

동적 방사선투과검사를 이용한 지상연소시험 기술개발

임수용* · 김준엽** · 김인식**

An Application of Dynamic Radioscopy Technique to Static Firing Test

Sooyong Lim* · Junyeop Kim** · Insik Kim**

ABSTRACT

Dynamic Radioscopy technique was developed to observe internal phenomena of motors during firings. For use of this technique, generator and image box consisting of conversion screen, mirror, and video camera were designed and fabricated at our laboratory, and static firing tests were conducted to small motors. Protection devices against vibration and noise induced from during combustion were also made and their performances were evaluated with reference to the vibration criteria. Test results have shown that the vibration levels at concerned points were measured less than vibration criteria, and the internal phenomena during firings were also observed clearly.

초 록

본 연구는 소형 로켓모터의 지상연소시험 시 동적 방사선투과검사를 이용하여 로켓모터의 내부 연소현상을 실시간으로 관측하는 시험 기술을 개발하고자 하였다. 이를 위해 자체 설계/제작한 영상촬영 영상자와 300 kV급 X선 발생장치를 사용하여 지상연소시험을 실시하였고, 연소 중 발생하는 진동과 소음 등의 외부 환경인자로부터 영상의 안정화와 장비보호를 위하여 방진/방음 장치를 개발하여 적용하였다. 시험결과, 측정부위의 진동크기가 장비의 정상운용을 위한 허용한계 이하로 측정되었으며, 연소 중 로켓모터 내부형상과 추진제 연소면의 변화를 명확히 관찰할 수 있었다.

Key Words: Static Firing Test(지상연소시험), Dynamic Radioscopy(동적 방사선투과검사), Vibration Criteria(진동허용치)

1. 서 론

로켓모터의 실제 연소현상을 계측하는 방법으로는 일반적으로 지상연소시험 동안 압력, 추력, 온도와 같은 성능치들을 측정하여 로켓모터 내부의 연소거동을 추정하는 간접적인 측정방법을 사용하고 있다. 그러나 비선형 압력 형성이 이루어지는 점화초기시간, 결합의 발생이나 진전 등

† 2006년 6월 13일 접수 ~ 2006년 9월 11일 심사완료

* 정회원, 국방과학연구소 기4-6

** 정회원, 국방과학연구소 기4-8

연락처, E-mail: 77sooyong@daum.net

으로 인한 비정상 연소현상에 대해서는 이러한 간접 측정법으로 정확한 실체를 측정하는데 한계가 있다[1-2]. 이런 이유로 미국, 프랑스와 같은 외국에서는 실제 로켓모터의 연소현상을 관측하는 시험기술을 1960년대부터 개발하기 시작하여 소형 로켓에서 우주왕복선 부스터급의 로켓모터까지 연소현상 연구에 사용하여 왔다[3-5]. 이 시험기술은 로켓모터의 품질보증을 위해 사용되는 실시간 방사선 투과 검사(Real Time Radioscopy) 기술을 지상연소시험에 응용하여 로켓 내부의 현상변화를 관측하는 기술로 동적 방사선투과검사라 하는데, 그 목적의 특수성으로 인하여 선진국의 극소수 방위산업 관련 연구기관에서만 수행되고 있기 때문에 이 실험을 위해 필수적인 X선 영상 획득 장치의 구성과 운영 방법, 진동과 소음으로부터 안정적인 데이터 획득 기술을 도입하는 것이 불가능하였다.

본 연구에서는 동적 방사선투과검사 기술을 지상연소시험에 적용하기 위해 X선 영상을 획득하는 영상촬영상자(Image Box)를 국내에서 조달 가능한 부품들을 사용하여 자체 설계 및 제작하여, 직경 110 mm 로켓모터의 연소 중 내부를 관측하였으며 그 결과를 분석하였다. 또한 연소 중 발생하는 소음과 진동 등 장비의 성능에 영향을 미칠 수 있는 외부 환경인자들로부터 장비를 보호하기 위한 보호장치를 제작하여 외부 환경인자들에 대한 영향을 제작회사에서 제시하는 허용 규제치를 기준으로 평가하였다.

