서 소개한 것을 종합해 제1단에는 DF-3A, 제2단에는 R-27K, 제3단에 사피르-2의 상단을 조립한 가상은하2의 사진과 실제은하2의 사진을 나란히 그려 비교해보면 서로 잘 일치함을 알 수 있다.

### 정상 탑재량 초과해 구조보강재 필요

원래 DF-3A는 2.0톤 무게의 재돌입체 RV를 탑재하도록 설계되었다. 그러나 은하2에서는 DF-3A의 정상적인 탑재량의 9배에 가까운 탑재물을 싣고 비행해야 한다. 따라서 이렇게 무거운 탑재물을 적재하기 위해서는 DF-3A의 구조물이 튼튼하게 보강되지 않으면 안 된다. 더구나 제1단과 2단 사이에는 연결부와 단 분리장치가 존재해야 하고, 이러한 연결부와 구조보강에는 중량이 추가될 수밖에 없다. 따라서 은하2 제1단의 중량은 DF-3A에서 탄두를 제외한 1단 중량에 구조보강재와 연결부 중량에 해당하는 Ms1만큼 추가로 잡아야 한다. Ms1은 알려진 은하2의 비행특성으로부터 계산되어야 될 중량이다.

제2단으로 선정한 R-27도 원래 0.65톤 무게의 탄두만 탑재하도록 설계되었지만, 가상은하2의 제2단은 3.1톤 무게의 제3단과 페이로드와 페이로드 섹션 및 페이로드 보호

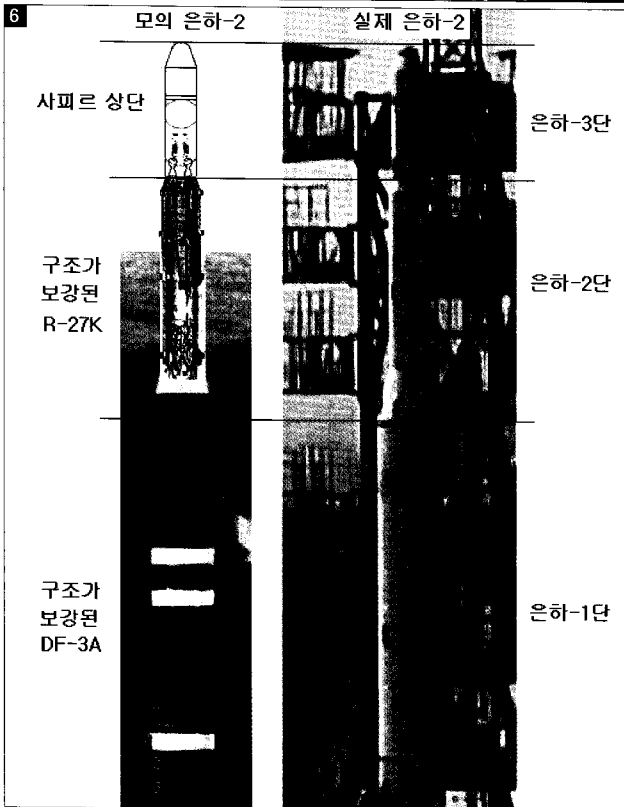
알려진 데이터를 이용해 재구성한 가상 은하2의 특성

		만재중량(톤)	공중량(톤)	연소후중량(톤)	추력(톤)	비추력(초)	연소시간(초)
제1단	보강된 DF-3A	62.10+Ms1	4.1+Ms1	4.65+Ms1	112.00	243.0	125.0
제2단	보강된 R-27K	13.25+Ms2	1.05+Ms2	1.15+Ms2	29.60	296.0	120.3
제3단	R-27K 보조엔진	3.10	0.28	0.36	3.17	220.2	>190.3
	보호덮개	Msh	-	-	-	-	-
	투사량	Mtw	-	-	-	-	-
	은하2 이륙중량	Mt	Mt=80.45+Ms1+Ms2+Msh+Mtw				

1단과 2단의 총돌지점, 궤도 진입속도, 초기 가속도, 궤도경사각 데이터를 사용해 진한 글씨로 쓴 보강 구조물, 연결부, 보호덮개, 발사중량 및 투사량의 중량을 결정해야 한다.



