

고체 추진기관 6분력 시험대의 모델링 기법

박익수* · 이규준* · 윤일선* · 김중근*

Modeling Scheme for the Six-components Force Measurements of Solid-propellant Rocket Motors

I.S. Park* · K.J. Lee* · I.S. Yoon* and J.K. Kim*

ABSTRACT

The six-components force measurements systems for rocket motors are used to measure multi components force generated by TVC(Thrust Vector Control) motors. This paper suggested the modeling scheme which is used in preliminary design and test analysis procedure and which can be applied to the existing other test stand in operation. The model whose parameters are determined by least square method makes the design engineer build the test stand to satisfy all kinds of requirements such as accuracy, operating condition and structural stability without tradeoff among the requirements. The experimental results shows that the proposed model has better accurate performances than those of other existing model.

초 록

6분력 시험대는 추력 벡터 제어 방식 추진기관의 성능지수를 측정하는 시험 장비이다. 본 논문은 6분력 시험대의 개념 설계 및 시험 분석 단계에서 가장 중요한 요소 중 하나인 시험대의 모델링 기법에 대한 연구로 기존 운용중인 시험대에도 적용이 가능한 우수한 모델을 제시하였다. 제안된 모델은 모델 매개변수 결정과정에 최소 자승법을 이용하였으며, 계측용 로드셀의 수량 결정과 시험대의 형상설계 과정에서 발생하는 제약조건을 크게 완화할 수 있었다. 그 결과 정확도, 운용성, 구조적 안전성을 크게 높인 시험대 설계를 가능하게 하였다. 교정 및 연소 시험에 적용한 결과 기존 접근방법 보다 훨씬 우수한 정확도를 보였다.

1. 서 론

각종 비행용 추진기관을 개발, 평가, 품질보증을 하기 위해서는 추진기관의 성능시험이 매우 중요하다. 추진기관의 성능시험은 순수추력,

비추력, 총역적, 벡터각-측력 등의 지수로 나타나며 이들 지수는 추력벡터로부터 계산이 된다. 특히 TVC 추진기관에서 추력벡터는 아주 중요한 인자이다. 따라서 추력벡터를 정확하게 계측하는 것이 아주 중요하다. 이 추력벡터의 크

* 국방과학연구소(Agency for Defence Development)

기와 작용점을 구하기 위해서 사용되는 시험대가 6분력 시험대이다. 6분력 시험대의 작동 원리는 추진기관에 의해 발생하는 추력벡터를 6축 하중으로 맵핑하고 적절하게 배열된 측정 센서 데이터를 이용하여 맵핑된 6개의 힘을 추정하는 것이다. 이 맵핑된 6개의 힘을 이용하여 이 힘들로부터 원하는 6분력인 3축 힘과 3축 모멘트나 3축 힘과 작용점 및 작용각을 구할 수 있다. 따라서 기하학적으로 정확한 시험대를 제작하여 맵핑 벡터 방향에 대한 정확도를 확보하고 맵핑 벡터 크기를 정확히 측정하는 로드셀을 설치하면 된다. 그러나 시험대는 하중을 받으면 변형되고 초기 관측 벡터간의 직교성은 더 이상 유지가 되지 않아 로드셀간에 상호간섭이 발생하는 문제점을 가지고 있다.⁽¹⁾ 일반적으로 분력 시험대는 Fig. 1과 같이 교정장치, 시험대(M-FMS: multi-component Force Measurement Stand), 계측용 센서, 계측장치로 구성된다. 교정장치는 서로 직교하는 6개의 힘을 모사 하는 입력장치이고, 시험대는 시험물을 고정하고 장착한 시험물에서 발생하는 하중을 로드셀에 전달하고 지지하는 구조체이며, 계측용 로드셀은 하중을 측정하는 비 직교성이 허용되는 6개 이상의 계측 센서이다. 이렇게 구성된 분력 시험대에서 서로 직교하는 6개의 시험대 입력 값에 대하여 비 직교성이 허용되는 6개 이상의 시험대 출력값 사이에 관계식의 구조가 시험대의 모델이며 이 모델의 매개변수를 구하는 과정을 교정이라고 한다.

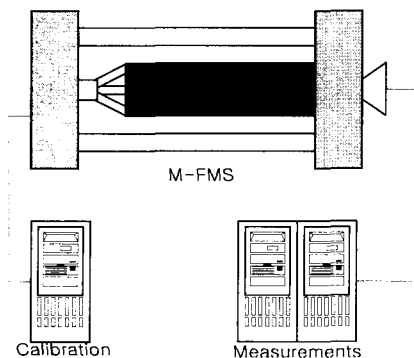


Fig. 1 분력 시험대 구성

이 모델과 실제 연소시험에서 계측용 로드셀을 통하여 측정된 시험대의 출력값을 이용하면 추진기관에 의해 발생하는 미지의 맵핑된 힘을 구할 수 있다.