2. 시험장치 설계 및 제작

2.1 영상촬영상자 개발

X선을 영상으로 변환시킬 수 있는 장비로는 실시간 방사선투과검사를 위해 많이 사용되는 광증배관(Image Intensifier Tube)과 Gd2O2S계의 변환 스크린(Conversion Screen)을 사용하는 영상촬영상자가 있다. 광증배관은 빛을 전기 신호로 2차 변환하여 높은 증폭비를 얻을 수 있고, 영상촬영상자에 비해 상대적으로 작은 부피로

취급의 용이한 장점이 있으나 장비가 일체형으로 제작되어 있어 지상연소시험 중 발생될 수 있는 폭발이나 화재 시 장비가 완전 파손이 될 가능성이 높은 단점이 있다. 또한 일반적인 광증배관의 입력면 크기는 직경 228.6 mm로 시야(Field of View)가 영상촬영상자에 비하여 작으며, 광증배관의 기하학적 형상으로 인한 주변부 왜곡이 심하여 관측 가능한 영역이 시야의 중심부에 한정되는 단점이 있다. 한편 영상촬영상자는 비파괴검사에서도 X선의 에너지가 높을 경우에 주로 사용되기 때문에 광증배관에 비하여 장비 가격이 비싸며 부피도 더 큰 단점이 있다. 그러나 로켓모터의 약 작용 시 부품의 부분적 교체 가능하고 시야각이 넓은 장점이 있어 본 연구에서는 영상촬영상자를 개발하기로 하였고, 시분해능(Time Resolution)은 0.033 sec/frame, 공간 분해능(Spatial Resolution)은 0.5 mm/pixel 이하의 성능을 목표로 설정하였다.

영상촬영상자는 Fig. 1에 보이는 바와 같이 X선 발생장치에서 발생된 X선이 로켓모터를 투과하면서 감쇠된 X선을 변환스크린에서 빛으로 변환시킨 후 떠보임 현상을 제거하기 위하여 광학용 평면 유리에 강화 알루미늄 전면 보호막을 코팅 한 특수 거울(Mirror)을 통해 반사된 영상을 카메라로 촬영하는 구조로 되어 있다. 영상촬영상자에 사용되는 변환스크린들은 변환 효율이 낮기 때문에 빛의 양이 작아 스크린 면에 어두

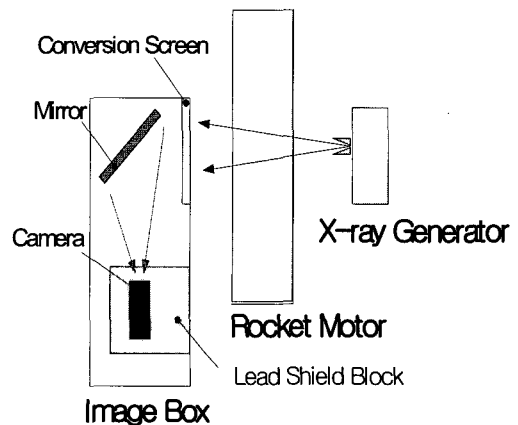


Fig. 1 Dynamic Radioscopy Schematic Diagram

운 영상이 땀하기 때문에 이러한 밝기가 낮은 피사체를 촬영할 수 있는 CCD 카메라를 선정하여 사용하였다. 카메라에 사용되는 CCD는 방사선에 노출되면 방사선 잡음(Noise)이 화면에 나타나 화질이 저하되는데, CCD 카메라를 방사선으로부터 보호할 수 있는 납 차폐함(Lead Shield Block)을 제작하여 영상촬영상자 속에 설치하였다.

22 X선 발생장치

최대 관전압(Tube Voltage) 300 kV를 발생시킬 수 있는 X선 발생장치(Smart 300HP, Yxlon, GmbH)를 사용하였는데, 이 장비는 필름을 사용한 방사선 투과 검사용 장비로써 동적 방사선투과검사 시험에는 적합하지 않은 장비이다. 실시간 방사선투과검사에 사용되는 X선 장비는 영상의 화질을 조절할 수 있도록 X선 발생 중에도 X선의 에너지와 관전류(Tube Current)를 변화시킬 수 있어야 하고, 산란방사선의 감소를 위해 가변형 조리개가 필요하다. 또한 직경 110 mm 로켓모터의 동적 방사선투과검사를 위해서는 350 kV의 관전압이 필요한 것으로 계산되었으나 X선 발생장치에는 전술한 기능들도 없어 촬영시 불편함과 관전압도 300 kV가 최대로 X선의 투과력 부족으로 인한 어두운 영상이 예상되었다.

