

〈論 文〉

고체추진 로켓모터의 지상연소시험시 발생하는 진동현상에 관한 연구

김준엽* · 장성조* · 윤일선** · 김도영**

(1993년 3월 6일 접수)

A Study on Vibration Phenomena occurred in Ground Firing Test of Solid Rocket Motors

Jun Yeop Kim, Sung Jo Chang, Il Sun Yoon and Do Young Kim

Key Words : Ground Firing Test(지상연소시험), Solid Rocket Motor(고체추진 로켓모터), Thrust Curve(추력곡선), Stand(시험대), Dynamic Response(동적응답), Vibration Phenomena(진동현상)

Abstract

Many items, as internal pressure, thrust, temperature, strain, etc. are measured in Ground Firing Test (GFT) of rocket motors. But these items are influenced by various phenomena occurred during propellant combustion. In this study, natural frequencies of motor itself and system(motor+loadcell) on Stand were measured. Also motor responses were measured during burning and analyzed so that the vibration characteristics occurred during GFT and the causes and characteristics of vibration signal appearing on thrust curve were identified

1. 서 론

로켓모터(이하 '모터')의 진동현상이 과도하게 되면 미사일의 비행안정성에 중대한 영향을 미치게 되며, 유도조종 미사일의 경우 예민한 전자장비의 오동작을 일으키거나 장비 자체를 손상시킬 염려가 있으므로 적당한 진동흡수장치가 필요하게 된다. 따라서 모터의 진동현상을 해석하는 일은 매우 중요한 일이며 또 선진국에서는 많은 연구가 되어 왔다.^(1~4) 그러나 국내에서는 아직 모터 진동에 관한 연구가 활발히 진행되고 있지 않은 실정이다.

지상연소시험(ground firing test:GFT)은 각종 미사일 또는 로켓의 비행시험전에 그 추진기관의

성능을 확인하기 위하여 행하여지는 정적인 시험(static test)으로서 성능 확인을 위한 시험치구를 이용하여 추진기관을 시험대에 고정시키고 계측을 요하는 부위에 센서를 부착하여 여러가지 물리량을 측정하고 분석하게 된다. 따라서 개발중인 추진기관에 대하여는 그 보완개발의 도구로서, 양산단계에서는 수락시험의 일부로서 시험을 실시하게 된다. 일반적으로 모터의 지상연소시험에서는 내압, 추력, 온도, 변형률 등 많은 항목들이 측정된다. 그러나 이런 항목들은 추진체 연소시 발생하는 제반현상-예를 들면 액체추진체 모터의 경우 펄스주파수가 모터의 고유진동수와 일치할 때 일어나는 "High Response" 현상⁽⁵⁾-으로 인해 측정 데이터가 영향을 받게 된다. 또한 연소시 시스템(모터+로드셀)의 동특성은 추진체의 연소에 따른 질량감소로 인해 변화하게 되며 모터의 고유진동수도 질량감소

*정회원, 국방과학연구소

**국방과학연구소

에 따라 일정하게 변화하는 시변시스템(time variant system)이다.

본 연구에서는 지상연소시험시 시스템에서 발생하는 진동현상을 분석하기 위해 KI과 KII의 두 종류 모터를 각각 12개 및 9개 선택하여 먼저 모터 자체의 고유진동수와 지상연소시험대에 장착된 상태에서 연소로 인한 추진체 감소에 따른 고유진동수 변화를 연소전·후의 모터에 대하여 각각 시험을 실시하였다.

또한 지상연소시험 중 발생하는 진동을 측정하고 분석하여 이때 발생된 고유진동수와 비교하여 상관관계를 확인하므로써, 연소시험시 추력곡선에 나타나는 진동신호도 규명하였다.

2. 진동측정 방법

모터의 진동특성을 파악하기 위해 사용된 KI과 KII 모터는 형상이 유사하며 무게는 각각 41.6 kg과 50.5 kg의 고체추진 로켓모터로서 각 모터의 추진체무게는 19.7 kg과 26.18kg이다.

Fig. 1에서처럼 각 모터에 위치별(①: 헤드부, ②: 중앙, ③: 노즐부), 방향별로 가속도계를 부착하고서 여러가지 조건에서 얻어진 진동 데이터를 Honey well 사 5600E 자기테이프 기록장치에 수록한 후 HP3565S 분석장비를 사용하여 신호분석을 수행하였다.

