

## 무궁화위성 3호 발사환경시험 결과분석

°양 군 호·최 성 봉·김 원 철°·김 성 중°·황보 한°

### Launch Environment Test Results of Koreasat-3

Koon-Ho Yang, Seong-Bong Choi, Wone-Chul Kim, Seongjoong Kim and Han Hwangbo

#### ABSTRACT

Koreasat-3 was successfully launched by an Ariane IV launch vehicle on September 5, 1999. Although the primary purpose of the satellite is to replace Koreasat-1, it also can extend its communication service coverage over the Asia-Pacific region. A spacecraft is subjected to severe dynamic loads during launch period. To verify the safety of spacecraft under the launch environment, dynamic tests should be performed such as sine sweep, acoustic and separation shock tests. This paper presents the launch environment test results of Koreasat-3. A total of 188 acceleration responses was measured and compared with the design requirements of components and spacecraft. Dynamic characteristic change was also investigated by comparing between low-level pre/post vibration results. From the review of test results, it is concluded that Koreasat-3 was designed and manufactured with the margin of safety enough to survive the launch loads of Ariane IV.

#### 1. 서 론

1999년 9월 5일에 남미의 프랑스령인 쿠루(Kourou)에서 우리나라의 3번째 통신방송위성인 무궁화위성 3호가 Ariane IV 발사체에 실려 성공적으로 발사되어 현재 운용중에 있다. 1995년도에 발사된 무궁화위성 1호의 수명이 2000년에 완료됨에 따라 통신방송 서비스 유지와 새로운 수요를 만족시키기 위해 무궁화위성 3호를 발사하게 된 것이다.

무궁화위성 3호는 공개 경쟁입찰을 통해 미국의 Lockheed Martin사를 주 계약자로 선정하여 개발이 추진되었다. 이에 따라 무궁화위성 3호의 설계, 제작 및 시험이 Lockheed Martin사에서 이루어졌으며 한국통신은 감리인원을 통해 각 단계별 점검 및 승인을 하였고 한국항공우주연구소는 미국 현지에서 공동 설계자를 파견하고 국내 인력을

통해 기술적 사항의 검토, 분석을 수행하였다.

발사중량 2800kg, 임기말 발생전력 5300kW인 무궁화위성 3호는 Ku-band와 Ka-band 증계기 33기를 탑재하고 36,000km의 지구 정지궤도에 위치하여 지구와 동일한 속도로 회전함으로써 항상 같은 위치를 향할 수 있어 24시간 통신방송 서비스가 가능하다. 그리고 Fig. 1에 나타낸 바와 같이 무궁화위성 3호에는 통신방송 서비스를 위해 4개의 안테나가 위성체의 동,서방향 및 지구방향에 부착되어 있다.

개발이 완료된 위성체는 Fig. 1과 같이 태양전지판 및 안테나가 접혀진 상태로 발사체에 탑재되어 우주 공간에 설정된 궤도까지 운반된다. 위성체는 발사시작부터 궤도상에서 위성체와 발사체 분리까지의 기간동안 발사체로부터 전달되는 진동, 소음 및 충격하중 등의 극심한 환경을 견디어 내어야 한다. 그러므로 위성체의 설계 및 제작에 있어 발사환경이 중요한 고려 대상이 되며 실제 발사전에 발사환경을 모사하는 시험을 통해 제작된 위성체가 안전하게 견디는지를 검증하는 것이 필수적이다.

\* 정회원, 한국항공우주연구소 통신위성연구그룹

\*\* 한국통신 위성운용단

본 연구에서는 Ariane IV 발사체를 대상으로한 무궁화위성 3호 발사환경시험 결과의 분석을 통하여 무궁화위성 3호의 설계, 제작 결과에 대한 검증 을 수행하였다.

