

## 왜곡된 로켓 모터 추력 추정에 관한 이론적 연구

김준엽\*

### A Theoretical Study on the Estimation of Distorted Thrust of Solid Rocket Motor

Jun-Yeop Kim\*

#### ABSTRACT

In general, static firing test is conducted before flight in order to obtain data such as thrust, pressure, temperature and strain, which show the characteristics of rocket motors. But the measured thrust of the obtained data is especially distorted by the effects of dynamic characteristics of thrust stand so that it is difficult for us to determine the exact value of peak thrust and rising time etc., which represent the performance of rocket motor. This paper, therefore, verified the causes of distortion of measured thrust, and proposed the theoretical method to estimate the true thrust from the distorted thrust. And also the proposed method was applied to virtual thrust stand using computer simulation, and showed good result. As a result of that, the proposed method was proven to be valid and applicable to estimate distorted thrust.

#### 초 록

로켓모터의 성능을 확인하기 위해 지상에서 연소시험을 수행하여 추력, 압력, 온도, 그리고 변형률 등 필요한 데이터를 계측하지만 측정된 추력은 시험대 동특성으로 인해 실제 추력과는 달리 과도진동이 포함된 왜곡된 형태를 나타낼 수 있다. 이러한 경우에는 추력 최대치나 추력 상승시간 등 로켓 모터의 성능을 결정하는 값들의 정확한 값을 얻지 못할 수 있다. 따라서 본 논문에서는 이러한 추력 왜곡 현상의 원인을 분석하고 그 문제점을 해결하기 위한 이론적인 방법을 제안한다. 또한 제안된 방법을 가상 시험대에 적용하여 제안한 방법의 적용 가능성을 확인하고, 차후 실험 데이터를 이용한 추력 추정의 기본적인 방향을 제시하고자 한다.

Key Words: Static Firing Test(지상연소시험), Thrust Stand(추력 시험대), Transient Response(과도응답), Thrust Estimation(추력 추정)

#### 1. 서 론

† 2004년 2월 16일 접수 ~ 2005년 5월 20일 심사완료

\* 정회원, 국방과학연구소 기-4-8

연락처, E-mail: jmjh2858@hotmail.com

로켓모터의 성능을 확인하기 위해 지상에서 연소시험을 수행하여 추력, 압력, 온도, 그리고

변형을 등 필요한 데이터를 계측하게 되는데 이러한 시험을 지상연소시험(static firing test)이라고 한다. 이와 같은 지상연소시험은 로켓모터의 추력을 측정하기 위한 추력 시험대(thrust stand: 이하 "시험대")에서 수행되는데, 시험대는 추력벽(thrust butt), 로드셀(load cell), 플렉슈어(flexure), 그리고 추력 수집기(thrust collector)로 구성된다. 그런데 시험대 구성요소의 강성으로 인해 측정된 추력은 연소 중 발생하는 과도 가진력<sup>1)</sup>(transient excitation force)의 작용으로 시험대 과도응답 특성이 추력에 중첩(superposition)되어 나타날 수 있다. 이러한 경우에는 로켓모터의 성능을 평가하기 위해 중요한 요소인 연소 초기 추력 최대치(thrust peak) 및 추력 상승시간(rising time) 등의 값이 왜곡될 수 있다. 그래서 지금까지는 측정된 추력에서 과도응답 성분을 제거하기 위해 저역통과필터(low pass filter)를 이용하거나 데이터를 평활화<sup>2)</sup>(smoothing method) 시켜 시험대의 과도응답 성분을 제거하지만, 추력이 급격하게 변동하는 추력 상승부분(build-up)이나 하강부분(tail-off)에서는 추력의 참값이라고 하기는 어려우며, 이러한 문제점을 해결할 수 있는 방법이 요구되고 있다.

본 연구에서는 연소 중 나타나는 과도진동의 원인과 이로 인해 발생하는 시험대의 동역학적 현상을 이론적으로 접근하여 추력곡선에 중첩되는 시험대 과도응답 특성을 규명하고, 해결 방안을 제시함으로써 왜곡된 추력으로부터 실제 추력을 추정(estimation)하기 위한 이론적인 방법을 제안한다.

일반적으로 추력을 측정하기 위해 사용되는 로드셀은 변형(deflection)을 허용하는 재료로 구성되어 지기 때문에 어떤 동적하중이 야기되면 시험대는 정적인 현상을 나타내는 것이 아니라 동적거동을 나타내게 된다. 이러한 시험대 과도응답특성을 해석하기 위해 시험대를 1 자유도 감쇠계(damped single degree of freedom system)로 모델링하였다. 시험대의 수학적 모델을 기초로 특정 추력함수의 추력 상승시간 변화

에 따른 시험대 응답특성을 계산하여 로드셀에 걸리는 최대 하중을 예측하였으며, 응답스펙트럼(response spectrum)의 개념을 적용하여 추력 상승시간과 시험대 고유진동수의 변화에 따른 응답특성도 예측하였다.

제안한 방법을 이용하여 과도응답이 중첩된 추력 데이터로부터 실제 추력을 추정하기 위한 방법과 시험대 매개변수(parameter)를 구하는 방법, 그리고 이에 수반되는 문제점을 기술하였다. 제안한 이론의 적용 가능성을 확인하기 위해 가상(假像) 시험대에 대해 수치적인 방법으로 과도응답 및 가속도, 속도, 변위를 구한 후 실제 추력을 추정하였으며, 제안한 이론의 적용 가능성을 입증하였다.