모터 자체의 고유진동수를 측정하기 위해 연소전·후 모터를 유연한 번지(bungee) 코드에 매달고서 자유경계조건(free-free supported)에서 임의각도로 PCB 086B20 임팩터햄머(impact hammer)로써 노즐 끝 부분을 가진하였다.

지상연소 시험대에 장착된 상태에서의 고유진동수 측정도 임팩터햄머로 가진하므로써 시험전·후 시스템의 진동특성을 파악하였다.

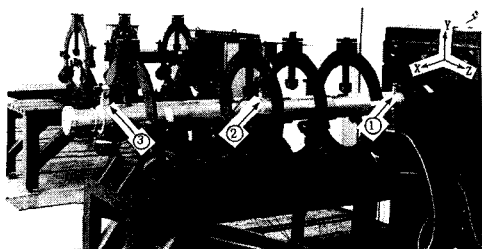


Fig. 1 Specimen under the Test

또한 연소시험중에도 동일한 위치 및 방향으로 가속도계를 부착하여 모터의 연소에 의한 진동특성을 측정하였으며, 연소시험 중 추력곡선에서 나타나는 진동신호를 규명하기 위해 매 지상연소시험마다 로드셀을 통해 추력을 측정하였다.

이때 가속도 측정을 위한 센서로서 ①, ② 위치에서는 PCB346A 3축 가속도계를, ③ 위치에는 PCB306A 3축 가속도계를 사용하였으며, 추력측정을 위한 센서로서 KI 모터의 경우 10,000lb_r, KII 모터의 경우 20,000 lb_r의 로드셀(BLH 회사)을 사용하여 추력을 측정하였다.

3. 실험결과 및 고찰

3.1 모터자체의 진동측정 및 결과

KI-II 모터 자체의 고유진동수를 측정하기 위해 유연한 번지코드로써 모터를 매달고 연소 전·후의 모터를 충격가진법에 의해 진동을 측정, 분석하였다.

시험결과, KI 모터의 경우 첫번째 고유진동수가 연소시험전 모터는 88 Hz, 연소시험 후 모터는 134 Hz로 나타났으며 (Fig. 2), KII 모터는 시험전·후 각각 76 Hz와 104 Hz로 나타났다(Fig. 3).

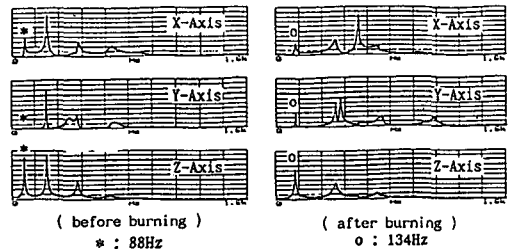


Fig. 2 Frequency Response Function before and after Burning of KI Motor

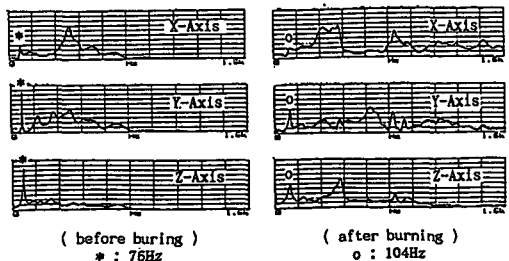


Fig. 3 Frequency Response Function before and after Burning of KII Motor

3.2 연소 전·후 시스템의 진동측정 및 결과

연소시험 전·후 시스템의 고유진동수 변화를 측정하기 위해 모터가 연소시험시 설치되는 조건과 동일한 상태에서 임팩트 해머로 3.1과 같은 방법으로 충격력을 가하여 진동특성을 파악하였다.

실제 연소시험시에는 모터의 헤드(head)부와 추력측정을 위한 로드셀(load cell)이 loadbottom에 의해 점점축으로 이루어지지만 이와같은 조건에서 충격가진시험을 수행하면 충격이 가해진후 헤드부와 로드셀이 서로 분리되어 정확한 시험을 할 수 없으므로 모터 헤드부와 로드셀을 어답터(adaptor)로 체결한 후 시험을 수행하였다(Fig. 4).