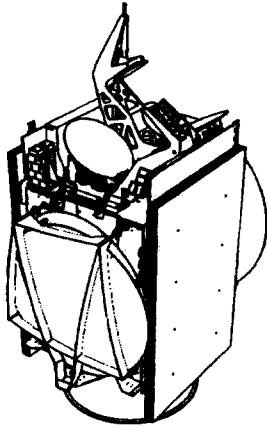


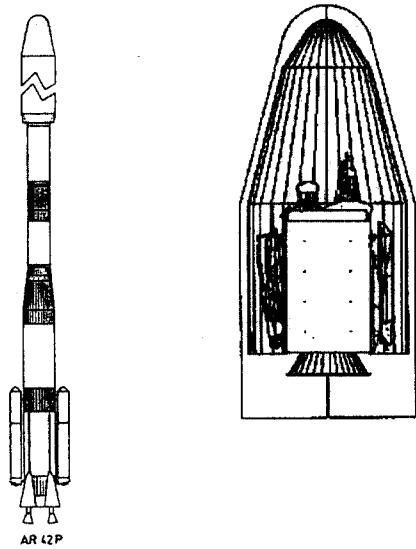
Fig. 1 Koreasat-3 Stowed Configuration

## 2. 무궁화위성 3호 발사환경

무궁화위성 3호의 발사에 사용된 Ariane IV는 아리안 스페이스사가 보유한 발사체로서 보조로켓의 조합에 따라 AR 40부터 AR44L까지의 6가지 모델이 있다. 무궁화위성 발사에 사용된 것은 Fig. 2에 나타난 바와 같은 AR42P로서 3단으로 구성된 액체로켓과 2개의 고체 보조로켓으로 되어 있고 지구 정지 천이궤도에 최대 2900kg의 위성체를 운반할 수 있다.

발사체의 이륙에서부터 궤도상에서 발사체와 무궁화위성 3호가 분리되기까지 모든 과정이 21분 정도의 짧은 시간동안 이루어지지만 위성체의 성패를 좌우하는 중요한 순간이다. 이러한 발사과정에서 위성체가 발사체로부터 받는 하중은 천이성 저주파 진동, 음압하중 및 충격하중 등으로 나눌 수 있다.

천이성 저주파 진동은 발사체 추진 로켓 점화, 발사체 방향조정(Steering), 발사체 주변의 동압력(Dynamic Pressure) 변화 및 단 분리 등에 의해 발생하여 발사체 구조물을 통해 위성체로 전달되는 하중이다. Fig. 3에 나타난 것이 발사동안의 Ariane IV의 추진방향 정적 가속도로서 추진 로켓에 의해 가속도가 증가되다가 추진 로켓의 연료 소모가 완료시 가속도가 급격히 작아지고 발사체 단 분리와 새로운 추진 로켓의 점화로 다시 가속도가 증가함을 알 수 있다.



(a) AR 42P (b) Interface Compatibility  
Fig. 2 Launch Vehicle of Koreasat-3 (Ariane 42P)

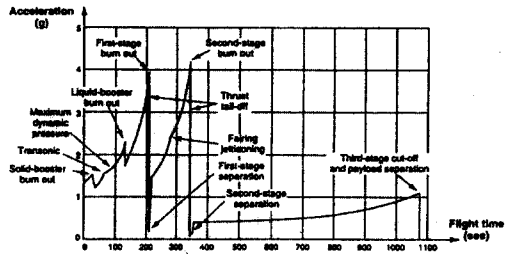


Fig. 3 Longitudinal Static Accel. of Ariane IV

위성체에 작용하는 음압하중은 발사체 이륙시 발사체 주위에서 발생하는 소음이 발사체 페어링(Fairing) 내부로 전달되거나 발사동안의 외부공기 마찰에 의한 페어링 표면 가진이 페어링 내부공간에 음압을 형성하게 됨으로써 이것이 위성체에 하중으로 작용하는 것이다. 이러한 음압하중은 수천 Hz까지의 주파수 성분을 가지며 통신위성과 같은 대형 위성에 있어서는 파손을 유발시킬 수 있는 하중이다.