6분력 시험대에 관련된 기술은 관련 추진기관의 성능과 기술수준에 직접 연결되므로 선진국에서 국외 반출 금지 기술로 구분되어 있는 분야이다. 국내 기반 기술이 부족한 상태에서 개념만 알려진 기존 선진국의 모델을 이용해서는 요구 정확도를 만족하는 시험대를 결코 구현할 수 없다. 그래서 본 논문에서는 이러한 국내여건에서 구현 가능한 시험대의 모델을 연구하게 되었고 기존 모델보다 아주 우수한 모델을 개발하여 적용한 결과 기존의 시험대에 비해서 우수한 성능을 보였다.

2. 시험대 모델링 기법

2.1 시험대 모델

모델구조는 시험대 특성에 따라 다르게 나타나지만 상호 간섭효과가 선형이고 중첩의 원리가 성립한다는 가정에서 출발한다.

아래에 소개된 기존의 Ormond 및 Sverdrup 모델은 분력시험대를 제작하는 대표적 업체의 접근방식에 따라 저자가 서술 편리상 구분한 것이며 본 논문은 이 두 모델의 특징을 분석하여 설계/운용 어느 단계에서나 시험대를 모델링할 수 있는 접근방법을 시도하였다.

2.2 Ormond Model

Ormond사는 시험대의 모델을 미리 결정하고 이 모델에 적합한 시험대를 설계/제작하는 접근방법을 시도하였다.⁽²⁾ 핵심 개념은 분력 시험대의 각 성분에 대하여 인장과 압축하중을 받는 2개의 로드셀을 쌍으로 배열하여 상호간섭이 대칭에 가깝게 하여 간섭효과를 하드웨어적으로 제거할 수 있게 하였다.⁽³⁾ 이 방법에서는 로드셀의 수가 계측하고자 하는 힘의 성분보다 많기 때문에 발생하는 상호 간섭 항이 추가되어 요구 정확도를 획득하기 위해서는 고도의 하드웨어

설계 및 설치기술이 요구되며 설치기술을 획득 하더라도 시험대를 설치하는데 많은 시간이 필요하다. Ormond Model의 하드웨어 구조 및 모델식은 각각 Fig. 2 및 식(1)과 같다.

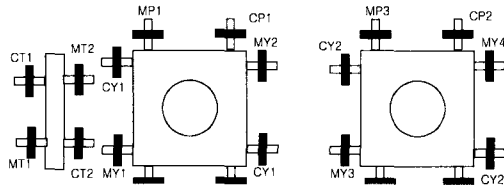


Fig. 2 Ormond 모델의 Loadcell 배열

$$\begin{aligned}
 CT &= c_1(MT1 - MT2) \\
 CP1 &= c_2(MP1 - MP2) \\
 CP2 &= c_3(MP3 - MP4) \\
 CY1 &= c_4(MY1 - MY2) \\
 CY2 &= c_5(MY3 - MY4) \\
 CR &= c_6(-MP3 - MP4 + MY3 + MY4)
 \end{aligned} \tag{1}$$

여기서, $CT = CT_1 + CT_2$ 이고 CR 은 $CY2$ 의 각 성분을 같은 방향으로 인가했을 때의 값이다.

2.2 Sverdrup Model

Sverdrup Model은 Ormond가 하드웨어 제작 및 설치 기술을 통하여 상호 간섭 효과를 제거한 반면 Sverdrup은 상호 간섭 항을 선형으로 모델링하고 각 성분간의 간섭을 모두 고려하였다.⁽⁴⁾ 이를 수식화 하면 식(2)와 같다.

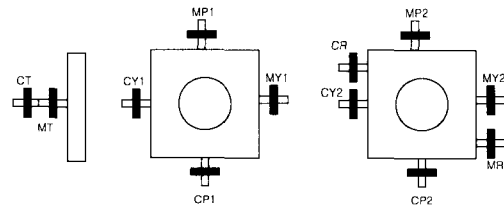


Fig. 3 Sverdrup 모델의 로드셀 배열

$$\begin{aligned}
 CF &= c_{ij} \cdot MF \\
 CF &= [CT, CP1, CP2, CY1, CY2, CR]^T \\
 MF &= [MT, MP1, MP2, MY1, MY2, MR]^T
 \end{aligned} \tag{2}$$

$$c_{ij} = \begin{bmatrix} c_{11} & c_{12} & \dots & c_{16} \\ c_{21} & c_{22} & \dots & c_{26} \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ c_{61} & c_{62} & \dots & c_{66} \end{bmatrix}$$