시험결과, KI 모터의 경우 연소전에는 가속도계 위치 ①, ②, ③에서 X축 방향 고유진동수가 236 Hz로 측정되었으며 또한 추력방향의 운동을 직접 평가할 수 있는 로드셀에서도 시스템의 X축 방향 고유진동수가 동일하게 236 Hz로 나타났다(Fig. 5). 연소후에는 ①, ②, ③ 및 로드셀에서 고유진

동수가 360 Hz로 상승되었다(Fig. 5). KII 모터의 경우에는 연소 전·후 각각 202 Hz와 270 Hz의 고유진동수가 측정되었으나 연소후 모터의 ① 위치에서는 270 Hz 성분이 뚜렷이 측정되지 않았다(Fig. 6).

3.3 연소중 시스템의 진동측정 및 결과

연소시험중 모터의 ②번 위치에서 획득된 X, Y, Z축 방향의 가속도응답 및 그것의 파워밀도함수(power spectral density : PSD)는 KII 모터의 경우 각 축 방향으로 최대가속도가 100g, 75g 그리고 75g 정도였으며, KII 모터의 경우는 45g, 40g, 그리고 55g 정도의 최대가속도가 측정되었다(Fig. 7, Fig. 8).

Fig. 7과 Fig. 8의 PSD에서 알 수 있는 바와 같이 연소중 KI 모터의 경우에는 285 Hz, KII 모터의 경우에는 240 Hz에서 각각 104.7 mg²/Hz, 36.95 mg²/Hz에 해당하는 크기의 PSD가 측정되었다.