## 2. 본 론

### 2.1 과도응답 원인 분석

미국 항공우주국(NASA)에서는 우주선이나 로켓 모터 등이 받을 수 있는 동적환경<sup>3)</sup>(dynamic environment)을 20가지로 분류하고 있다. 이러한 동적환경 중 지상연소시험 때 추력에 중첩되어 나타나는 과도응답을 야기시키는 원인을 세부적으로 정리하면 아래 4가지 원인으로 분류할 수 있다.

- ① 점화기 착화 때 생기는 충격파(shock wave)로 인한 과도응답
- ② 연소초기 추력의 급작스런 상승으로 인한 과도응답
- ③ 연소 중 나타나는 연소불안정으로 인한 과도응답
- ④ 연소말기 추력의 급작스런 하강으로 인한 과도응답

첫 번째와 세 번째 형태의 동적하중은 임펄스 하중의 형태로 나타내게 되어 시험대에 과도응답을 유발시키며, 특히 연소 중에 나타나는 과도응답은 추진제 연소불안정과 같은 추진제의 연소 현상을 이해하는데 대단히 중요한 자료로

이용될 수 있고, 이와 관련된 연구<sup>4)</sup>가 수행된 바가 있다. 두 번째와 네 번째 나타나는 동적하중은 추력의 상승시간과 하강 시간이 시스템의 고유주기(또는 고유진동수)에 비해 상대적으로 짧기 때문에 급격한 속도변화로 인해 충격력의 형태로 시스템을 가진하게 된다. 바꾸어 말하면 Fig. 1의 (a)와 같이 실제 추력  $F(t)$ 가 작용하더라도 로드셀을 통해서 측정되는 추력은 (b)처럼 과도응답이 중첩된 추력  $F_{LC}(t)$ 가 측정되게 된다<sup>5)</sup>. 그러나 어떤 종류의 동적하중이 작용하든 시험대의 입장에서는 외부 가진력을 받게 되므로 시험대 과도응답 현상이 추력신호에 중첩되어 나타나게 된다.

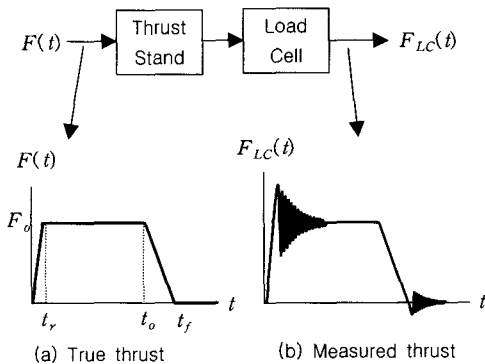


Fig. 1 Thrust-time curve with transient response

## 2.2 추력 시험대 동특성

### 2.2.1 수학적 모델링

시험대는 로켓모터나 제트엔진에 의해 생겨나는 힘을 지탱하며, 그 힘들을 로드셀에 전달하기 위해 설계된 기계 구조물이다. Fig. 2는 지상 연소시험을 수행하기 위해 로켓모터가 시험대에 설치되어 있는 모양으로 추력을 지탱하기 위한 추력벽(thrust butt), 작용하는 추력을 로드셀에 전달하기 위한 추력 수집기(thrust collector), 그리고 로켓모터를 지지하며 미끄럼 운동을 가능하게 하는 모터 지지대, 그리고 가속도, 압력 및 추력을 측정하기 위한 센서로 구성된다. 그

런데 연소 중 추력을 측정하기 위한 로드셀은 변형을 하게 되므로 시험대는 2.1절에서 언급한 종류의 동적하중으로 인해 동적 거동을 나타내게 된다.

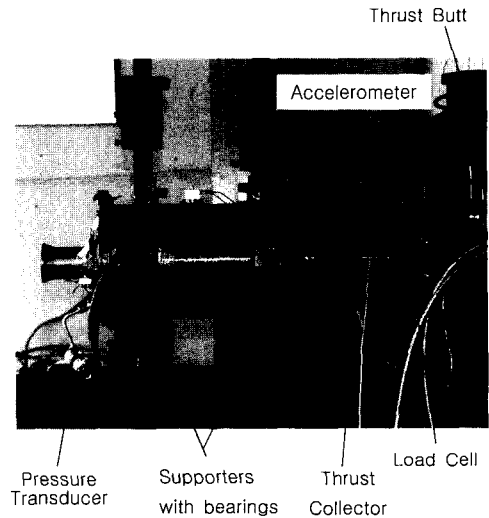


Fig. 2 Typical thrust stand configuration

이처럼 동적거동을 하는 시험대는 그 동안 연소 시험에서 나타난 시험대의 특성을 분석한 데이터와 시험대에 포함된 진동을 야기 시키는 요소들을 고려하면 대부분의 경우 Fig. 3과 같이 1

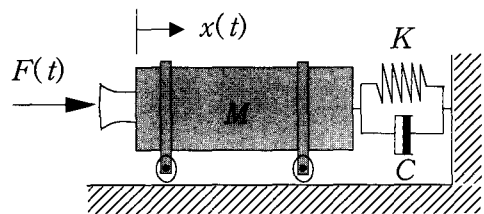


Fig. 3 Modeling of thrust stand

자유도 감쇠계로 모델링할 수 있으며, 운동방정식은 식(1)과 같다.

$$M \ddot{x}(t) + C\dot{x}(t) + Kx(t) = F(t) \quad (1)$$

여기서  $F(t)$ 는 실제 작용하는 추력, 그리고  $x(t)$ ,  $\dot{x}(t)$ ,  $\ddot{x}(t)$ 는 각각 변위, 속도, 가속도이다. 또한  $M$ 은 모터 및 이동부(모터에 견고하게 부착되어 있는 부분, 예로서 추력수집기)의 질량,  $K$ 는 추력벽을 구성하고 있는 강체 구조물에 대해 반력으로 작용하는 로드셀 강성(추력수집기 강성 포함), 그리고  $C$ 는 시험대 감쇠상수이다.