모델은 6개의 방정식에 36개의 미지수를 가지고 있고, 6가지의 독립된 교정 입력은 각각 독립된 6가지의 방정식을 만들 수 있게된다. 예를 들어

매개변수 $c_{1,i}$ 가 포함된 식을 보면 다음과 같다.

$$\begin{aligned}
 \frac{CT}{CT} &= c_{11} \frac{MT}{CT} + c_{12} \frac{MP1}{CT} + c_{13} \frac{MP2}{CT} + c_{14} \frac{MY1}{CT} + c_{15} \frac{MY2}{CT} + c_{16} \frac{MR}{CT} \\
 \frac{CT}{CP1} &= c_{11} \frac{MT}{CP1} + c_{12} \frac{MP1}{CP1} + c_{13} \frac{MP2}{CP1} + c_{14} \frac{MY1}{CP1} + c_{15} \frac{MY2}{CP1} + c_{16} \frac{MR}{CP1} \\
 \frac{CT}{CP2} &= c_{11} \frac{MT}{CP2} + c_{12} \frac{MP1}{CP2} + c_{13} \frac{MP2}{CP2} + c_{14} \frac{MY1}{CP2} + c_{15} \frac{MY2}{CP2} + c_{16} \frac{MR}{CP2} \tag{3} \\
 \frac{CT}{CY1} &= c_{11} \frac{MT}{CY1} + c_{12} \frac{MP1}{CY1} + c_{13} \frac{MP2}{CY1} + c_{14} \frac{MY1}{CY1} + c_{15} \frac{MY2}{CY1} + c_{16} \frac{MR}{CY1} \\
 \frac{CT}{CY2} &= c_{11} \frac{MT}{CY2} + c_{12} \frac{MP1}{CY2} + c_{13} \frac{MP2}{CY2} + c_{14} \frac{MY1}{CY2} + c_{15} \frac{MY2}{CY2} + c_{16} \frac{MR}{CY2} \\
 \frac{CT}{CR} &= c_{11} \frac{MT}{CR} + c_{12} \frac{MP1}{CR} + c_{13} \frac{MP2}{CR} + c_{14} \frac{MY1}{CR} + c_{15} \frac{MY2}{CR} + c_{16} \frac{MR}{CR}
 \end{aligned}$$

여기서 MF/CF로 표현된 수식은 교정입력에 대한 각각의 교정 출력의 비율을 의미한다. 식 (3)을 비슷한 형태의 다른 모델 매개변수에 대하여 적용하면 식(4)와 같은 일반적 형태로 나타낼 수 있다.

$$Y_i = K C_i \tag{4}$$

여기서 Y_i, K, C_i 각각 다음과 같다.

$$Y_1 = \begin{bmatrix} 1 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}, Y_2 = \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}, Y_3 = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}, Y_4 = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 1 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}, Y_5 = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 1 \\ 0 \end{bmatrix}, Y_6 = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix}$$

$$K = \begin{bmatrix} \frac{MT}{CT} & \frac{MP1}{CT} & \dots & \frac{MR}{CT} \\ \frac{MT}{CP1} & \frac{MP1}{CP1} & \dots & \frac{MR}{CP1} \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ \frac{MT}{CR} & \frac{MP1}{CR} & \dots & \frac{MR}{CR} \end{bmatrix}$$

$$c_1 = \begin{bmatrix} c_{11} \\ c_{12} \\ c_{13} \\ c_{14} \\ c_{15} \\ c_{16} \end{bmatrix}, c_2 = \begin{bmatrix} c_{21} \\ c_{22} \\ c_{23} \\ c_{24} \\ c_{25} \\ c_{26} \end{bmatrix}, c_3 = \begin{bmatrix} c_{31} \\ c_{32} \\ c_{33} \\ c_{34} \\ c_{35} \\ c_{36} \end{bmatrix}, c_4 = \begin{bmatrix} c_{41} \\ c_{42} \\ c_{43} \\ c_{44} \\ c_{45} \\ c_{46} \end{bmatrix}, c_5 = \begin{bmatrix} c_{51} \\ c_{52} \\ c_{53} \\ c_{54} \\ c_{55} \\ c_{56} \end{bmatrix}, c_6 = \begin{bmatrix} c_{61} \\ c_{62} \\ c_{63} \\ c_{64} \\ c_{65} \\ c_{66} \end{bmatrix}$$