또한 충격하중은 궤도상에서 위성체와 발사체 간의 분리시 절단장치(Pyrotechnic Device)의 폭발로 인하여 발생하는 하중이다. 매우 짧은 시간에 발생하지만 매우 높은 하중(1000g~10000g)이 작용하므로 반드시 고려해야 할 중요한 하중이다.

### 3. 무궁화위성 3호 발사환경시험 결과분석

발사환경 시험은 발사동안에 발생하는 하중들을 위성체에 가한 후 구조물 또는 탑재체의 결합 발생여부를 검사하여 설계, 제작된 무궁화위성 3호가 발사하중에 대해 안전한가를 확인하는 것이다. 무궁화위성 3호는 Ariane IV 발사체 하중을 기준으로 시험이 이루어 졌다. 본 연구에서는 위성체에 가장 심한 영향을 미치는 정현파 진동과 음향하중에 대한 시험결과를 분석하였다. 시험중의 위성체의 상태는 탱크에 압력을 가하고 안테나 및 태양전지판은 접혀진 상태로 위성체에 장착되며, 또한 전력도 공급 되어 발사시의 위성체 전자 장비 상황과 동일하게 한다.

#### 3.1 정현파 진동 시험 결과 분석

정현파 진동 시험은 발사체 추진제에서 발생되는 진동이 발사체를 통해 위성체에 전달되는 5Hz - 100Hz 구간의 저주파 성분의 가진 하중을 나타내는 것으로서 Ariane IV User's Manual에서 제시하는 시험조건은 아래와 같다<sup>(1)</sup>.

Table 1 Sinusoidal Vibration Input (Unnotched)

가진방향	주파수 범위 [Hz]	가진력 (G <sub>0</sub> -Peak)	
		준비행 수준	비행 수준
위성체 축방향(X축)	5 - 6	1.25	1.0
위성체 측면방향(Y,Z축)	6 - 100	1.25	1.0
위성체 축방향(X축)	5 - 18	1.0	0.8
위성체 측면방향(Y,Z축)	18 - 100	0.8	0.6
Sweep Rate	4 [Octaves/min]		

정현파 진동 시험에서는 Fig. 4에 나타난 바와 같이 위성을 가진기(Exciter) 위에 장착하고 위의 표에 규정한 가진력이 발생되도록 가진기를 제어 하면서 위성체에 장착된 가속도계로부터 응답을 얻어낸다. 이 때 사용된 가속도계는 가진기 입력 제어용으로 12개를 가진기위에 설치하였고 무궁화위성의 가속도 응답을 얻기 위해서 188개의 가속도계를 위성체 및 주요 부품에 설치하였다<sup>(2)</sup>.

정현파 진동시험은 X,Y,Z축 3방향에 대해 각각 수행되었으며 비행 및 준비행 시험을 거치면서 위성체 및 주요 부품에 파손 발생 또는 특성 변화 여부 확인은 본 시험 전후에 수행한 작은 크기 가속도 입력의 진동시험에 대한 주파수 응답함수를

비교하여 판단한다.

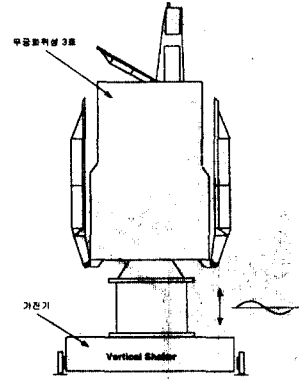
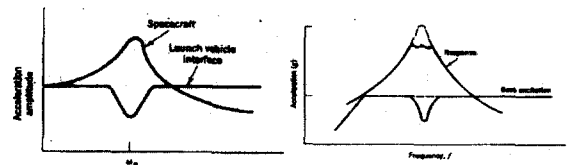