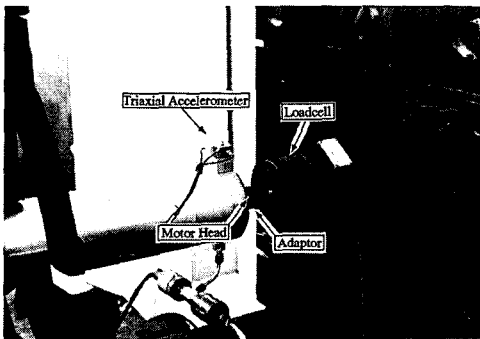


Fig. 4 Adaptor connecting Loadcell and Motor Head

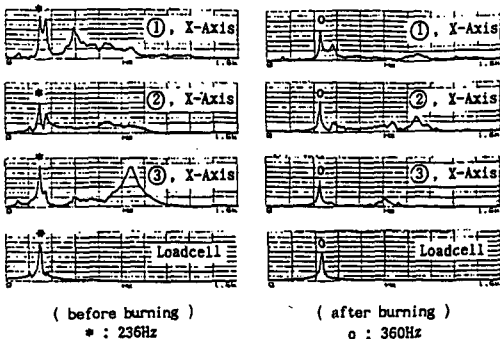


Fig. 5 Natural Frequency Variation before and after Burning of KI Motor

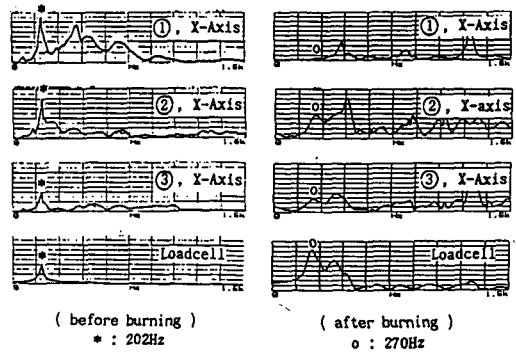


Fig. 6 Natural Frequency Variation before and after Burning of KII Motor

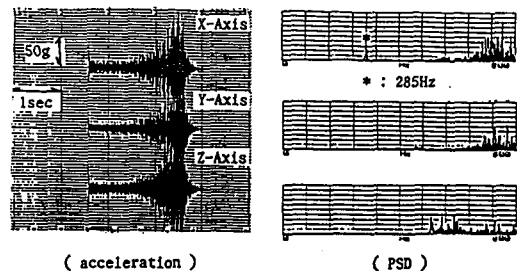


Fig. 7 Acceleration Response and PSD of KI Motor in Position ② during Burning

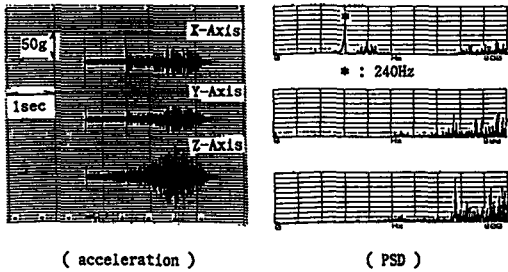


Fig. 8 Acceleration Response and PSD of KII Motor in Position ② during Burning

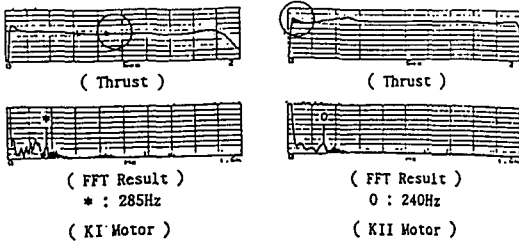


Fig. 9 Vibration Response on Thrust Curves and their FFT Results

Fig. 9는 연소시험에서 얻어진 추력곡선으로서 어떤 시점에서 강한 충격파형에 의한 응답특성이 축 방향으로 실리는 현상을 관찰할 수 있다.

이러한 추력곡선 신호성분을 주파수영역으로 변환시킨 결과 KI, KII 모터 연소시 각각 285 Hz와 240 Hz의 주파수를 갖는 신호로 판명되었다. 이들 주파수는 3.2에서 측정된 연소 전·후 시스템의 고유진동수 범위에 포함되며(KII 모터의 경우에는 모터와 로드셀의 체결조건의 불일치로 18 Hz 높게 측정), 임펄스(Impulse) 신호에 의한 과도응답(Transient Response) 특성을 나타내는 것으로 보아 추력곡선에 실리는 신호성분은 연소중 연소현상에 의해 충격파가 발생되며 그것으로 인해 시스템(모터+로드셀)이 충격파에 의해 가진됨으로서 과도응답 특성이 추력곡선 데이터에 실려 함께 측정된다. 또한 발생시간 및 회수도 각 모터에 따라 다양하게 기록되었다(Fig. 10 참조).

그리고 여러번 실험을 통해 충격파형이 KI 모터에서는 연소중 대략 0.4~1.0 sec 사이에 발생되며, KII 모터에서는 점화순간 수십 msec 이내에서 발생되고 연소중에도 이러한 충격파형이 나타나지만 그 크기는 점화순간에 비해 크지는 않음을 주파수 분석을 통해 알 수 있었다. 또한 KI 모터에서

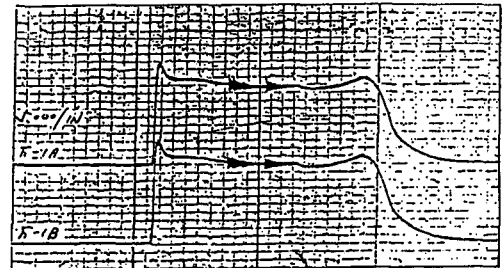
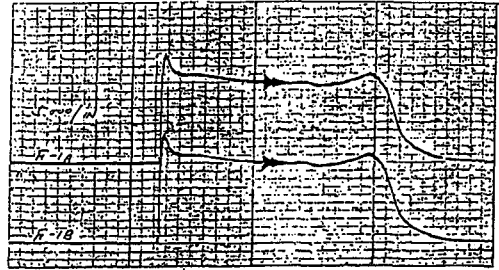
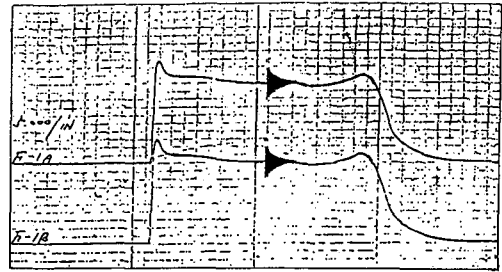


Fig. 10 Various Kinds of Vibration Response on Thrust Curves

Table 1 Occurred Time and Number of Impulse Wave(KI)

Test No.	Occurred Time(Sec)	Occurred No.
1	0.88	2
2	0.48	1
3	0.50	1
4	0.50	1
5	0.92	1
6	0.60	2
7	0.53	2
8	0.87	1
9	0.90	2
10	--	-
11	0.60	4
12	0.60	2

