

# 동적상사를 고려한 DACS 검증용 공압 시험장치 설계

배상호\* · 장홍빈\* · 박익수\*†

## Design of Cold-flow Test Equipment Considering Dynamic Similarity for DACS Verification

Sangho Bae\* · Hongbeen Chang\* · Iksoo Park\*†

### ABSTRACT

A cold-flow test equipment was designed to carry out the performance verification of TDACS. For that purpose, the pressure dynamics in the solid rocket motor combustor and the cold-flow test was modeled, and the response time showing the dynamic characteristics of each model was obtained. In this paper, the system response time of the cold-flow test was designed to be equal to that of the motor, making the dynamic response in cold-flow and hot gas condition to be similar.

### 초 록

TDACS의 작동 성능 검증 시험을 수행하기 위해서 유동시험 장치를 설계하였다. 이를 위해서 고체 추진기관 연소관 및 유동시험에서의 압력 거동을 모델링하였고 각 모델의 동적 특성을 나타내는 응답 시간을 구하였다. 본 논문에서는 유동시험 장치의 시스템 응답 시간을 고체추진기관 연소관의 특성과 같아지는 조건을 구하고 이를 설계에 반영함으로써 연소 환경에서 동적 응답특성을 검증하는 것과 유사한 결과를 갖도록 하였다.

Key Words: Cold-flow test(유동시험), Pintle(핀틀), Response Time(응답시간), Solid Rocket Motor(고체 추진기관), Divert and Attitude Control System(이동 및 자세제어 시스템)

### 1. 서 론

DACS(Divert and Attitude Control System)는 탄도탄 요격체 KV(Kill Vehicle)에 장착되어 추력을 발생시킴으로써 고고도에서 KV의 궤도천이 및 자세제어를 수행한다. KV이 고속의 탄도

탄을 직격요격(Hit-to-Kill)하기 위해서 DACS는 빠르고 정확한 추력 분배 능력을 갖춰야 한다.

고체추진제 및 다축 핀틀 노즐 구조체를 활용하는 TDACS(Throttling DACS)는 핀틀 구동으로 노즐목 면적을 변화시킴으로써 연소관 압력 및 추력을 조절한다. 핀틀을 활용하여 고체추진기관의 추력을 제어하기 위해 J. L. Bergmans는 단축 핀틀 노즐 구조체를 갖는 가스발생기를 모델링하고 핀틀 제어기 설계를 수행했고[1], 참고문헌

\* 국방과학연구소 4기술연구본부

† 교신저자, E-mail: ispak@add.re.kr

[2, 3]에서 하나의 연소관에 연결된 다수의 핀틀 노즐 구조체가 효율적으로 추력을 분배할 수 있는 제어 기법을 제시했다. 상기 모델에서 다수의 노즐이 같은 연소관 압력을 공유하므로 제어기는 연소관 압력을 안정시키는 동시에 각 노즐에 정확한 추력을 분배해야 한다.

본 논문에서는 TDACS의 연소 환경을 모의하여 시스템의 응답성을 평가할 수 있는 유동시험 장치를 설계하였다. 특히 시스템이 작동하는 실제 환경과 유동시험이 압력의 동적 거동 관점에서 같은 특성을 갖는 조건을 구하고, 이를 유동시험 장치에 반영함으로써 TDACS의 연소 유동 모의 조건을 상온의 조건에서 평가할 수 있게 하였다.

## 2. 운동역학 모델링

### 2.1 추진기관 모델

고체 추진기관에서의 연소 압력 운동 모델을 구하기 위해 Fig. 1과 같은 연소 면적이 고정된 후면 연소식 그레인에, 핀틀이 장착된 추진기관 형상을 이용하였다.

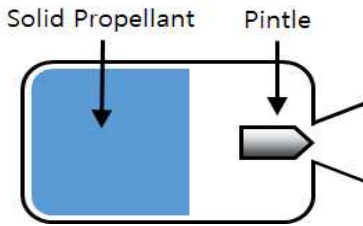


Fig. 1 Combustion chamber of throttling solid rocket motor

질량보존 방정식, 추진제 연소속도에 관한 Roberto 방정식과 함께 노즐을 통해 배출되는 연소가스를 초크된 유동(choked flow)으로 가정하면 연소관 내부 압력 운동은 Eq. (1)과 같이 표현할 수 있다[1].

$$\begin{aligned} \frac{dP_{cl}}{dt} &= \frac{R_{hg} T_{hg}}{V_{cl}} (\rho_p A_b a P_{cl}^n - C_{D1} A_{t1} P_{cl} \\ &\quad - \frac{A_b a}{R_{hg} T_{hg}} P_{cl}^{n+1}) \\ &= f(P_{cl}, A_{t1}, V_{cl}) \end{aligned} \quad (1)$$

여기서  $P_{cl}$ 는 연소관 내부 압력,  $V_{cl}$ 는 연소관 자유체적,  $R_{hg}$ 은 연소가스 기체상수,  $T_{hg}$ 는 연소관 내부 온도,  $\rho_p$ 는 추진제 밀도,  $A_b$ 는 연소면적,  $a$ 는 추진제 연소속도 상수,  $n$ 은 추진제 연소속도 지수를 의미한다. 또한  $A_{t1}$ 는 추진기관 노즐 목 면적,  $C_{D1}$ 는 추진기관 유출계수(discharge coefficient)를 의미한다.