Fig. 4 Sinusoidal Vibration Test Setup of KoreaSat-3

발사시의 정현파 가진은 위성체와 발사체 사이의 연결부분을 통하여 위성체에 가해지는 전달력 (Transmissibility) 형태이다. 일반적으로 위성체와 발사체의 고유진동수 차이가 커서 위성체의 고유진동수에서 발사체의 응답은 감소하고 위성체만이 응답하는 모드형태를 가지게 되어 Fig. 5에 나타난 바와 같이 연결부를 통해 발사체로부터 위성체에 전달되는 하중은 감소하게 된다. 그러나 발사체 업체에서 제공하는 사양서에서는 Table 1과 같이 일정한 가속도 크기로 가진하도록 되어있어, 위성체의 고유진동수에서는 실제 발사경우보다 과도하게 하중이 작용되어 위성체의 파손이 우려되므로 이를 방지하기 위한 가진력 조정(Notching)이 필요하다<sup>(3)</sup>.



(a) Interface Transmissibility (b) Notched Input

Fig. 5 Sinusoidal Excitation Level Notching

무궁화위성 3호와 Ariane IV 발사체의 연성하중해석 결과로부터 조정된 준비행 수준의 정현파 가진력은 X,Y,Z 축에 대하여 Fig. 6과 같다.

가진기를 통하여 조정된 가진력을 위성체에 가하면서 위성체 각 부분에 설치된 가속도계로부터 응답을 측정 한 후, 이를 주파수 영역으로 전환하여

가속도 수준을 평가하게 된다. 이때 사용되는 평가 기준은 위성체 설계 하중 및 각 부품에 대한 부품 단계 시험 조건으로서 총 조립된 위성체의 정현파 진동 시험결과로 얻은 가속도 수준이 이를 초과하는지 확인하는 작업이 반드시 필요하다. 가속도 수준이 평가 기준 이상이 되는 경우에는 초음파 및 적외선 촬영등을 통한 파손 검사, 부품의 동작 확인, 설계 안전여유 검토 등 안전성 확인을 위한 별도의 시험, 검사가 필요하다.

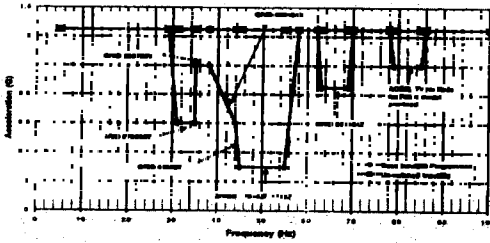
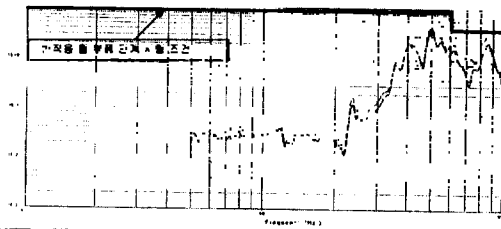
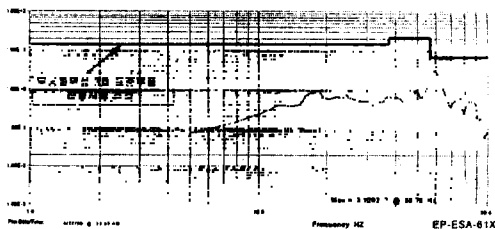


Fig. 6 Notched Sinusoidal Vibration Input (X-axis)

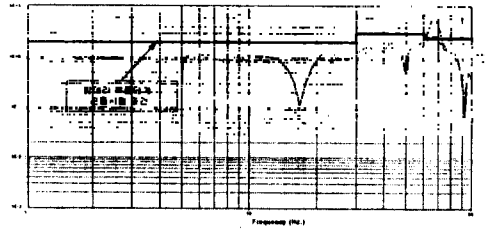
정현파 가진에 대한 가속도계 응답 중 일부를 나타내면 Fig. 7와 같으며 이 그래프에서 점선은 준비행 시험에 대한 응답을, 실선은 비행 시험에 대한 응답을 의미한다. 이러한 결과들에 대해 위성체의 안전성을 확인하기 위하여 설계 하중 또는 부품단계 시험 조건과 비교하게 되는데 이를 나타낸 것이 Fig. 7의 굵은 실선이다.<sup>(4,5)</sup>