2.3 최적화 모델

Sverdrup 모델은 상호 간섭 항이 선형이며 교정 입력에 대한 교정출력의 관계가 1:6으로 구성된 모델이다. 하지만 오차를 1:1의 대응관계로 보아 모델 매개변수를 구하였다. 본 모델에서는 1:6의입출력 관계를 고려하여 모델 매개변수를 최소자승법을 이용하여 구하였다. 그 결과 Sverdrup Model에서 외력이 동시에 다축으로 작용할 경우 시험대의 변형이 최소화되어야만 정확한 추정을 할 수 있었던 문제를 선형저동 영역에서 변형을 어느 정도 허용하면서도 보다 정확한 외력을 추정할 수 있는 문제로 바꾸었다. 본 모델의 장점은 모델의 기본 구조는

Sverdrup과 같으나 출력용 로드셀의 수를 증가시켜도 개념상 어떤 문제도 발생하지 않는데 있다. 이러한 장점은 구조적 안전성과 시험대 민감도 증가라는 두 가지의 문제점을 동시에 고려한 설계/제작이 가능하다. 새로운 모델이 적용된 시험대는 안전성 및 민감도 특성을 모두 고려하여 로드셀 배열 방법을 결정하였으며 이에 근거하여 시스템을 Fig. 4와 같이 구성하였다.

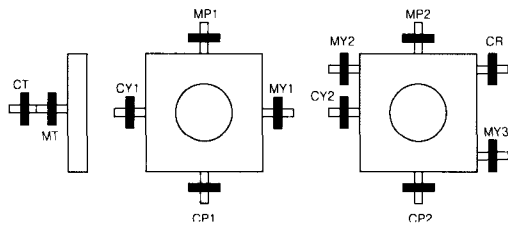


Fig. 4 분리 시험대 라이브 베드 및 로드셀 구성도

위에서 배열한 로드셀을 근거로 하여 모델식으로 표현하면 식(5)와 같다.

$$\begin{aligned}
 CF &= c_{ij} \cdot MF \\
 CF &= [CT, CP1, CP2, CY1, CY2, CR]^T \\
 MF &= [MT, MP1, MP2, MY1, MY2, MY3, MR]^T \\
 c_{ij} &= \begin{bmatrix} c_{11} & c_{12} & \dots & c_{16} \\ c_{21} & c_{22} & \dots & c_{26} \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ c_{61} & c_{62} & \dots & c_{66} \end{bmatrix} \quad (5)
 \end{aligned}$$

여기서, $MR = MY2 + MY3$ 이고 오차는 식(6)과 같이 정의하였다.

$$e_i^2 = \sum_{j=1}^N [c_{i,1}MT_j + c_{i,2}MP1_j + \dots + c_{i,6}MR_j - CF_{i,j}]^2, \quad (i=1 \dots m) \quad (6)$$

여기서 i 는 독립된 각각의 교정입력 모드를 의미하며 N 은 교정에 사용된 데이터의 개수이다. 오차를 최소화하기 위하여 각 모델 매개변수(or 교정계수)를 최소 자승법으로 구하면 식(7)과 같다.

$$\begin{aligned}
 \frac{\partial e_i^2}{\partial c_{i,1}} &= \sum c_{i,1}MT_j + c_{i,2}MP1_j + \dots + c_{i,6}MR_j - CT_j MT_j = 0 \\
 \frac{\partial e_i^2}{\partial c_{i,2}} &= \sum c_{i,1}MT_j + c_{i,2}MP1_j + \dots + c_{i,6}MR_j - CP1_j MP1_j = 0 \\
 &\vdots \\
 \frac{\partial e_i^2}{\partial c_{i,6}} &= \sum c_{i,1}MT_j + c_{i,2}MP1_j + \dots + c_{i,6}MR_j - CR_j MR_j = 0
 \end{aligned} \quad (7)$$

식(7)를 계수행렬 형태로 바꾸면 식(8)과 같이 된다.

$$[MF] [c_{ij}] = [c_i] \quad (8)$$

여기서 $[MF]$ 가 특이 행렬이 아니면 교정계수 $[c_{ij}]$ 는 다음과 같다.

$$[c_{ij}] = [MF]^{-1} [c_i] \quad (9)$$

여기서 $[MF]$, $[c_i]$ 는 다음과 같다.