### 2.2.2 시험대 응답해석

일반적으로 로켓모터 연소 시 추력 상승 및 하강 시간이 시스템의 고유주기에 비해 상대적으로 짧기 때문에 상승 및 하강 구간에서 추력은 시험대에 대해 충격력의 형태로 작용하게 된다. 이러한 충격력으로 인해 추력곡선에는 과도 응답 특성이 중첩되어 나타나게 되며, 추력 데이터는 실제 값과는 달리 왜곡되게 된다.

#### 가. 로드셀 최대하중 예측

1 자유도 감쇠계로 모델링되는 시험대에 Fig. 4와 같이 시각  $t=0$ 에서 선형적으로 증가하여 시각  $t=t_r$ 에서 최대 추력  $F_o$ 인 추력  $F(t)$ 가 작용한다고 가정한다. 이러한 추력 하중을 받는 감쇠계 운동방정식과 초기조건은 아래와 같다.

$$\begin{aligned} \text{운동방정식 : } & M \ddot{x}(t) + C \dot{x}(t) + Kx(t) \\ & = \begin{cases} (\frac{t}{t_r})F_o & [0 \leq t \leq t_r] \\ F_o & [t \geq t_r] \end{cases} \quad (2) \end{aligned}$$

$$\text{초기조건 : } x(0) = \dot{x}(0) = 0$$

식 (2)에서 진동으로 인한 로드셀에 걸리는 힘  $F_{LC}(t)$ 를 구하기 위해 먼저 경사하중 구간 ( $0 \leq t \leq t_r$ )에서의 응답  $x(t)$ 를 Duhamel 적분<sup>1)</sup>을 이용하여 구한 후 스프링상수  $K$ 를 곱하면  $F_{LC}(t)$ 는 식 (3)과 같이 얻어지게 된다.

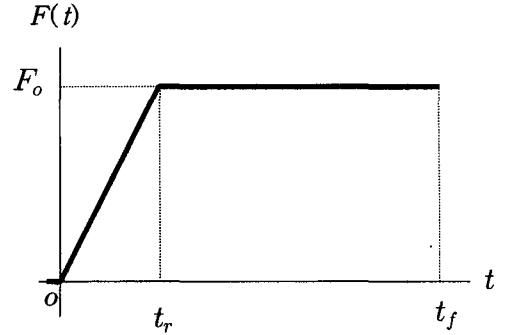


Fig. 4 Thrust load  $F(t)$

$$\begin{aligned} F_{LC}(t) = F_o \left[ \frac{t}{t_r} - \frac{2\zeta}{w_n t_r} + \frac{e^{-\zeta w_n t}}{t_r} \left( \frac{2\zeta}{w_n} \cos w_d t \right. \right. \\ \left. \left. - \left\{ \frac{w_d^2 - \zeta^2 w_n^2}{w_n^2 w_d} \right\} \sin w_d t \right) \right] \quad (3) \end{aligned}$$

여기에서  $w_n (= \sqrt{K/M})$ 은 시험대 고유진동수,  $w_d (= w_n \sqrt{1 - \zeta^2})$ 는 시험대의 감쇠 고유진동수,  $\zeta (= C/C_c)$ 는 감쇠비(damping ratio),  $C_c$ 는 임계 감쇠계수 ( $= 2\sqrt{MK}$ )이다.

식 (3)의  $F_{LC}(t)$ 를 정적하중(static load)과 비교하여 로드셀에 걸리는 동적하중(dynamic load)이라고 부른다.

이와 유사하게 일정하중 구간( $t \geq t_r$ )에서 로드셀에 걸리는 동적하중  $F_{LC}(t)$ 는 식 (4)와 같이 유도되어 질 수 있다.

$$\begin{aligned} F_{LC}(t) = F_o \left[ 1 + \frac{e^{-\zeta w_n t}}{t_r} \times \right. \\ \left. \left( \frac{2\zeta}{w_n} \cos w_d t - \frac{w_d^2 - \zeta^2 w_n^2}{w_n^2 w_d} \sin w_d t \right) \right. \\ \left. - \frac{e^{\zeta w_n (t-t_r)}}{w_d t_r} \left( \zeta^2 - \frac{w_d^2}{w_n^2} \right) \sin w_d (t-t_r) \right] \quad (4) \end{aligned}$$

연소 중 발생하는 과도 가진력으로 인해 과도 응답이 중첩된 측정 추력은 위에서 유도한 식 (3)과 식 (4)를 이용하면 예측이 가능하다. Fig. 4와 같은 형태의 추력을 받는 시험대를 고려하고서 최대 추력  $F_0$ 는 300 N, 질량  $M$ 은 40 kg, 감쇠계수  $C$ 는 2000 N/s/m, 그리고 스프링상수  $K$ 는  $6 \times 10^6$  N/m이라 가정하면 시스템의 고유주기  $T_n$ 은 0.016 sec이다. 식 (3)

과 식 (4)를 이용하여 추력상승 시간  $t_r$ 의 변화에 따른 로드셀에 걸리는 하중을 예상하면 아래 Fig. 5와 Fig. 6과 같이 얻어진다. 여기에서 알 수 있는 바와 같이 측정된 로드셀 출력은 시험대 고유진동수가 정해져 있다고 가정할 경우 추력 상승시간  $t_r$ 의 변화에 따라 추력의 최대값은 시험대의 과도응답 특성에 의해 상당히 왜곡되고 있음을 알 수 있다. 바꾸어 말하면, 만일 추력이 주어질 경우에는 시험대의 고유진동수에 따라 로드셀에서 측정되는 응답의 최대값은 상당히 변화되게 된다는 것을 의미한다.