(a) Reaction Wheel (X-axis Excitation)



(b) Earth Sensor (Y-axis Excitation)



(c) Battery (Z-axis Excitation)

Fig. 7 Acceleration Responses in the Sinusoidal Vibration Test

Fig. 7(a)의 반작용 휠(Reaction Wheel)의 경우는 반작용 휠 부품단계 시험 조건이 판단 기준으로서 모든 응답이 기준 이내에 존재하므로 안전하다고 판단된다. Fig. 7(b)의 지구 센서 경우의 판단 기준은 무궁화위성 3호 표준부품 진동시험 조건으로서 모든 구간의 가속도 응답이 이 기준 이내에 존재하므로 정현파 진동시험 환경을 지구 센서가 충분히 견딜 수 있음을 알 수 있다. 그리고 Fig. 7(c)의 배터리 경우에 부품단계 진동시험 조건이 안전여부 판단기준이며 이 경우에는 60Hz - 70Hz 구간에서 가속도 응답이 기준치인 2.5g를 초과하는 것으로 나타났다. 따라서 이에 대한 별도의 검토가 필요하며 우선 배터리에 부착된 태양반사판(OSR)의 파손을 육안으로 확인해야 하며, 동작 시험을 통해 배터리의 성능 확인을 하여야 한다. 세부 검사를 통해 배터리는 성능 저하없이 안전한 것으로 판정되었으며 이 정도의 응답 가속도 초과를 이겨낼 수 있도록 배터리 설계시 충분한 안전여유가 있었던 것으로 여겨진다.

X,Y,Z축 정현파 진동시험을 마친 후에 낮은 가진력의 사후 진동시험(Low Level Post-Vib Test)을 수행하여 앞서 수행한 사전 진동시험(Low Level Pre-Vib Test) 가속도 응답과 비교하여 고유 진동수의 위치 및 응답의 크기 등 그래프의 형태가 변화하였는지를 분석하게 된다. 이 분석에서 동특성 변화의 대표적 판단 기준인 고유 진동수의 위치는 사전, 사후의 결과를 비교하여 그 변화가 5% 이내이면 위성체 구조물의 특성 변화가 없는 것으로 판단하며, 그 이상일 경우에는 진동시험 동안에 위성체 구조물의 특성이 변화된 것으로서 구조물의 파손여부, 조립상태 등을 정밀하게 검사해야 한다.<sup>(6)</sup> 무궁화위성 3호에 대해 사전, 사후 진동시험을 분석한 결과 두 응답이 잘 일치함을 확인함으로써 X축 정현파 진동시험을 거치면서 위성체 구조물에 동특성 변화가 발생하지 않았다고 결론지을 수 있다.

### 3.2 음향 하중 시험 결과 분석

음향 하중 시험은 추진 모터 또는 외부 공기 외란등 외부 가진력에 의해 발사체 페어링 내부 공간에 음압이 형성됨에 따라 이 음압이 탑재된 위성체에 작용하는 하중을 나타낸 것이다. 음향 하중 시험은 20Hz - 10000Hz의 광범위한 주파수 대역에서 가진을 하게 되며 특히 발사체의 고주파 하중에 대한 위성체의 안전성 여부를 확인한다. 일반적으로 위성체에 최대 음향하중이 작용될 때는 이륙 개시와 음속돌파의 경우이다.