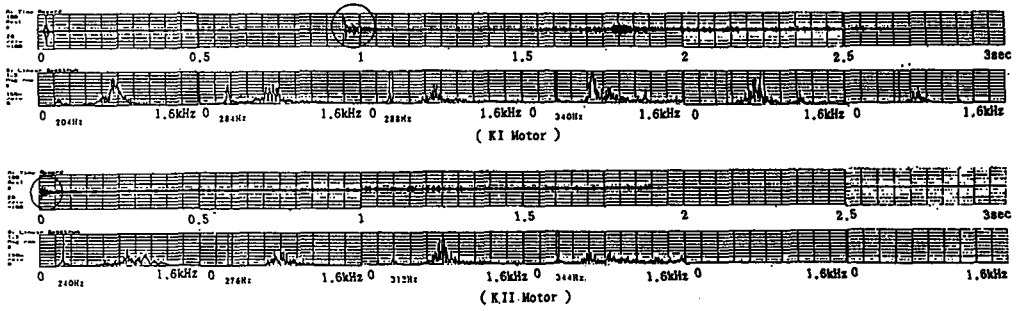


Fig. 11 Time History and Linear Spectrum about 0.5 sec Time Increment

는 이와같은 충격파형이 모터의 특성에 따라 충격 파형이 나타나지 않는 것과 1~4개 정도 나타나는 것으로 기록되었다(Fig. 10 참조).

Table 1는 12회 실시한 KI 모터의 연소시험시 충격파형이 시작된 시점과 회수를 나타낸다.

어떤 특정 시점에서 연소중 발생된 충격파가 시스템에 미치는 영향을 나타내기 위해 모터의 중앙에 부착된 가속도계의 추력방향 신호를 500 ms 간격으로 구분하여 시간영역 및 주파수영역에 대해 분석한 결과, 모터의 추진체가 연소됨에 따라 추진체 무게 감소에 의한 시스템의 고유진동수가 점점 증가함을 알 수 있으며 충격파형이 야기된 시점에서는 진폭의 크기가 상당히 증가함을 알 수 있다(Fig. 11 참조).

5. 결 론

(1) 여러가지 시험조건에서 수행된 모터의 첫번째 고유진동수는 아래 Table 2와 같다.

Table 2 Natural Frequencies of Motor Vibration Unit : [Hz]

		Only Motor	On Stand	During Burning
KI	BB	88 (Z축)	236 (X축)	285 (X축)
	AB	134 (Z축)	360 (X축)	
KII	BB	76 (Z축)	202 (X축)	240 (X축)
	AB	104 (Z축)	270 (X축)	

* BB : Before Burning

* AB : After Burning

(2) 연소시험시 추력곡선에 나타나는 진동신호의 응답특성이 모터 연소 전·후의 시스템 고유진동수 사이에서 나타나는 것으로 보아 연소중 연소관 내에서 강한 충격파가 발생되며 그것이 시스템(모터 + 로드셀)을 가진 하므로써 과도응답특성이 추력곡선에 실려 함께 측정된다.

(3) 연소중 모터 추진체의 연소에 따른 무게감소로 인해 시스템의 고유진동수가 상승되며 충격파가 야기되는 시점에서는 시스템에 상당한 크기의 진동이 야기된다.

(4) KI 모터의 경우 충격파형은 대략 0.4~1.0 sec 사이에 발생되며, KII 모터에서는 점화순간 수십 msec 이내에서 나타난다.

(5) 충격파형의 발생시점 및 회수는 추진체 연소시 연소특성과 밀접한 관련성이 있는 것으로 추정되며 차후 여기에 관한 연구가 요망된다.

참고문헌

- (1) James, A., 1975, Schoenster and Harold Pierce, B Comparison of Vibrations of a Combination of Solid-Rocket Launch Vehicle and Payload During a Ground Firing and Launching, NASA TN D-8074, N76-13192.
- (2) Johnston, G.D., 1986, SSME(Space Shuttle Main Engin) Main Injector 4000 Hz Phenonenon, N87-12608.
- (3) McAmis, R. 1991, An Analysis Tool for Assessing Dynamic Response of a Rocket Motor, AIAA-91-2424-CP.
- (4) James C. Manning, 1971, Some Flight-Induced Environmental Data Obtained from Two

Sidewinder-Arcas Sounding-Rocket Launches,
NASA TM X-2368.
(5) Hunt, D.L., Don Mason, 1989, "Evaluation of

Dynamic Responses of the Space Shuttle Rocket
Static Firing," 7th Proceedings of IMAC, pp. 637
~642.