$$\begin{aligned}
 [MF] &= \begin{bmatrix} \sum MTMT & \sum MTMP1 & \dots & \sum MTMR \\ \sum MP1MT & \sum MP1MP1 & \dots & \sum MP1MR \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ \sum MRMT & \sum MRMP1 & \dots & \sum MRMR \end{bmatrix} \\
 [c_i] &= \begin{bmatrix} \sum MTCT \\ \sum MP1CP1 \\ \vdots \\ \sum MR CR \end{bmatrix}
 \end{aligned}$$

3. 추력벡터의 추정

지상연소 시험에서는 시험대의 출력으로 사용되는 계측용 로드셀 MF를 통하여 추진기관에 의해 발생하는 힘을 측정한다. 측정된 힘은 위의 모델식에 의하여 서로 직교한 교정 입력 CF로 매핑(mapping)할 수 있으며 이 값을 추진기관에 작용하는 6 분력으로 나타내면 다음과 같다.

$$\begin{aligned}
 F_X &= CT \\
 F_Y &= CY1 + CY2 + CR \\
 F_Z &= CP1 + CP2 \\
 M_X &= CR \cdot z \\
 M_Y &= CP1 \cdot x_1 + CP2 \cdot x_2 \\
 M_Z &= CY1 \cdot y_1 + CY2 \cdot y_2 + CR \cdot y_3
 \end{aligned} \quad (10)$$

3.1 무게 변화의 영향

수평 시험대의 경우 피치력 F_Z 에 고체 추진기관의 추진제 연소에 따른 무게감소 영향이 포함된다. 이는 수식으로 나타내면 식(11)과 같다.

$$F_Z = F_{Z_{ext}} + F_{Z_p}(t) \quad (11)$$

여기서, $F_{Z_{ext}}$ 는 노즐에서 발생되는 피치성분이고 F_{Z_p} 는 추진제 무게변화에 의해서 발생하는 피치성분이다. 추진제 연소에 따른 무게감소의 영향은 특성 연소속도 계수(c^*)가 같다는 가

정하면 압력이나 추력의 함수로 표현할 수 있으며 연소 시간 동안 무게감소가 압력의 함수로 표현될 경우에는 노즐목 삭마가 없다고 가정한다. 추력의 함수로 표현될 경우에는 추력계수(C_F)가 상수라는 가정을 통하여 식(12)와 같이 표현할 수 있다.⁽⁵⁾⁽⁶⁾

$$F_{Zb} = W_p \frac{\int_{t_i}^{t_f} (F_x) dt}{\int_{t_i}^{t_f} (F_x) dt} \quad (12)$$

여기서 W_p는 추진제 무게, t_i는 연소 시작 시간, t_f는 연소 종료시간, F_x는 추력이다.

3.2 추력의 작용각

추진기관에 작용하는 추력벡터는 6분력으로 표현할 수도 있지만 크기, 작용점 그리고 작용각으로 표현할 수도 있다. 추력벡터를 기준 좌표계로 나타내면 Fig. 5와 같다. 여기서 Pitch 벡터각 θ가 Y 축을 기준으로 +방향이면 -F_z 힘을 발생되고, Yaw 벡터각 φ는 Z축을 기준으로 + 방향이면 + F_y 힘을 발생시킨다.

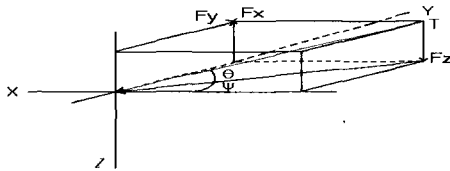


Fig. 5 추력벡터(T)의 작용각

이 좌표계에서 추력의 3 축 힘은 식(13)과 같다.

$$\begin{aligned} F_x &= T \cos \theta \cos \phi \\ F_y &= T \cos \theta \sin \phi \\ F_z &= T \sin \theta \end{aligned} \quad (13)$$

위의 식을 이용하여 노즐 출구면에 직각인 추력의 크기 및 작용각은 식(14)와 같이 구해진다.

$$\begin{aligned} T &= \sqrt{F_x^2 + F_y^2 + F_z^2} \\ \theta &= \text{asin}\left(\frac{F_z}{T}\right) \\ \phi &= \text{asin}\left(\frac{F_y}{T \cos \theta}\right) \end{aligned} \quad (14)$$

3.3 추력의 작용점

추력의 작용점은 입력인 추력벡터와 이를 6개의 성분으로 맵핑한 힘 CF와의 관계에서 구할 수 있다. 이들 성분을 시험대에서 나타내면 Fig. 6, 7과 같이 된다. 이 그림에서 모멘트의 평형조건을 적용하면 식(15)과 같이 추력벡터의 작용점 (x, y, z)를 구할 수 있다. 이 수식에서 작용점 y, z는 각각 x,와 y의 함수로 표현되므로 힘 작용점을 구하기 위해서는 가장먼저 작용점 x를 구해야 한다.