노즐목 면적 변화와 연소관 압력 변화의 관계를 단순화하기 위해 평형점(equilibrium point)  $P_{cl0}$ ,  $A_{t10}$ ,  $V_{cl0}$ 을 기준으로 비선형 방정식 Eq. (1)을 선형화하면 Eq. (2)와 같고, 그 계수는 Eq. (3)과 같다.

$$\begin{aligned} \Delta \dot{P}_{cl} &= \frac{\partial f}{\partial P_{cl}} \Delta P_{cl} + \frac{\partial f}{\partial A_{t1}} \Delta A_{t1} \\ &= \alpha_1 \Delta P_{cl} + \beta_1 \Delta A_{t1} \end{aligned} \quad (2)$$

$$\begin{aligned} \alpha_1 &= \frac{R_{hg} T_{hg}}{V_{cl0}} (n \rho_p A_b a P_{cl0}^{n-1} - C_{D1} A_{t10} \\ &\quad - \frac{(n+1) A_b a}{R_{hg} T_{hg}} P_{cl0}^n) \\ \beta_1 &= - \frac{R_{hg} T_{hg}}{V_{cl0}} (C_{D1} P_{cl0}) \end{aligned} \quad (3)$$

추진기관 압력 운동 모델의 동적 특성을 이해하기 위해서 Eq. (2)를 라플라스 변환하여 노즐목 면적 변화에 대한 압력 변화의 전달함수(transfer function)를 구하고, 시스템의 시정수(time constant)  $\tau_{hg}$ 를 구하면 Eq. (4)와 같다.

$$\tau_{hg} = - \frac{1}{\alpha_1} \quad (4)$$

## 2.2 유동시험 모델

유동시험을 위해 Fig. 2와 같이 대형 압력용기 (P1), 소형 압력용기(P2), 각종 밸브 및 시험물 (P3)로 구성되는 시험 시설을 구성하였다. 대형 압력용기에는 고압 압축공기가 저장되고 소형 압력용기로 감압된 압축공기가 일정하게 전달된다. 소형 압력용기와 시험물 사이에는 오리피스 (Orifice)를 설치하고, 시험물 내부 압력  $P_3$ 를 일정한 수준 이내에서 조절함으로써 오리피스를 통과하는 공기의 유량이 초크된 조건에서 일정하도록 설계 하였다.

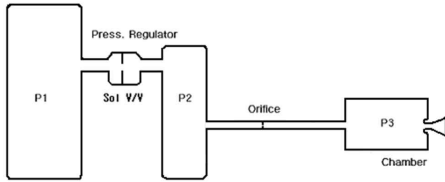


Fig. 2 Air supply of cold-flow test facility for the test chamber

실제 시험물은 다수의 핀틀 노즐 구조체로 구성되지만, 챔버 내부 압력 거동을 간단한 수식으로 나타내기 위해 전체 노즐목 면적의 합과 같은 면적을 갖는 단일의 노즐로 가정하면 Eq. (5)와 같다.

$$\begin{aligned} \frac{dP_{e2}}{dt} &= \frac{R_{cg} T_{cg}}{V_{e2}} (C_{D2} A_o P_2 - C_{D2} A_{t2} P_{e2}) \\ &= f(P_{e2}, A_{t2}, V_{e2}) \end{aligned} \quad (5)$$

여기서  $P_{e2}$ 는 시험물 내부 압력,  $V_{e2}$ 는 시험물 자유체적,  $R_{cg}$ 은 압축공기 기체상수,  $T_{cg}$ 는 시험물 내부 온도,  $A_o$ 는 오리피스 면적,  $A_{t2}$ 는 노즐목 면적,  $P_2$ 는 소형 압력용기 내부 압력,  $C_{D2}$ 는 유동시험 유출계수를 의미한다.