23 진동 및 소음 보호장치

23.1 진동 허용규제치

진동에 예민한 장비들은 장비의 정상운동을 위하여 대부분 제작회사의 사양서에 규정된 진동허용규제치를 초과하지 않아야 외부에서 장비로 유입되는 진동과 소음 등 외부 환경인자로부터 장비의 정상운동을 보장받을 수 있다[6].

진동 허용규제치는 X선 발생장치와 영상촬영상자의 두 장비에 대해 각각 적용하여야 하지만, 영상촬영상자의 경우에는 본 연구를 위해 자체 제작한 시스템이기 때문에 별도의 규제치가 없다. 따라서 X선 발생장치의 제작회사로부터 제공된 진동 허용규제치를 적용하여 영향을 평가

하였으며, 더욱 신뢰성 높은 시험결과를 위해서 차후 영상촬영상자의 진동허용규제치 획득을 위한 시험 수행이 필요하다.

제작회사에서 제시한 X선 발생장치의 진동 허용규제치는 주어진 주파수범위(10 Hz ~ 150 Hz)에서 허용 가속도 크기 2 g 로 주어져 있다.

23.2 보호장치 설계 및 제작

보호장치 설계 시 가장 우선적으로 고려하여야 하는 사항은 제작된 X선 발생장치와 영상촬영상자를 촬영하고자 하는 로켓모터의 위치에 정렬시키며, 동시에 로켓모터 연소 시 발생하는 진동과 소음, 그리고 고온의 복사열로부터 장비를 보호할 수 있는 기능을 갖추어야 한다.

Figure 2는 지상연소시험대에 로켓모터를 설치한 후, 연소 중 로켓모터의 내부현상을 관찰하고자 하는 부위에 X선 발생장치와 영상촬영상자를 정렬한 모습을 보여준다. 이때 X선 발생장치와 영상촬영상자는 설계·제작한 보호장치를 이용하여 진동과 소음 등 외부 환경인자로부터의 영향을 최소화시켰다.

방진과 방음을 위한 보호장치의 상세 설계에 대해 설명하면 다음과 같다.

(1) 방진대책

Figure 2에서 알 수 있듯이 로켓모터를 시험대에 설치하기 위해서는 X선 발생장치와 영상촬영상자를 로켓모터의 높이에 정렬시키기 위해 별도의 지지대(Beam Structure)를 제작하여 그 위에 고정하여야 한다. 그리고 로켓모터의 연소 시험은 기존의 시험대에서 이루어지기 때문에 일반적으로 지면 진동을 절연시키기 위해 가장 기본적인 방법인 도랑(Trench)을 만들 수 있는 방법이 따로 없다. 따라서 지면으로 전달되는 진동을 최소화시키기 위해 1차적으로 두께 5 mm의 고무판을 콘크리트 바닥에 깔고서 지지대를 정렬한 후, X선 발생장치와 영상촬영상자를 지지대 위에 볼트로 고정시켰다. 이 때 지지대와 각 장비 사이에는 두께 10 mm의 고무판을 삽입하여 지면을 통해 장비로 전달되는 진동을 2차

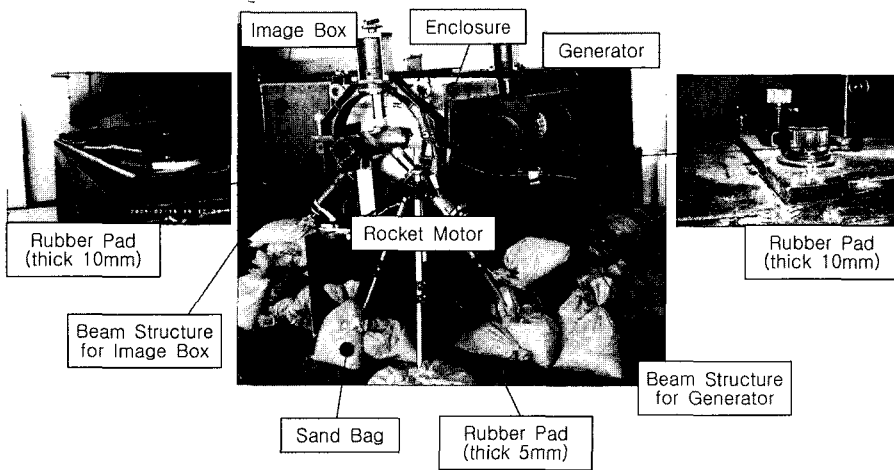


Fig. 2 Equipment Layout in Test Stand

적으로 절연시켰다.