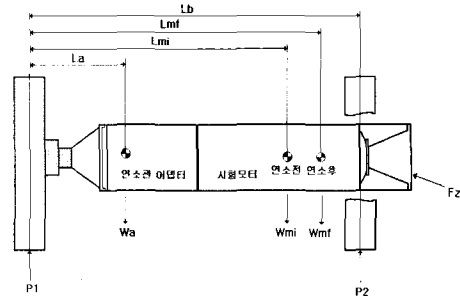


Fig. 6 시험대 형상 제원 및 시험물 기하특성

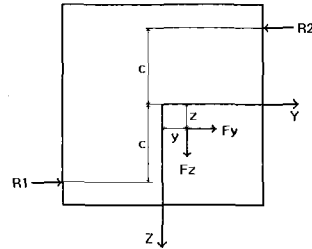


Fig. 7 롤 작용점

$$\begin{aligned} \sum M_z &= 0, \quad Y_2 \cdot L_a = F_y \cdot x \\ x &= (Y_2 \cdot L_a) / F_y \\ \sum M_y &= 0, \\ W_a \cdot L_a + W_m \cdot L_m &= P_2 \cdot L_a + F_x \cdot z - F_z \cdot x \\ z &= (W_a \cdot L_a + W_m \cdot L_m - P_2 \cdot L_a + F_z \cdot x) / F_x \\ \sum M_x &= 0, \quad (R1 + R2) \cdot c = F_z \cdot y - F_y \cdot z \\ y &= (F_y \cdot z - (R1 + R2) \cdot c) / F_z \end{aligned} \quad (15)$$

여기서 W_a , L_a 는 연소관 어댑터에서 측정 가능한 양이고, F_z 은 분력 시험대를 통하여 계측한 값이다. 따라서 위 방정식은 W_m 과 L_m 의 시간에 대한 궤적을 구해야 위 방정식을 풀 수 있다. W_m 과 L_m 의 시간 궤적은 추진기관의 내탄도 분석에 의한 이론적 접근과 단일 추력만 존재하는 상태에서 무게중심 이동을 측정하는 실험적 방법이 있다. 실험적 접근 방법의 경우에는 추진제 특성별, 시험조건별로 많은 데이터가 축적되어 충분히 검증된 값을 사용해야 신뢰성을 가진다. 하지만 한 배취(batch)에서 제작된 추진기관이라 하더라도 추진기관의 시험조건에 따라 무게 및 무게중심의 변화는 시간에 대하여 다르게 나타날 수 있다. 이러한 원인에 의한 오차는 통계적 접근방법에 의존할 수밖에 없고 결국 시험 분석 오차로 나타난다.

4. 시험 결과

4.1 모사하중에 대한 분력추정 결과

시험은 본 논문을 통하여 새로 제시한 모델을 이용하여 알고있는 연소시험 모사하중에 대하여 역 추정 방법으로 모델성능을 검증하였다. 모사하중은 추력과 피치, 추력과 요, 추력과 롤이 동시에 작동하는 하중모드를 입력하중으로 선정하여 실험하였다. 이는 지상연소 시험에서 발생 가능한 하중 크기와 하중 모드를 모두 고려한 조건으로 시험대 측정오차 판단의 기준이 된다. 모사 하중이 시험대에 가해지는 동안 계측용 하중 [MF]도 동시에 측정을 하며 이 측정값과 교정시험을 통하여 획득한 모델을 이용하면 외력으로 작용하는 모사 하중과 추정된 하중과의 비교를 Fig. 8, 9, 10, 11, 12, 13과 같이 구할 수 있다.

이 결과에서 각 성분에 대한 오차를 살펴보면 추력은 0.12, 요는 0.20, 피치는 0.23% 이내로 본 논문에서 제안한 시험대의 모델이 아주 정확하게 추정함을 알 수 있다. 기존 모델을 적용할 경우 오차는 0.5%내서 1.0%까지 차이가 난다.