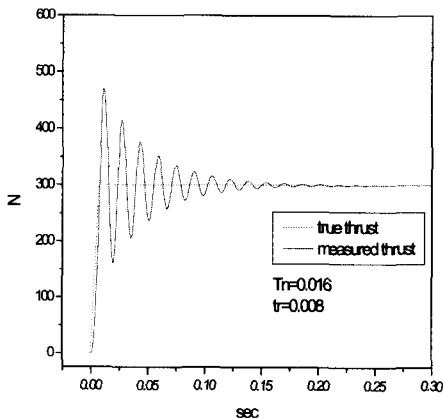


Fig. 5 Thrust curve ( $t_r/T_n = 0.5$ )

#### 나. 시험대 응답스펙트럼

충격으로 인하여 발생하는 시스템의 영향을 평가하기 위한 유용한 방법 중의 하나가 응답스펙트럼<sup>6)</sup>을 이용하는 것이다. 응답스펙트럼이란

충격으로 인하여 발생하는 1 자유도계의 과도응답 최대치(변위, 속도 또는 가속도, 혹은 다른 양)를 계의 고유주기(또는 고유진동수)의 함수로 표시한 것으로 각각 다른 고유진동수를 갖는 수많은 1 자유도계의 최대 응답을 진동수의 함수로 나타낸 것이다. 따라서 특정 가진함수에 대한 응답스펙트럼이 얻어지면 최대 응답을 구하기 위해서는 계의 고유주기만 알면 된다.

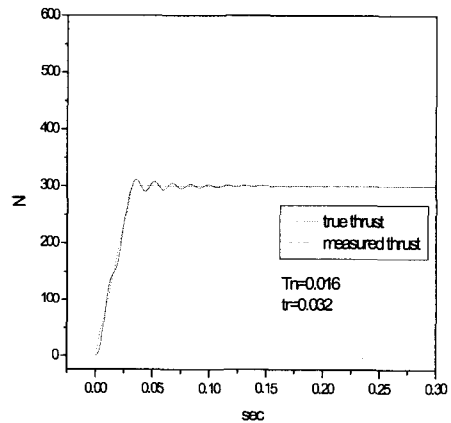


Fig. 6 Thrust curve ( $t_r/T_n = 2$ )

다음은 주어진 추력에 대한 시험대의 응답스펙트럼을 구하여 시험대의 고유주기와 추력 상승시간 변화에 따른 시험대의 응답특성을 예측해 본다. 임의의 시각  $t$ 에서의 동적변위  $x(t)$ 와 정적변위  $X_{st}(=F_0/K)$ 와의 비(比)를 동하중계수(dynamic load factor)라고하며, 식 (5)와 같이  $R(t)$ 로 표시한다.

$$R(t) = \frac{Kx(t)}{F_0} \quad (5)$$

그런데 전형적인 충격이나 임펄스 하중들의 작용시간은 시스템의 고유주기  $T_n$ 에 비해 짧기 때문에 대개 감쇠(damping)는 피크응답에 영향을 미치지 못하며 무시되어질 수 있다. 그러므로 추력곡선의 과도응답을 해석하는데 있어서도

감쇠를 무시한 비감쇠응답(undamped response)을 고려하여 해석해도 무관하다. 그러므로 Fig. 4와 같은 추력을 받는 시험대의 동하중계수  $R(t)$ 는 식 (6)과 같이 표현되며, 주어진 추력 상승시간과 시험대 고유진동수에 대한 동하중계수의 최대값을 아래와 같은 방법으로 예측할 수 있다.

$$R(t) = \begin{cases} \frac{t}{t_r} - \frac{\sin w_n t}{w_n t_r} & [0 \leq t \leq t_r] \\ 1 + \frac{\sin w_n(t-t_r) - \sin w_n t}{w_n t_r} & [t \geq t_r] \end{cases} \quad (6)$$

Figure 4와 같은 추력의 형태에서는 추력이 상승 시간  $t_r$ 을 지나 계속적으로 작용하기 때문에 응답의 최대값은  $t \geq t_r$  구간에서 일어나게 됨을 유추할 수 있다. 따라서 식 (6)으로 표현되는 동하중계수의 최대값을 구하기 위해 두 번째 식을 시간  $t$ 에 관해 미분하여 0으로 두고서 최대 응답에서의 시각  $t_{\max}$ 를 구하면

$$\frac{\partial R(t)}{\partial t} = -\cos w_n t_{\max} + \cos \{w_n(t_{\max} - t_r)\} = 0 \quad (7)$$

이다. 식 (7)로부터 최대값이 얻어지는 시각  $t_{\max}$ 는

$$w_n t_{\max} = \tan^{-1} \left( \frac{1 - \cos w_n t_r}{\sin w_n t_r} \right) \quad (8)$$

이다. 식 (8)을 식 (6)에 대입하여 정리하면 동하중계수의 최대치  $R_{\max}$ 는

$$R_{\max} = \frac{x_{\max}}{F_0/K}$$

$$= 1 + \frac{1}{w_n t_r} \sqrt{2(1 - \cos w_n t_r)} \quad (9)$$

로 표현된다. 여기에서  $x_{\max}$ 는  $x(t_{\max})$ 이다. 식 (9)에서 고유진동수 대신에 단순히 고유주기  $T_n$ 을 이용하여 나타내면 편리하다. 그래서 식 (9)는 아래와 같이 간단히 정리될 수 있다.

