

Research Paper

DOI: <http://dx.doi.org/10.6108/KSPE.2015.19.2.009>

## 고체 추진 DACS의 압력 유도 및 추력 분배기법

박익수<sup>a,\*</sup> · 홍석현<sup>a</sup> · 기태석<sup>a</sup> · 박정우<sup>a</sup>

# Pressure Guidance and Thrust Allocation Law of Solid DACS

Iksoo Park<sup>a,\*</sup> · Seokhyun Hong<sup>a</sup> · Taeseok Ki<sup>a</sup> · Jungwoo Park<sup>a</sup>

<sup>a</sup>The 4<sup>th</sup> R&D Institute, Agency for Defense Development, Korea

\*Corresponding author. E-mail: [ispak@add.re.kr](mailto:ispak@add.re.kr)

### ABSTRACT

The control law for simultaneous pressure and thrust control of solid DACS(Divert Attitude Control System) is suggested. To regulate the two variables effectively, the control structure of sequential loop closer is applied to the system considering the physical characteristics of each variable and the weighted pseudo-inverse method is suggested to allocate effective command for indeterminate system. Also, the pressure guidance law for safe and high acceleration is applied to the homing stage to verify the effectiveness of the command distribution.

### 초 록

고체 추진제를 연료로 사용하는 DACS의 압력 및 추력을 동시에 제어하기 위한 제어기법을 제안하였다. 두 제어변수를 효과적으로 제어하기 위하여 각 변수의 물리적 특성을 고려한 연속형 루프 닫힘 구조를 적용하였고, 부정정 구조를 가진 제어명령을 효율적으로 분배하기 위하여 가중벡터를 이용한 의사 역행렬 기법을 제안하였다. 아울러 높은 가속도를 안정적으로 획득하기 위하여 압력 유도기법을 종말 호밍구간에 적용함으로써 추력과 압력에 관한 명령 분배의 효율성을 입증하였다.

Key Words: Divert Attitude Control System(궤도수정 및 자세제어 시스템), Pressure Guidance(압력 유도), Pressure Control(압력 제어), Thrust Distribution(추력 분배)

### 1. 서 론

대 탄도탄 방어를 위한 요격 시스템은 높은 고도에서, 빠른 비행속도를 가진 표적에 효과적으로 대응하기 위하여 직격 요격(Hit to Kill)의 개념으로 발전해 왔다. 이 직격 요격 시스템은 별도의 기폭장치를 갖고 있지 않은데 이는 표적이 가진 높은 운동 에너지로 인해 표적과 충돌하는 것으로도 충분히 효과를 낼 수 있기 때문

Received 22 December 2014 / Revised 5 March 2015 / Accepted 9 March 2015

Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers

pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

[이 논문은 한국추진공학회 2014년도 추계학술대회(2014. 12. 17-19, 강원랜드 호텔) 발표논문을 심사하여 수정·보완한 것임.]

이다. 이러한 이유로 시스템은 표적에 대한 근접 오차 없이 정확하게 요격하기 위해서 높은 표적 탐지 정확도와 정밀한 비행제어가 수반되어야 한다. 심지어 탐지 오차가 작더라도 표적이 고속으로 비행하기 때문에 직격 요격체에는 높은 가속력과 정밀한 위치제어 능력이 요구된다. 이를 추진기관에 대한 요구로 표현하면 넓은 범위에서의 정밀한 추력의 조절 및 빠른 응답성능이라고 할 수 있다. 아울러 직격 요격체의 운용 관점에서 살펴보면 표적까지의 비행해야 하는 거리나 운용 환경으로 인해 운용할 수 있는 최대 추력의 한계를 미리 결정할 수 없으므로, 비행 중 적절한 기법을 적용하여 표적을 타격하는 시점까지 효과적인 추력을 운용할 수 있도록 하는 것이 매우 중요하다. 따라서 본 논문에서는 이러한 요구를 효과적으로 달성하기 위하여 높은 압력을 비행조건에 적절하게 안정적으로 유지하고, 동일한 구동노즐을 이용하여 동시에 추력까지 제어해야 하는 시스템의 유도 및 제어기법에 관한 새로운 제안을 하였다.