롤의 정확도는 롤의 크기가 아주 작아 백분율로 환산하여 나타내면 1.4%정도이지만 실제 오차

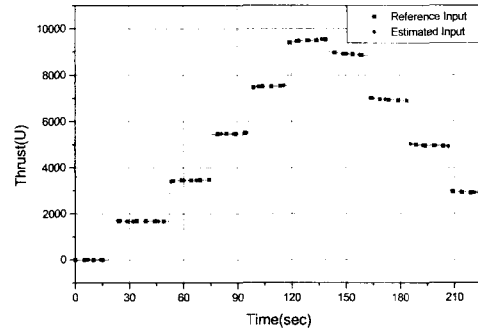


Fig. 8 추력+피치력(F_x+F_z) 작동시 F_x 비교

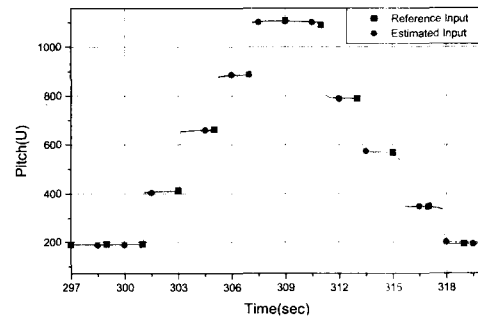


Fig. 9 추력+피치력(F_x+F_z) 작동시 F_z 비교

체	널	오차(%)
F_x		0.1067
F_z		0.2318

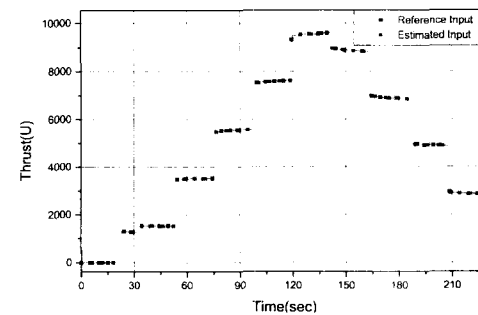


Fig. 10 추력+요력(F_x+F_y) 작동시 F_x 비교

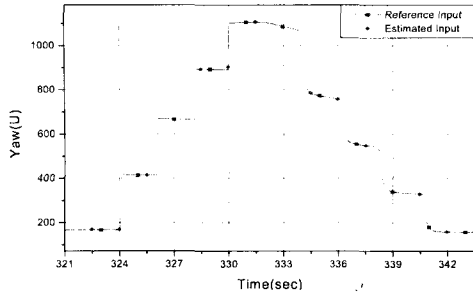


Fig. 11 추력+요력(Fx+Fy) 작동시 Fy 비교

체	널	오차(%)
Fx		0.1175
Fy		0.1956

의 절대크기는 피치의 오차 크기와 같은 수준으로 나타났다. 롤에 대한 타 모델과의 성능비교는 타 모델의 롤에 대한 정보가 없어 비교할 수 없었다. 위 결과는 본 논문에서 적용한 시험대에 대하여 나타난 결과이고 Ormond나 Sverdrup에서 제작한 시험대에 적용한 결과는 아니기 때문에 이에 대한 시험결과는 생략하였다.

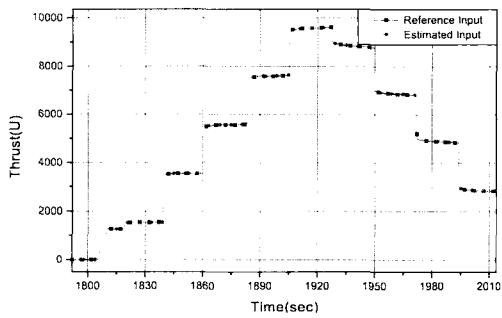


Fig. 12 추력+롤(Fx+Mx) 작동시 FX 비교

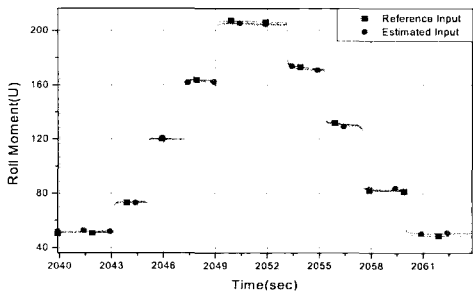


Fig. 13 추력+롤(Fx+Mx) 작동시 Mx 비교

체	널	오차(%)
Fx		0.1203
Mx		1.3353

4.2 연소시험에서 분력 추정결과

교정시험을 통하여 획득한 모델과 실제 지상연소시험을 통하여 계측한 [MF]를 이용하면 Fig. 14, 15, 16, 17과 같이 분력을 계산할 수 있다.