그리고 현재 연소시험대가 설치되어 있는 시험장 바닥의 평면이 고르지 않기 때문에 연소 중 폭음에 의해 장비가 흔들릴 수 있기 때문에 이러한 흔들림을 방지하고 동시에 지면을 통하여 지지대로 전달되는 진동을 최대한 흡수시키기 위해 지지대에는 그림과 같이 많은 모래주머니(Sand Bag)를 적층하였다.

또한 Fig. 3과 같이 영상촬영상자 내부에 있는 거울(406 mm x 406 mm)의 판진동을 감소시키기 위해 거울의 뒷면에는 두께 5 mm의 고무판을 접착하여 진동 감쇠를 증가시켰다.

(2) 방음대책

영상촬영상자의 변환스크린은 Fig. 1에서처럼 용도상 대기에 노출되어 있기 때문에 로켓모

터연소 시 가장 심한 소음에 노출되며, 게다가 변환스크린은 영상의 질을 위해 가능한 얇은 알루미늄 판(520 mm x 510mm x t1 mm)으로 제작되기 때문에 작은 크기의 진동이나 음압변동에도 쉽게 떨리게 되어 영상의 질에 영향을 주게 된다. 따라서 변환스크린을 보호하기 위해 X선 발생장치-로켓모터-영상촬영상자 사이를 연결하는 차음챔버(Enclosure)를 설계하여 외부로부터 전달되는 소음 전달경로를 차단하였다. Fig. 2에서 제작한 차음챔버를 설치한 상태를 볼 수 있다. 제작된 차음챔버는 X선 발생장치와 영상촬영상자 사이의 소음 전달 공간을 차단하기 위한 형상을 갖도록 하였으며, 구조적으로는 Fig. 4와 같이 두께 2 mm의 알루미늄판에 이 판의 진동을 감쇠시킬 수 있도록 두께 5 mm의 고무판을 내부에 접착하였다. 그리고 X선 발생 장치-로켓모터-영상촬영상자 사이를 완전하게 밀봉하

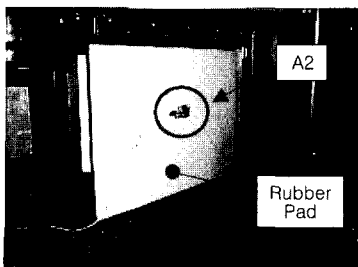


Fig. 3 Rubber Pad attached to the Back of Mirror

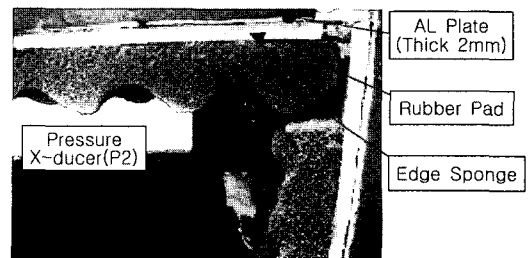


Fig. 4 Cross Section of Enclosure

는 것이 불가능하기 때문에 틈새로 전달되는 소음을 흡음시키기 위해 고무판 위에 흡음 스펀지(Edge Sponge)를 접착하였다.

3. 시 험

3.1 시험대 형상 및 배치

동적 방사선투과검사를 이용한 지상연소시험은 Fig. 2와 같이 직경 110 mm의 소형 로켓모터 좌우에 X선 발생장치와 영상촬영장치를 관측하고자 하는 위치에 설치하고서 연소 중 내부현상을 관측하였다.

X선 초점부터 로켓모터까지는 480 mm, 모터에서 변환스크린까지는 310 mm의 거리로 배치하였다. 이때의 기하학적 확대율은 1.65에 해당하고, 관전류는 3 mA, 관전압 300 kV를 사용하였다. 촬영된 영사의 저장은 수직해상도 500분의 DV 포맷의 6 mm 디지털 레코더를 사용하여 녹화하였다.