$$R_{\max} = 1 + \frac{\left| \sin \pi \left( \frac{t_r}{T_n} \right) \right|}{\pi \left( \frac{t_r}{T_n} \right)} \quad (10)$$

위에서 유도한 시험대의 응답스펙트럼을 나타내는 식 (10)을 이용하여 응답스펙트럼을 그려보면 Fig. 7과 같다. Fig. 7에서 각 점은 각각 다른 추력 상승시간  $t_r$ 에 대한 시험대의 최대 응답을 나타낸 것이다. 여기에서 알 수 있는 바와

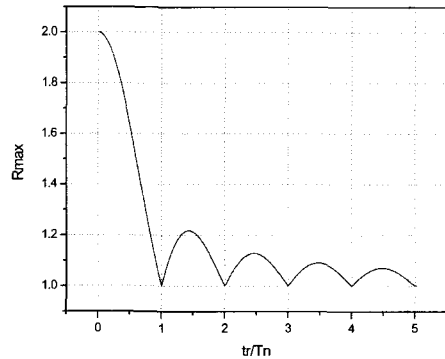


Fig. 7 Response spectrum

같이  $t_r/T_n$ 의 값이 1, 2, 3, ... 라는 정수값을 가질 때, 즉 시험대의 고유진동수가 추력 상승시간의 정수배가 되면 로드셀에 가해지는 과도 응답으로 인한 최대하중은 최소로 되고 그 중간에서는 극대값을 갖지만 극대값은  $t_r/T_n$ 의 증가와 함께 지속적으로 감소되는 경향이 있음을 알 수 있다. 또한  $t_r/T_n$ 이 1 이하의 작은 경우

에 정상 추력의 2배까지 단조 증가하는데 주의할 필요가 있다.

2.3 추력 추정 방법

앞 절에서는 추력상승시간과 시험대 고유진동수의 변화에 따른 추력 왜곡현상을 이론적으로 설명하였다. 본 절에서는 시험대 과도응답이 중첩된 추력으로부터 실제 추력을 추정하기 위한 이론적인 방법을 제안하며, 제안한 이론을 적용하여 추력을 추정할 수 있는 방법을 설명한다.

일반적으로 시스템 해석(system analysis)의 경우에는 Fig. 8과 같이 입력과 시스템의 특성방정식이 주어지면 출력을 계산할 수 있다. 또한 진동이나 제어 분야에서와 같이 미지의 입력과 출력으로부터 시스템의 특성방정식을 추정한다.

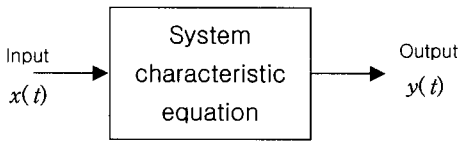


Fig. 8 Block diagram of linear system

그러나 지상연소시험에서와 같이 측정된 추력으로부터 입력에 해당하는 실제 추력을 추정하기 위해서는 출력뿐만 아니라 시스템의 특성을 알아야만 역으로 입력을 추정할 수 있다. 이와 같은 시스템 추정법을 역문제(inverse problem)라고 한다. 그런데 지상연소시험의 경우에는 로드셀의 출력만의 데이터를 가지고서 입력을 추정해야 하지만, 시험 전에 시험대의 단위 임펄스

응답(unit impulse response)을 실험적으로 구하여, 특성 매개변수를 구함으로써 실제 추력을 추정할 수 있다.

식 (1)의 1 자유도 감쇠계로 모델링되는 시험대는 식 (11)과 같이 편리한 형태로 변환될 수 있다.

$$\ddot{x}(t) + 2\zeta\omega_n\dot{x}(t) + \omega_n^2x(t) = \frac{F(t)}{M} \quad (11)$$

여기서  $\zeta$ 와  $\omega_n$ 는 시험대의 동역학을 결정하는 시스템 매개변수이다. 식 (11)에서 변위  $x(t)$ , 속도  $\dot{x}(t)$ , 가속도  $\ddot{x}(t)$ 와 시스템 매개변수  $\zeta$ ,  $\omega_n$ , 그리고 질량  $M$ 에 대한 정보만 알 수 있다면 시험대에 작용하는 실제 추력  $F(t)$ 는 세 개의 항들을 합하면 구할 수 있다. 아래에는 변위, 속도, 그리고 가속도를 구하는 방법에 대해 먼저 설명한 후 시스템 매개변수를 구하는 방법에 대해 설명한다.

2.3.1  $x(t)$ ,  $\dot{x}(t)$ ,  $\ddot{x}(t)$  정보 획득 방법

세 개 변수인 변위, 속도, 그리고 가속도에 대한 시간영역 데이터를 얻는 방법은 시험 전에 측정하고자 하는 위치에 세 종류의 센서를 각각 설치하여 측정된 데이터를 이용하면 된다. 그런데 세 개의 데이터를 동시에 측정하여 얻어진 데이터를 이용하게 될 경우 각 변수들 간의 위상차(phase shift) 또는 다른 형태의 에러가 포함될 우려가 많기 때문에 세 개의 변수들을 동시에 측정하여 이용하는 데에는 제한을 받을 수