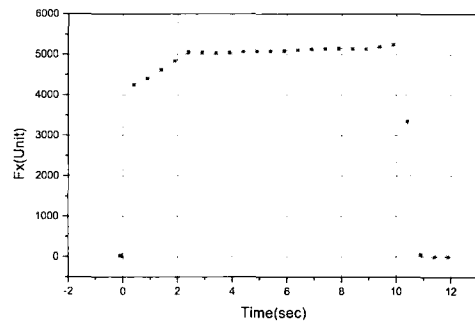


Fig. 14 Fx

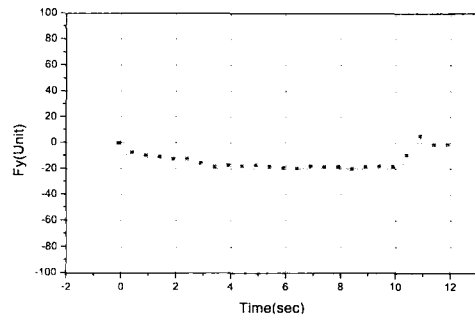


Fig. 15 Fy

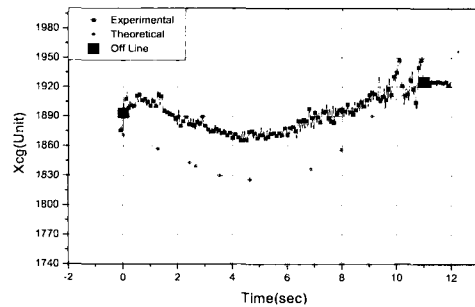


Fig. 16 힘 작용점 X(무게중심 이동 측정)

Fig. 14~ Fig. 16은 단일 추력 추진기관에 대한 추력벡터는 이며 그레인 연소에 의해 발생한 무게중심 이동량은 Fig. 17에 나타내었다.

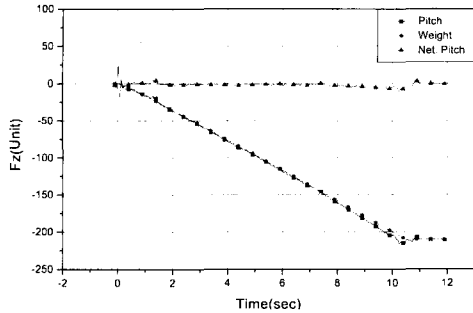


Fig. 17 Fz

그림에서 추력의 크기는 추력대비 크기가 대략 0.0037 정도 되고 무게중심 이동에 따른 시험결과와 이론치의 차이가 발행하였다. 연소가 시작된 직후 발생한 이 차이의 주원인은 추진기관의 추력이 중력 방향(Fz)으로 작동하였기 때문이다. 만약 추력 편향이 없다면 피치 방향은 순수한 무게 영향만 있기 때문에 연소초기 무게중심의 급격한 변화는 일어날 수 없다. 이상과 같이 분력시험대를 이용하면 TVC 추진기관의 성능평가는 물론이고 단일 추력 추진기관에 대한 추력, 추력 편향각, 시험대의 시간에 따른 무게 및 무게 중심이동 등을 평가할 수 있다.

5. 결 론

분력 시험대의 성능은 시험대 설계개념과 상세설계/제작/설치 기술에서 시험대의 응답 특성 및 재현성이 좌우되고 시험 데이터로부터 추력벡터를 구하는 추정 정확도는 최종적으로 시

험대의 수학 모델에서 좌우된다.⁽⁷⁾ 본 논문에서 제안한 시험대의 모델은 정확도가 0.4%이하로 기존 선진국에서 운용하고 있는 수준 이상으로 아주 정확함을 모사실험을 통하여 확인하였다. 또한 본 제안 모델에서는 개념 설계에서 시험대 모델식을 구현하기 위한 별도의 제한 조건이 없기 때문에 정확도의 훼손 없이 운용성과 구조적 안전성이 높은 시험대를 설계할 수 있는 것이 큰 장점이다.

참 고 문 헌

1. R.B.Runyan, J.P.Rynd, Jr., J.F. Seely, "Thrust stand design principles", Sverdrup Technology, Inc. AIAA 17th Aerospace Ground Testing Conference, July 6-8 1992/Nashville, TN
2. ORMOND INC., "PACKAGE A, DATA REDUCTION EQUATIONS", JUNE 26, 1989
3. "Technical Proposal Section 2.0 Technical discussion TD96088.MCT", ORMOND INC.
4. R.L. Davis and A.F. Domal, "Techniques for successful six-component force measurements of solid-propellant rocket motors", ARO, Inc
5. 윤일선의 4명 "분력시험대 성능평가 보고서 (I)", ADD 보고서, 1997년 6월
6. 김중근의 4명, "분력 시험대 성능평가 보고서(I)", ADD 보고서, 1997년 6월
7. 이규준의 3명, "분력 시험기 개발 보고서", ADD 보고서, 2001년 4월