3.2 계측항목

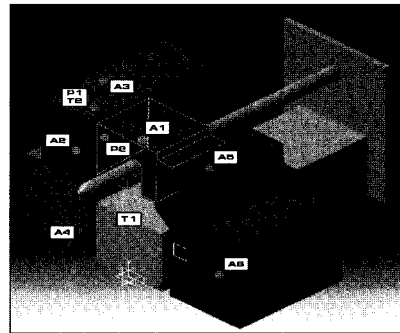
로켓모터의 연소 중 발생하는 외부 환경인자로 인한 장비의 영향을 평가하기 위해 Table 1에 표시된 측정점에서 가속도, 음압 그리고 온도를 측정하였다.

Figure 5는 측정점 및 측정점에서의 센서설치

Table 1. Measurement Items and Points

측정항목	측정점	측정점 기호
가속도	변환스크린면	A1
	거울 뒷면	A2
	카메라 앞	A3
	카메라 지지대	A4
	X선 발생장치 위	A5
	X선 발생장치 지지대	A6
음압	차음챔버 외부	P1
	차음챔버 내부	P2
온도	노즐	T1
	변환스크린 근처	T2

상태를 보여준다. 장비로 전달되는 진동을 측정하기 위해 변환스크린면(A1), 거울 뒷면(A2; Fig. 3 참조), 카메라 앞(A3), 카메라 지지대(A4), X선 발생장치(A5), X선 발생장치 지지대(A6)의 6군데 주요 관심부위에 가속도계를 설치하여 전달되는 진동을 측정하였다.



(a) Measurement Points



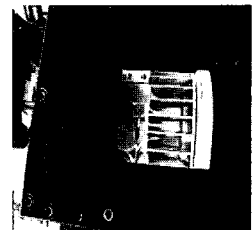
(b) A1 Point



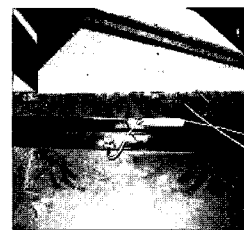
(c) A3 Point



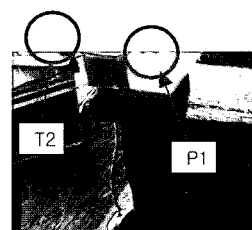
(d) A4 Point



(e) A5 Point

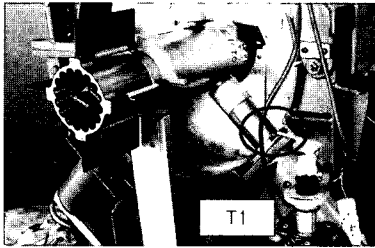


(f) A6 Point



(g) P1 & T2 Points

Fig. 5 Measurement Points and Sensors



(h) T1 Point

Fig. 5 Measurement Points and Sensors (continued)

그리고 연소 중 발생하는 폭음으로 인한 소음을 차단하기 위해 제작된 차음챔버의 영향을 평가하기 위해 차음챔버 외부(P1)와 내부(P2; Fig. 4 참조)에 각각 1개씩 음압 센서를 설치하여 차음율을 평가하였다.

또한 X선 발생장치의 X선 투시창은 온도에 대단히 민감하기 때문에 연소 중 로켓모터의 화염에서 생겨나는 고온의 복사열로 인해 영상의 질에 영향을 받을 수 있다. 연소 중 복사열에 의한 장비의 영향을 확인하기 위해 로켓모터의 노즐부근(T1)과 X선 투시창과 거의 대칭위치인 변환스크린면 근처(T2)에 각각 열전대를 설치하여 전달되는 온도를 측정하였다.

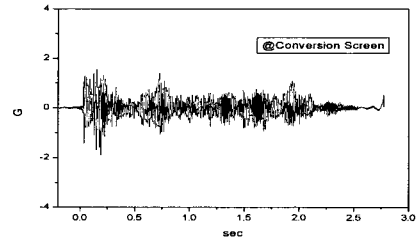
4. 시험 결과

4.1 보호장치 환경영향 평가 결과

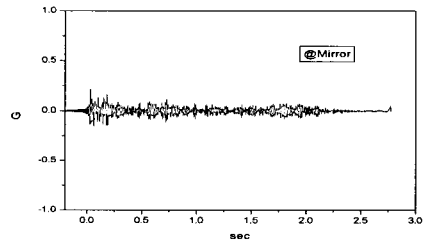
가속도, 음압 및 온도의 각 측정항목에 대해 연소 중 2.8초 동안 데이터를 획득하였으며, 각 센서에서 획득된 신호는 신호의 특성을 고려하여 가속도계의 경우에는 1 kHz, 음압 10 kHz, 온도 100 Hz로 필터링하였다. 각 측정항목별 얻어진 데이터에 대해 설명하면 다음과 같다.