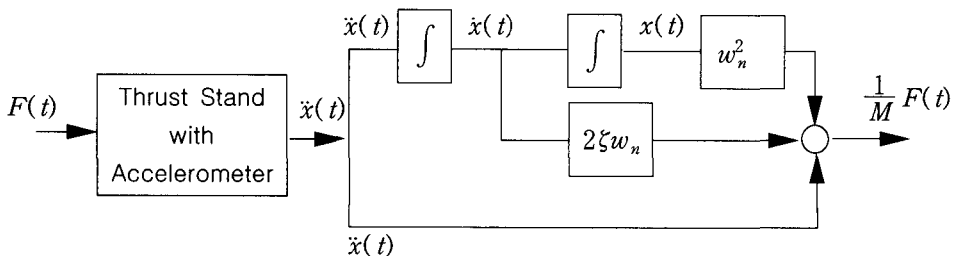


Fig. 9 Thrust estimation using accelerometer

있다. 그러나 지상연소시험 때 추력과 더불어 가속도를 주로 측정하기 때문에 가속도가 측정된다면, 나머지 두 개는 수치적분을 이용하여 얻을 수 있으므로 Fig. 9와 같이 가속도를 측정하는 것에 기초한 추력 추정법을 제안한다. 물론 실질적인 어려움은 가속도 신호에서 변위와 속도 신호를 구하고자 할 때 이론적으로는 가속도 신호를 적분하면 되지만 측정 신호에 포함된 노이즈의 정도와 정적 신호(DC 신호)를 얼마나 정확히 측정하느냐에 따라 연산처리 과정에서 큰 오차가 유발될 수 있는 문제가 생긴다. 그러나 최근의 센서 기술의 발달과 더불어 가속도계도 정적신호성분까지도 측정할 수 있는 스트레인 게이지식 가속도계를 사용함으로써 이러한 문제점은 해소될 수 있다. 본 연구에서 제안하는 방법과 같이 가속도 신호의 적분을 이용하여 얻은 속도와 변위 데이터를 실제에 적용하여 적분과정에서의 문제점을 극복한 연구[7]도 있다.

### 2.3.2 $\zeta$ , $w_n$ 및 $M$ 에 대한 정보 획득 방법

시험대 매개변수  $\zeta$ 와  $w_n$ 을 구하기 위해서는 먼저 모터가 시험대에 설치된 상태에서 시험대에 임펄스를 가하여 임펄스 응답을 얻은 후, 응답을 푸리에 변환하여 시스템 고유진동수  $w_n$ 를 찾아내고, 이동부 질량  $M$ 은 각 구성품의 간단한 측정에 의해 얻을 수 있기 때문에 고유진동수를 이용하여 스프링 상수  $K$ 도 계산할 수 있다. 그런데 질량  $M$ 은 연소 전·후에 연소된 추진제의 무게만큼 질량이 변하므로 고유진동수도 약간 상승하게 된다. 따라서 더욱 정확한 데이터를 얻기 위해서는 연소 전·후 시험대에 대한 임펄스 시험을 수행하여 얻어진 응답으로부터 고유진동수를 얻어내고, 마찬가지로 시험대의 스프링 상수를 계산하여 연소 전·후의 평균값을 이용하면 더욱 정확한 추력을 추정할 수 있다. Fig. 10은 Fig. 2에 설치되어 있는 모터를 임팩트 햄머(impact hammer)를 이용하여 구한 시험대의 임펄스 응답이며, Fig. 11은 응답으로부터 얻은 시험대의 고유진동수이다.

다음은 시험대 감쇠비  $\zeta$ 를 구하는 방법을 설명

한다. 감쇠비  $\zeta$ 는 1 자유도 감쇠계의 단위 임펄스 응답 함수의 해로부터 구할 수 있다[6]. 이 해는

$$x(t) = Ae^{-\zeta w_n t} \sin w_d t \quad (12)$$

로 표현되며, 이 응답은 각주파수  $w_d$ 를 갖는 감쇠조화 운동이지만 인수  $e^{-\zeta w_n t}$ 에 의해서 진폭이 지수 함수적으로 감소하는 특성을 나타내게 된다.

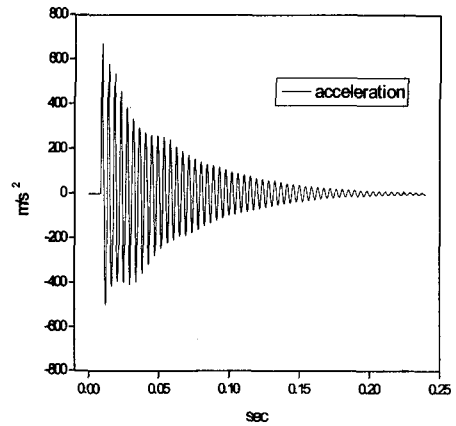


Fig. 10 An example of impulse response of thrust stand

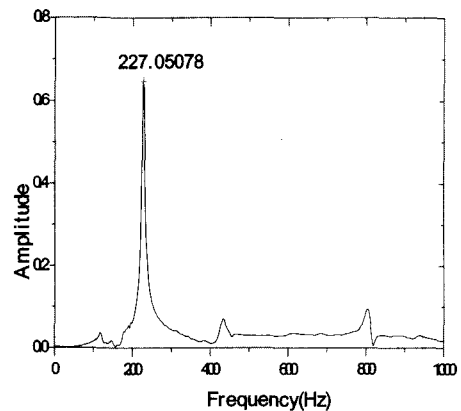


Fig. 11 An example of natural frequency of thrust stand



이러한 감쇠계 자유진동의 지수함수적 감쇠특성을 이용하기 위해 시험대의 임펄스응답 중 지수함수적으로 감쇠되는 부분을 잘라내어 곡선적합법(curve fitting)을 이용하면 주어진 시험대의 감쇠비를 구할 수 있다. Fig. 12는 Fig. 10의 얻어진 가속도 데이터를 곡선적합법을 이용하여 구한 시험대의 감쇠비이다.