추진기관 압력 거동 모델과 비교하기 위하여 Eq. (5)을 평형점  $P_{e20}$ ,  $A_{t20}$ ,  $V_{e20}$ 을 기준으로 선형화하면 Eq. (6), (7)과 같고 이를 라플라스 변환하여 시정수를 구하면 Eq. (8)과 같다.

$$\begin{aligned} \Delta \dot{P}_{e2} &= \frac{\partial f}{\partial P_{e2}} \Delta P_{e2} + \frac{\partial f}{\partial A_{t2}} \Delta A_{t2} \\ &= \alpha_2 \Delta P_{e2} + \beta_2 \Delta A_{t2} \end{aligned} \quad (6)$$

$$\begin{aligned} \alpha_2 &= \frac{R_{cg} T_{cg}}{V_{e20}} (-C_{D2} A_{t20}) \\ \beta_2 &= -\frac{R_{cg} T_{cg}}{V_{e20}} (C_{D2} P_{e20}) \end{aligned} \quad (7)$$

$$\begin{aligned} \tau_{cg} &= -\frac{1}{\alpha_2} \\ &= \frac{V_{e20}}{R_{cg} T_{cg} (C_{D2} A_{t20})} \end{aligned} \quad (8)$$

유동시험에서는 상온의 압축공기를 사용하기 때문에 Eq. (9)의  $R_{cg}$ ,  $T_{cg}$ ,  $C_{D2}$ 는 공기의 특성과 노즐 형상에 의해 주어진 상수이며,  $A_{t2}$ 는 입력 변수이므로  $V_{e20}$ 를 조절함으로써 원하는  $\tau_{cg}$ 를 구할 수 있다.

## 3. 유동시험 장치 설계

추진기관이 운용되는 연소 압력 및 연소실 자유 공간에 따라 Eq. (4)의 시정수는 Fig. 3와 같이 도시할 수 있다. 시정수는 연소 공간이 증가할수록, 높은 압력조건에서 큰 값을 가진다.

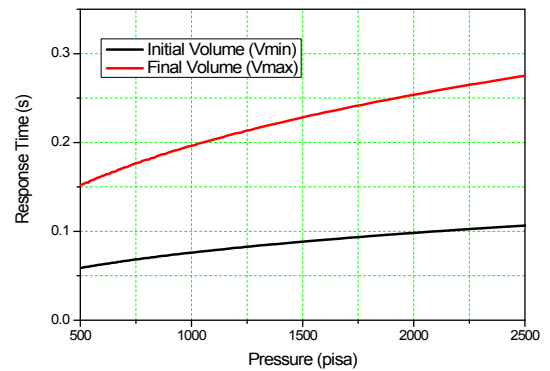


Fig. 3 Time constant of combustion pressure response for nozzle throat area input

이 TDACS의 동적 압력 특성과 유동모의 시험 장치의 특성이 동일하도록 Eq. (4)와 Eq. (8)의 시정수가 같아지는 유동시험 장치의 체적을 Eq. (9)와 같이 구할 수 있다.

$$V_{c20} = R_{cg} T_{cg} C_{D2} A_{t20} \bar{\tau}_{hg} \quad (9)$$

Fig. 4는 추진기관 연소관 압력 거동의 동적 응답 특성이 동일한 유동시험 장치의 요구 체적을 작동 압력에 따라 도시한 것이다. 동일한 시정수에 대해 압력이 낮을수록 큰 체적을 갖는 시험장치가 필요하며, 연소환경과 같은 동적 압력 특성을 모사하기 위해 필요한 체적 범위를 알 수 있다.

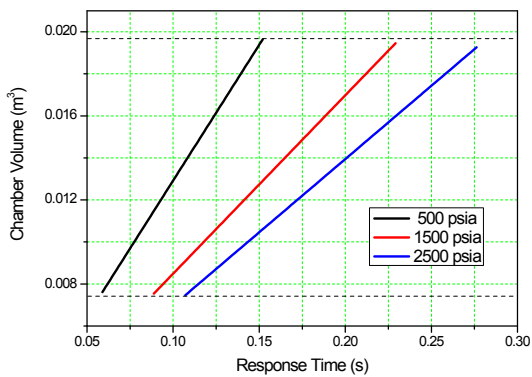


Fig. 4 Required chamber volume of cold-flow test equipment

#### 4. 결 론

본 논문에서는 TDACS의 핀틀 제어기 성능 평가를 위한 유동시험 장치를 설계하였다. 이를 위해 추진기관 연소관의 압력 거동 특성을 분석하고 유동시험이 이와 유사한 특성을 갖는 조건을 구하였다. 추진기관이 운용되는 압력 및 연소관 체적 조건에서의 연소시스템과 유동시험이 같은 시스템 응답 시간을 갖도록 요구되는 유동시험 장치 체적 변화 범위를 구하였다.

#### 참 고 문 헌

1. John, L.B., Robert, I.M., "Throttle Valves for Air Turbo-Rocket Engine Control," AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 33rd, July 6-9, 1997
2. Lee, W.S., Eun, Y.J., Bang, H.C. and Lee, H.S., "Efficient Thrust Distribution with Adaptive Pressure Control for Multinozzle Solid Propulsion System," Journal of Propulsion and Power, Vol. 29, No. 6, pp. 1410-1419, 2013.
3. Park, I.S., Hong, S.H., Ki, T.S., Park, J.W., "Pressure Guidance and Thrust Allocation Law of Solid DACS," Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers, Vol. 19, No. 2, pp. 9-16, 2015.