4.1.1 가속도 데이터

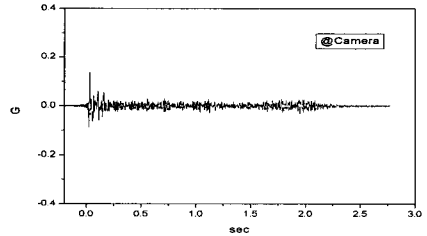
측정된 각 부위별 가속도 데이터의 시간이력은 Fig. 6과 같다. 예상한 바와 같이 두께 1 mm의 알루미늄으로 제작된 변환스크린면에서의 가



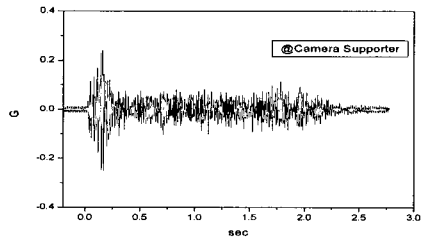
(a) Acceleration at A1



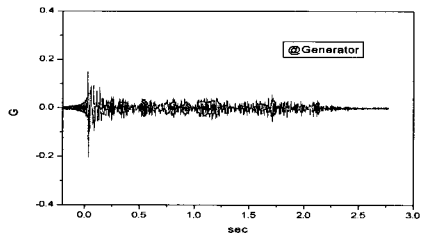
(b) Acceleration at A2



(c) Acceleration at A3

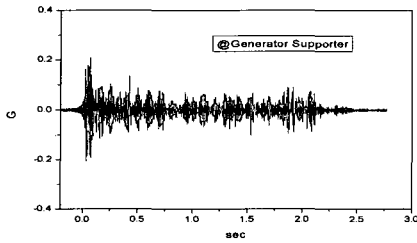


(d) Acceleration at A4



(e) Acceleration at A5

Fig. 6 Time Histories at Each Measurement Point



(f) Acceleration at A6

Fig. 6 Time Histories at Each Measurement Point (continued)

속도 크기가 최대 1.7 g 정도로 가장 크게 나타났으며, 나머지 부위의 가속도 크기는 0.3 g 이하로 상대적으로 낮게 측정되었다. 가속도의 시간 데이터를 장비에 대해 주어진 주파수별 진동 허용규제치와 비교하기 위해 주파수영역의 데이터로 변환시킨 데이터가 Fig. 7에 나타나 있다. 여기에서 알 수 있는 바와 같이 관심주파수 영역에서 진동가속도 크기가 허용규제치인 2 g 보다 적은 크기로 절연되어 나타나고 있어 장비의 정상운용에는 영향을 미치지 않음을 알 수 있다.

4.1.2 음압 데이터

Figure 8은 연소 중 음압의 차음효과를 확인하기 위해 차음챔버의 내·외부에서 측정된 음압을 나타낸다. 여기에서 알 수 있는 바와 같이 외부의 음압레벨은 약 170 dB(0.8 psi), 내부에서의 음압레벨은 약 156 dB(0.2 psi)로 측정되었다. 따라서 차음챔버로 인한 소음차폐율은 약 14 dB의 차음효과를 나타내는 좋은 결과를 얻었다.

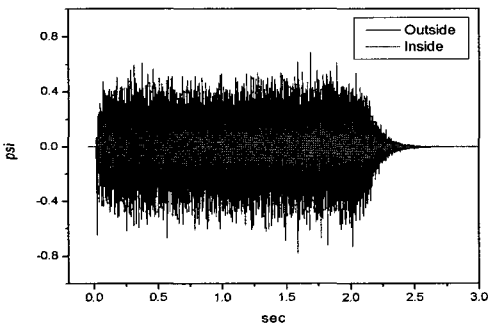
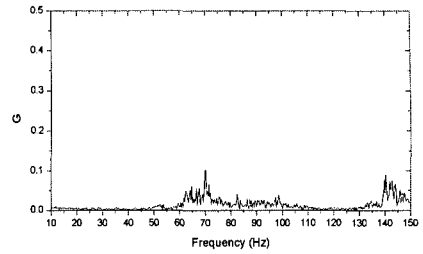
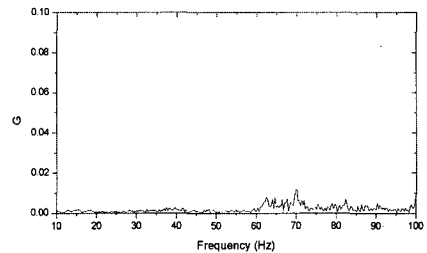