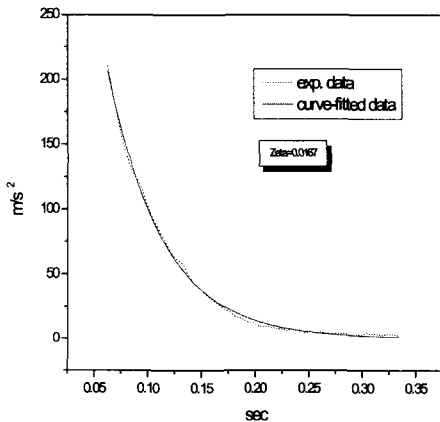


Fig. 12 Estimated damping ratio  $\zeta$

위에서 언급한 방법을 이용하면 시스템의 모든 매개변수는 구해지며, 실제 추력은 식 (11)에서와 같이 각 항들을 합하면 얻어지게 된다.

#### 2.4 가상 시험대에 적용

제안된 방법의 타당성을 적용하기 위해 Table 1과 같은 매개변수를 갖는 가상 시험대를 고려한다.

이 시험대에 실제 로켓모터의 추력특성에 유사한 하중을 표현하기 위해 Fig. 1의 (a)와 같은 일반적인 추력의 형태를 갖는 힘이 작용했다고 가정한다. 여기에서  $F_0$ 은 1600 N,  $t_r$ 은 0.003 sec,  $t_0$ 는 0.8 sec, 그리고  $t_f$ 는 1.2 sec라고 가정한다. 또한 측정 가능한 변수로 가속도 데이터를 이용한다.

Table 1의 매개변수를 갖는 시험대에 Fig. 1의 (a)와 같은 형태의 추력이 작용한다고 가정

할 경우, 로드셀에 계측되는 추력곡선을 예측해 보면 아래 Fig. 13 과 같이 시험대 과도응답이

Table 1. System parameters

Parameter	Value
Mass $M[kg]$	40
Damping coefficient $C[N/s/m]$	1,600
Spring constant $K[N/m]$	86,000,000

중첩된 추력이 측정되게 된다. 이처럼 추력 상승시간  $t_r(=0.003 \text{ sec})$ 이 시스템의 고유주기인  $T_n(=0.0043 \text{ sec})$ 에 비해 작기 때문에 연소 초기 추력은 시험대에 충격력의 형태로 시험대를 가진하게 되고 이로 인하여 시험대는 동적 거동을 나타내게 된다.

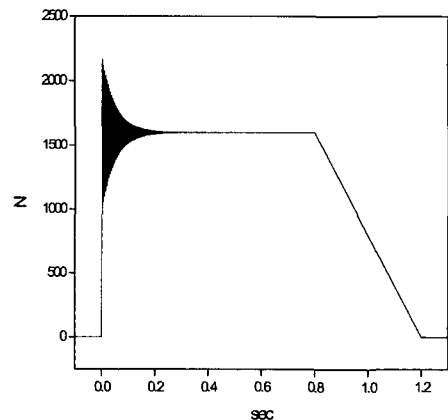


Fig. 13 Measured thrust-time curve

이처럼 왜곡된 추력으로부터 실제 추력을 추정하기 위해 본 연구에서 제안한 시험대의 임펄스 응답과 가속도 데이터를 이용한다. 임펄스 실험을 통해서 얻어진 임펄스응답과 실제 연소 중 얻어

진 가속도 데이터를 이용하여야 하나 본 연구에서는 제안한 이론의 방법론적인 면에서의 타당성을 확인하기 위해 수치적인 방법으로 실제 추력을 추정하였다.

먼저 주어진 시험대에 대한 가속도 응답을 수치적으로 구하게 되면 Fig. 14와 같다. 이 가속도 곡선을 푸리에 변환하여 시스템의 고유진동수를 예측하면 Fig. 15와 같이 233.1Hz가 얻어지게 된다. 또한 가속도 응답곡선을 곡선적합법을 이용하여 감쇠비  $\zeta$ 를 구하게 되면 0.013727가 얻어진다(Fig. 16 참고).

가속도 데이터를 적분하여 변위와 속도를 구하면 각각 Fig. 17, Fig. 18과 같다. 위에서 얻어진 시험대 매개변수  $\zeta$ ,  $\omega_n$ 과 변위, 속도, 그리고 가속도 데이터를 식 (11)에 대입하면 구하고자 했던 실제 추력이 Fig. 19처럼 역으로 얻어지게 된다. Fig. 19를 보면 시험대의 동적 거동으로 인하여 왜곡되었던 추력 상승 초기의 과도 진동이 제안된 방법을 이용함으로써 제거되어 Fig. 1 (a)의 실제 추력으로 추정됨을 알 수 있다.