은하-2의 제3단과 사피르 발사체의 상단 로켓 비교



▶▶ 5 왼쪽 상단에 보이는 사진은 은하2의 제3단과 페이로드 섹션을 보여주는 사진이고, 좌측하단의 사진은 이란이 전시한 사피르-2의 상단 로켓이다. 두 사진의 유사성이 눈을 끈다. 오른쪽 사진은 R-27의 보조엔진으로 제작한 사피르-2 상단 로켓의 노출 부분을 보여주는 사진이다.

6 왼쪽 사진은 DF-3A, R-27K 및 사피르-2의 2단을 조합한 가상은하2의 모양이고 오른쪽 사진은 실제은하2의 사진이다. 여기서 왼쪽 사진은 DF-3A의 직경이 은하2의 1단과 일치하도록 스케일한 것으로 가상은하2의 각 단의 길이와 모양이 오른쪽의 실제 은하2와 잘 일치함을 알 수 있다.

덮개 등 최소 4톤 이상의 무게를 탑재해야 하므로 R-27K 역시 구조가 보강돼야 한다. 따라서 제2단에도 구조보강재와 2단-3단 연결부가 필요하므로 구조보강과 연결부를

위한 질량 Ms2를 R-27K 질량에 추가해 주어야 한다. 3단도 페이로드 섹션을 부착하고 무거운 페이로드 섹션과 페이로드 및 보호덮개를 부착하기 위해 보강재가 필요하지만, 이것은 페이로드를 포함한 페이로드 섹션 질량 Mtw에 포함시켰다. 그러나 무게가 Msh인 보호덮개는 제2단 엔진이 연소종료되기 직전에 분리되는 것으로 가정하여 따로 명기하였다.

여기서 보강하기 전의 DF-3A, R-27K 및 사피르-2의 상단 무게는 공개된 자료에서 구할 수 있지만, 보강용 구조물, 보호덮개 및 페이로드 섹션 등은 미리 알 수가 없다. 따라서 은하2의 구성을 역으로 추적하기 위해서는 은하의 Mt, Ms1, Ms2, Msh 및 Mtw를 은하2의 알려진 비행특성 데이터와 부합되게 정해주는 작업이 필요하다. Mt는 은하2의 이륙중량으로 총중량과 동일하고, 페이로드 섹션 무게는 Mtw 최대탑재량인 투사량과 같다.

어떠한 로켓도 탑재한 추진제를 100% 연소할 수는 없다. 추진제 탱크 안의 연료는 펌프, 파이프 코너, 밸브 등에 갇히고, 탱크면이나 파이프면을 적시기 때문에 일정부분은 사용할 수 없다. 전형적인 연소 후 잔여추진제량은 0.3~3.0%에 이른다.

그러나 실제로 몇 %의 연료가 연소 후 잔여연료로 손실되느냐 하는 것은 탱크의 연료배출효율에 따라 다르고, 비행궤도에 따라 달라지며, 횡축 가속도에 특히 민감하다. 특정 탄도탄의 연소종료 후 잔여추진제량은 공개된 데이터에서는 구할 수가 없었다. 필자는 DF-3A와 R-27K 탄도탄의 이륙중량, 공중량 및 탄두중량 데이터를 사용하여 이들 미사일의 알려진 최대사거리를 만족시키도록 대략적인 잔여추진제량을 계산하였고, 이를 공중량에 더해서 은하2의 1단과 2단의 연소 후 중량을 구할 수 있었다. 이렇게 구한 각 단의 연소 후 중량과 잘 알려진 DF-3A, R-27K 및 사피르-2의 2단 엔진 성능특성과 공중량을 근거로 가상 은하2를 재구성할 수 있다.

제1단과 제2단 구조를 보강하는데 필요한 중량 Ms1, Ms2 및 보호덮개 중량 Msh도 같이 구할 수 있다. 은하2의 길이는 탄두를 제외한 DF-3A와 R-27K의 길이에 사피르-2의 상단 길이를 합치면 29.85m 전후가 되며, 제1단의 직경은 2.25m이고 제2단의 직경은 1.5m이다. **ST**