압력제어 및 추력분배에 관한 선행 연구에 대해 살펴보면, 참고문헌[1,2]에서와 같이 고체 추진기관 내부의 압력 하나만을 제어하기 위한 단순한 연구로 시작하여, 참고문헌[3,4]에서와 같이 추력과 압력을 동시에 제어하기 위하여 연속형 루프 닫힘 구조(Sequential Loop Closer)를 제시함으로써 보다 복잡한 시스템 성능을 제어하는 형태로 발전하였다. 최근의 연구에서는 시스템이 가지는 시변특성을 보상할 수 있도록 모델 참고형 적응 제어 기법을 이용하여 시스템의 성능과 강인성을 확보하는 연구로 발전하였다[5]. 그러나 압력의 유도 및 명령의 분배에 관한 필요성은 인식하고 있으나 직관적인 판단에 의해 분배량을 결정하였다.

본 논문에서는 압력과 추력을 동시에 제어하는 방안에 대하여 참고문헌[3]에서 제시한 2축에 관한 개념적인 추력제어 방법을 5축으로 확대하여 설계 적용하였고, 5축의 하중을 제어하기 위해 사용하는 10개의 제어 입력장치를 가진 시스템을 효과적으로 운용하기 위하여 가중 의사 역행렬에 의한 추력 분배기법을 제안하였다. 이는

참고문헌[5]과 같이 직관에 의해 DCS(Divert Control System) 기동과 ACS(Attitude Control System)를 구분하여 수행한 방법을 가중행렬을 이용함으로써 보다 일반화된 수식으로 확장하였음을 의미한다. 이렇게 함으로써 설계자는 설계 의도를 가중행렬을 통해 쉽게 적용할 수 있고, 비행 중 발생하는 고장 및 구동장치 포화 와 같은 특이조건에서 가중행렬의 갱신 알고리즘을 통해 보다 고성능의 제어를 할 수 있게 된다. 마지막으로 종말 호밍구간에서의 표적 도달 시간(Time to go)에 대한 정보를 이용하여 압력 유도기법을 설계함으로써 종말 기동에서도 지속적으로 높은 추력을 안정적으로 획득할 수 있는 방안을 제안하였고, 이를 설계한 압력 및 추력분배 기법과 결합하여 수치 시뮬레이션 함으로써 알고리즘의 적절성을 검증하였다.

## 2. 추진 시스템

### 2.1 추진기관 형상

연구에 사용한 추진기관은 Fig. 1과 같은 후미 연소(End burning)식 구조를 가지고 있다.

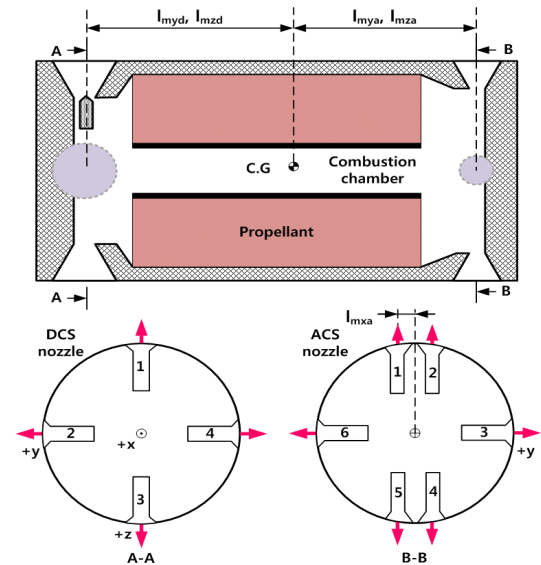


Fig. 1 Configuration of propulsion system with pintle nozzle array.