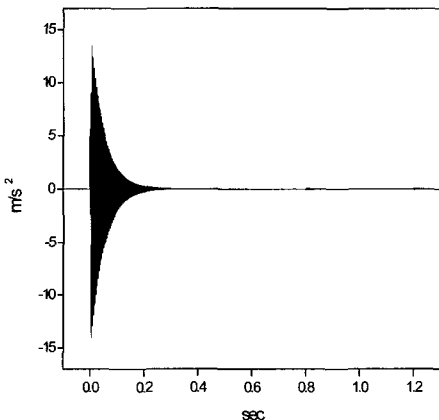


Fig. 14 Acceleration response of thrust stand

### 3. 결 론

로켓모터의 연소 중 나타나는 과도 응답의 원

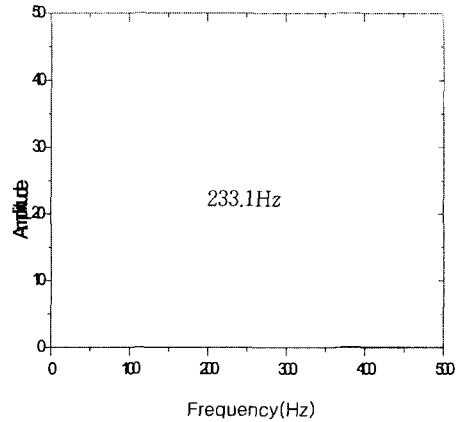


Fig. 15 Natural frequency of the stand

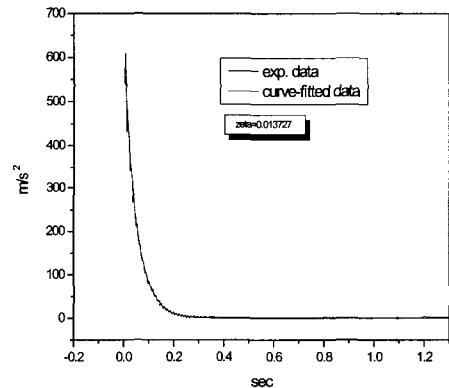


Fig. 16 Estimated damping ratio  $\zeta$

인과 현상 규명을 통하여 아래와 같은 결론을 얻었다.

1. 지상연소시험 중 나타나는 시험대 과도응답은 추력상승 시간과 시험대 고유진동수와의 함수로 나타나는 피할 수 없는 현상으로 추력은 왜곡될 수 있다.
2. 시험대의 뎀핑을 무시하고 추력 상승시간이 시험대 고유주기에 비해 대단히 짧은 극단적인 경우에는 시험대 동특성에 의해 추력의 최대치는 이론적으로 2배까지 왜곡되어 질 수 있다.
3. 로드셀 및 추력 수집기의 강성이 시험대 고

유진동수에 직접적으로 영향을 미치기 때문에 추력 상승시간과 고유진동수 관계를 잘 이해하고서 설계하는 것이 추력의 왜곡을 최소화 시킬 수 있다. 그리고  $t_p/T_n$ 의 비를 가능한 크게 하여 응답스펙트럼을 최소화 시키는 설계가 바람직하다.

4. 시험대 과도응답으로 인하여 왜곡된 추력으로부터 실제 추력을 추정할 수 있는 방법을 이론적으로 제시하였으며, 가상 시험대에 적용하여 제안한 방법의 타당성을 입증하였다.
5. 차후에 실제 측정된 실험 데이터를 이용하여 제안한 이론을 적용시키는 연구의 진행이 필요할 것으로 고려된다.

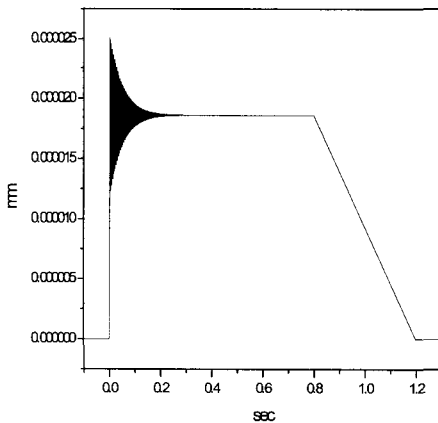


Fig. 17 Displacement response of thrust stand

### 참고문헌

1. James M. L., Vibration of mechanical and structure systems, Harper & Row Publishers, Singapore, 1989, pp.227-276
2. 中川修一前, センサと信號處理システム(II), 朝倉書店, 日本機械學會編, 1985, pp.6~37
3. Keegan W. B., Dynamic environmental criteria(NASA - HDBK - 70005), National

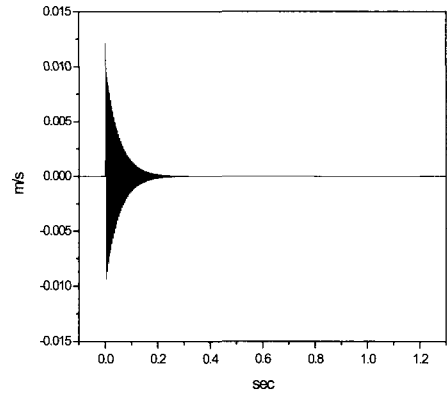


Fig. 18 Velocity response of thrust stand

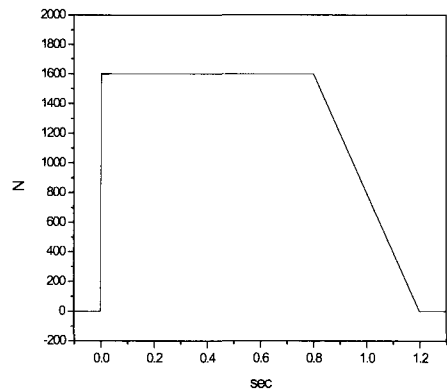


Fig. 19 Estimated thrust

Aeronautics and Space Administration, 2001, pp.17-36

4. 김준엽, 장성조, 윤일선, 김도영, "고체추진 로켓모터의 지상연소시험 시 발생하는 진동 현상에 관한 연구", 대한기계학회논문집, 제 17권 제9호, 1993, pp.2280-2285
5. Etzel W. W., "Elimination of thrust stand effects from the thrust transducer by mechanical means", Bachelor of Science in Aerospace Engineering, 1966, University of Cincinnati library, pp.2-14

- 
6. Rao, S. S., Mechanical vibrations, 2nd Ed., Addison-Wesley Publishing Company, California, 1986, pp.55-213
  7. 김준엽, 한태균, 김인식, "휴대용 대공 유도무기 추진시스템의 동적연소시험 기법 연구", 한국추진공학회지 제4권 제3호, 2000, pp.19-28