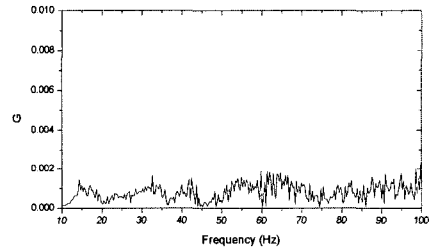
Fig. 8 Sound Pressure at P1(outside) and P2(inside)



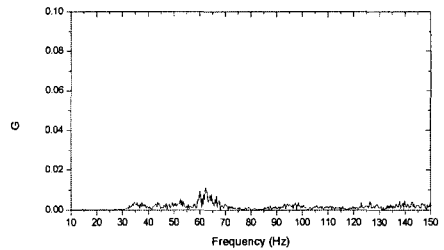
(a) FFT Result at A1



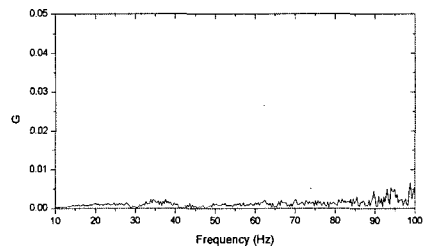
(b) FFT Result at A2



(c) FFT Result at A3

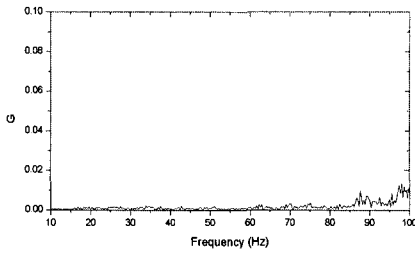


(d) FFT Result at A4



(e) FFT Result at A5

Fig. 7 Sound Pressure at P1 and P2



(f) FFT Result at A6

Fig. 7 Sound Pressure at P1 and P2 (continued)

4.1.3 온도 데이터

관심 부위에서 측정된 온도 데이터는 Fig. 9에 나타나 있다. 시험 전에는 온도에 의한 투시창과 변환스크린면에서의 영향 등을 우려하였지만 측정결과, 연소 중 복사열에 의해 전달되는 온도는 최고 16°C이하로 측정되었으며, 영상의 질에 영향을 미치지 않는 수준의 온도임을 확인하였다.

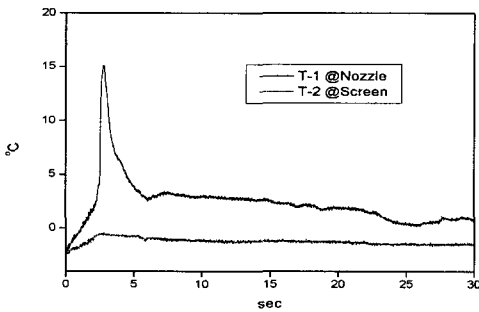


Fig. 9 Temperature at T1 and T2

4.2 연소 시험 촬영 결과

연소 시험을 촬영한 녹화 테이프는 동영상 파일로 변환한 후, 동영상을 프레임(Frame) 단위의 이미지 파일로 재 변환하였다. 변환된 이미지 파일들은 영상 분석 프로그램으로 밝기와 대조도 조절, 영상 평활화의 영상처리를 수행하여 X선 장비의 관전압 부족으로 인한 어두운 영상을 추진제의 연소면이 구별 가능한 영상으로 보정하였다. Figure 10에는 점화 전 0초부터 점화 후 1.5초까지 0.5초 간격의 4장의 사진을 나열하였다.