음향하중 시험에서 무궁화위성 3호는 음향시험용 링(Acoustic Spacer Ring)위에 장착되어 위성의 모든 면에 음압이 작용될 수 있도록 하였으며, 정현파 진동시험때와 동일하게 태양전지판 및 반사판 안테나가 조립되어 있고 발사시에 작동하는 장비들도 전원이 들어간 상태이다.

음향하중시험은 위성체 모든 면에 균일한 음압을 작용하도록 하기 위하여 잔향실(Reverberant Chamber)에서 수행되어야 한다. 시험중 입력 음압을 측정하기 위하여 마이크로폰을 잔향실 내에 설치하는데 최소 마이크로폰 설치 수량은 4개이며 무궁화위성 시험에서는 Fig. 8에 나타난 바와 같이 총 8개가 사용되었다<sup>(7)</sup>. 음압이 가해지는 시간은 60초이었다.

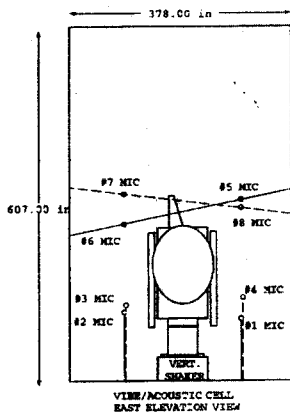


Fig. 8 KoreaSat-3 Configuration in the Reverberant Chamber

음향 하중을 발생시키기 위하여 잔향실 벽면 또는 천정에 혼(Horn)이 설치되어 있으며 Fig. 9와 같이 입력 음향 하중을 전기신호로 변환하고 전기신호에 따라 압력 변환기에서 질소 가스를 혼을 통해 내어 보냄으로써 잔향실 내에 음압을 형성하

여 위성체를 가진하게 된다. 잔향실 내에 설치된 마이크로폰을 통하여 이 음압을 측정하고 Table 2에 나타난 음향 하중 입력 조건과 비교하여 압력 변환기를 제어함으로써 발사시 위성체에 가해지는 음압 상황과 동일하게 되도록 한다.

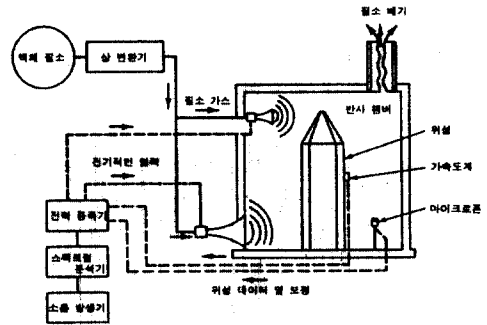


Fig. 9 Acoustic Test Setup

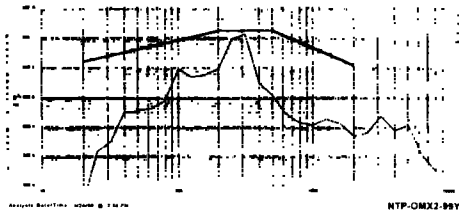
Table 2 Proto Flight Acoustic Levels

Frequency [Hz]	Sound Pressure Level [dB]	Tolerance [dB]
25.0	117.6	-2 , +4
31.5	118.4	
40.0	121.0	
50.0	124.0	-1 , +3
63.0	126.6	
80.0	127.5	
100.0	131.8	-1 , +3
125.0	133.8	
160.0	136.0	
200.0	137.0	-1 , +3
250.0	138.5	
315.0	139.0	
400.0	134.3	-1 , +3
500.0	132.3	
630.0	131.0	
800.0	128.5	-1 , +3
1000.0	127.0	
1250.0	124.7	
1600.0	124.0	-1 , +3
2000.0	123.0	
2500.0	122.6	
3150.0	121.0	-4 , +4
4000.0	118.4	
5000.0	117.6	
6300.0	115.5	-4 , +4
8000.0	115.3	
10000.0	115.0	
Overall	145.8	-1 , +3

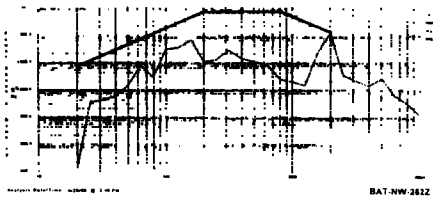
음향하중시험 순서는 -6[dB]의 낮은 음압에 대해 시험을 수행하여 마이크로폰, 가속도계 등의 작동상태를 살피고 실제 수준으로 음압을 높여 시험했을 때의 입력 제어 성능과 과도한 시험 여부를 검토한 후, 실제 수준의 음향시험을 한다.