영상 처리된 이미지들은 Fig. 10에 보이는 바와 같이 로켓모터 내부의 형상과 추진제 연소면의 변화를 명확히 관측할 수 있는 만족할 만한 영상을 보여 주고 있다. 각 이미지에 보이는 추진제 연소면의 변화를 영상분석 프로그램으로 시간별 연소면 후퇴 거리를 측정하면 Fig. 11과 같은 로켓모터의 평균 연소 속도를 구할 수 있었다. 평균 연소속도는 20.36 mm/sec로 측정되어 이 로켓 모터에 사용되는 추진제의 스트랜드버너 연소속도 기준 18.25 mm/sec보다는 큰 값을 나타냈으나 이 편차는 로켓 모터의 연소 속도가 스트랜드버너 값보다 크게 나타나는 경향을 감안할 때 잘 일치하는 것으로 판단되었다.

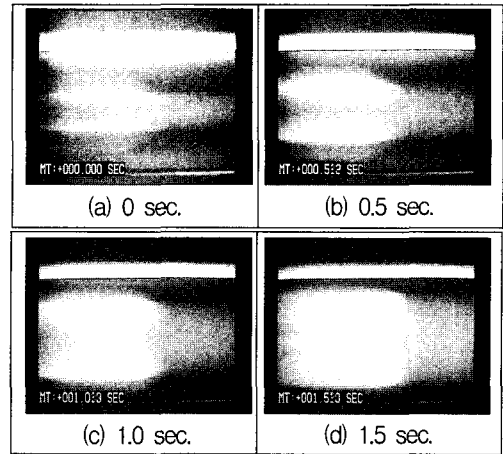


Fig. 10 Internal Image View during Firing

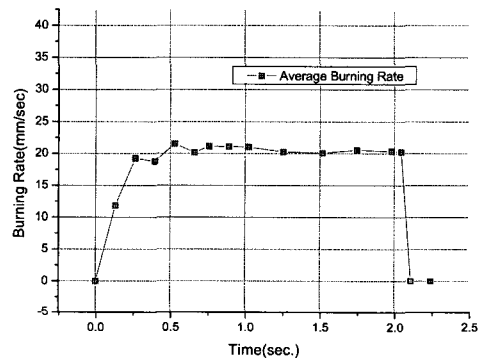


Fig. 11 Burning Rate

실험을 통해 얻어진 영상들을 분석한 결과 동적 방사선투과검사 시험의 공간 분해능은 0.4 mm/pixel이었으며, 시간 분해능은 0.033 sec/frame으로 목표치를 만족시키는 수준으로 나타났다.

5. 결 론

본 연구를 통해 로켓모터의 동적 방사선투과검사를 이용한 지상 연소 시험 기술 개발을 수행하여 다음과 같은 결론을 얻었다.

- 1) 장비의 운용 중 주파수별 진동 허용한계가 2g(10 Hz~150 Hz)임을 감안해볼 때 측정부위의 진동크기는 허용한계 이하로 측정되어 진동 및 소음에 의한 장비의 성능에는 문제가 없었다.
- 2) 국내에서 조달 가능한 부품들을 사용하여 자체 개발한 영상촬영상자는 공간 분해능 0.4 mm/pixel, 시간 분해능 0.033 sec/frame의 성능을 보여 주었다.
- 3) 소형 로켓모터의 지상연소시험의 환경 조건에서도 영상촬영상자가 정상적인 동작을 수행할 수 있음을 입증하였다.
- 4) 소형 로켓모터의 동적 방사선투과검사를 적용

한 지상연소시험 기술을 개발한 경험과 기술을 토대로 향후 중대형 로켓모터나 초고속 촬영이 필요한 지상연소시험 기술도 가능할 것으로 판단되었다.

참 고 문 헌

1. R. S. Fry, "Solid Propellant Subscale Buring Rate Analysis Methods for U.S. and selected NATO facilities," CPIA CPTR 75, 2002
2. R. S. Fry, "Solid Propellant Test Motor Scaling," CPIA CPTR 73, 2001
3. D. J. Rogerson, "Dynamic Real Time Radioscopy of Space Shuttle Reusable Solid Rocket Motor during Static Firing," AIAA 95-2727, 1995
4. M. G. Anderson, "Real-Time Radiography Support for Titan LAM," AIAA 92-3823, 1992
5. B. Lemberger, J. Sauvel, "Inner View of Solid Rocket Motor during Static Firing," AIAA 91-1949, 1991
6. Hal Amick, "On generic Vibration Criteria for Advanced Technology Facilities," Jr. of the Institute of Environmental Sciences, Vol. XI, No. 5, Sep/Oct. 1977, pp.35-44