위성체 각 부분의 응답은 정현파 진동시험때에 설치된 188개 가속도계를 이용하여 측정한다. 신호처리방법을 이용하여 측정된 가속도 응답으로부터 PSD 곡선(Power Spectral Density Curve)을 생성하고 이 결과들을 무궁화위성 3호의 위성체 및 부품단계 랜덤 진동시험 조건과 비교하여 각 주요 부품들의 안전 여부를 확인하게 된다.

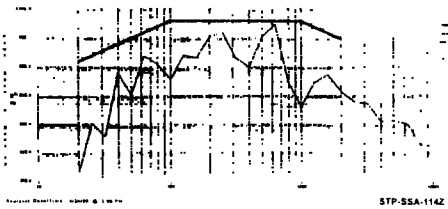
음향 하중 시험으로 얻어진 PSD 곡선과 부품들의 랜덤 진동시험 조건을 비교한 것을 나타낸 것이 Fig. 10이다.



(a) Output MUX



(b) North-West Battery



(c) Sun Sensor

Fig. 10 Acceleration Responses of Key Components in Acoustic Tests

굵은 실선으로 표시한 것이 랜덤 진동시험 조건으로 안전여부 판단기준이며 각 부품에서의 PSD 곡선이 이 실선 아래에 존재하면 그 부품은

음향 하중 시험에서 충분히 견딜 수 있다고 판단된다<sup>(4,5)</sup>. Fig. 10의 OMUX, 배터리, 태양 센서등의 부품들은 모든 주파수 영역에서 가속도 응답이 기준치 아래에 존재하여 음향 하중 시험에 안전하게 견디어 냈음을 알 수 있다. 대부분의 가속도계 응답들이 기준치 이내가 되어 발사시 음향 환경에 대해 안전함이 검증되었다.

#### 4. 결 론

본 연구를 통하여 무궁화위성 3호의 발사환경 시험 결과에 대한 분석을 수행하였다. Ariane IV 발사체 조건을 기준으로 수행된 정현파 진동시험 및 음향하중 시험 결과와 무궁화위성 3호 부품 및 위성체 설계 기준과 비교하여 발사환경에서의 안전 여부를 확인하였다. 다각적인 검토를 통하여 무궁화위성 3호가 발사하중에 대해 충분한 설계여유를 갖도록 개발되었음을 확인할 수 있었다.

#### 후 기

본 연구는 1999년도 한국통신 위탁과제(과제명: 무궁화위성 3호 BUS 시스템 분석 연구)의 지원을 받아 수행되었으며 이에 관계자에게 감사드립니다.

#### 참고문헌

1. Ariane IV User's Manual, Arianespace, 1993.
2. Accelerometer Locations for Koreasat 3 Spacecraft, Lockheed Martin, 1999.6
3. B.N. Agrawal, Design of Geosynchronous Spacecraft, Prentice-Hall Inc., 1986.
4. A2100 Program Spacecraft Environmental Test Spec., Lockheed Martin, 1999.
5. A2100 Program Component Environmental Test Spec., Lockheed Martin, 1999
6. Koreasat 3 Mechanical Subsystem Test Requirements Document, TR-MECH 8568400, Lockheed Martin, 1998.
7. General Environment Verification for STS & ELV, Payloads, Subsystems and Component, NASA Goddard Space Flight Center, 1996.