위치 제어를 위한 노즐(DCS Nozzle) 4조, 자세 제어를 위한 노즐(ACS Nozzle) 6조를 장착하고, 각 노즐은 핀틀(Pintle)을 이용하여 노즐 목 크기를 조절함으로써 연소실 압력과 추력을 조절할 수 있다. 좌표축은 동체 좌표계로 A-A면을 기준으로 2, 3번 노즐을 통해 분사되는 연소가스의 벡터 방향이 양의 Y, Z방향 그리고 오른손 좌표계에 의해 X방향을 정의하였다. DCS용 노즐은 무게 중심(C.G)축에 위치하고 있어 X축 방향에 대한 모멘트는 없이 Y, Z축 방향의 힘만 발생하도록 위치하였고, ACS용 3, 6번 노즐은 Y축 방향 힘을 그리고 1, 2와 4, 5번 노즐은 Z축 방향 힘과 X축 방향 모멘트를 발생시킬 수 있도록 배치하였다. Y축 방향 모멘트를 발생시키는 무게중심으로부터 DCS 및 ACS까지의 거리는 각각  $l_{myd}$ ,  $l_{mya}$ , Z축 방향은  $l_{mzd}$ ,  $l_{mza}$ 로 정의하였고, X축 방향 모멘트는  $l_{mxa}$ 에 의해 발생한다고 정의하였다.

## 2.2 운동 역학 모델링

추진기관 운동 방정식은 질량 보존법칙, Robert 연소식을 이용하여 연소기 내부의 압력에 관하여 Eq. 1과 같이 모델링 하였다[6]. 연소실 내부 압력( $P_c$ )은 연소실 내의 위치에 무관하게 동일하다고 가정하였다.

$$\frac{dP_c}{dt} = f(P_c, V_c, T_c) + g(P_c, V_c, T_c)A_{tot} \quad (1)$$

여기서  $P_c$ ,  $V_c$ ,  $T_c$ 는 각각 연소실 압력, 부피 그리고 연소가스 온도이며,  $A_{tot}$ 는 DCS 및 ACS 개별 노즐 목 면적의 총합을 의미한다.

## 2.3 운동학(Kinematics) 모델링

각 노즐에서 발생하는 추력에 대하여 Fig. 1에서 정의한 좌표계와 형상 정보를 이용하여 힘과 모멘트를 정리하면 Eq. 2와 같다. 여기서  $T_{di}$ ,  $T_{ai}$ 는 각각 DCS 및 ACS의  $i$ 번째 노즐을 통해 발생하는 추력을 의미하고,  $F_j$ ,  $M_j$ 는 동체 좌표계에서 정의한  $j$ 축 좌표 방향의 외부 하중 및 모멘트이다.

$$\begin{aligned} F_y &= T_{d4} - T_{d2} + T_{a6} - T_{a3} \\ F_z &= T_{d1} - T_{d3} + T_{a1} + T_{a2} - T_{a4} - T_{a5} \\ M_x &= (T_{a2} + T_{a5} - T_{a1} - T_{a4}) \times l_{mxa} \\ M_y &= (T_{d1} - T_{d3}) \times l_{myd} \\ &\quad + (T_{a1} + T_{a2} - T_{a4} - T_{a5}) \times l_{mya} \\ M_z &= (T_{d4} - T_{d2}) \times l_{mzd} + (T_{a3} - T_{a6}) \times l_{mza} \end{aligned} \quad (2)$$

Eq. 2를 행렬식으로 표현하면 Eq. 3과 같이 정리할 수 있는데  $F_b$ ,  $T_n$ 은 각각 동체좌표계에서의 하중 그리고 노즐을 통해 발생하는 추력 벡터이고  $T_{n2b}$ 는 노즐 추력 벡터 공간으로부터 동체 좌표계 공간으로의 사상 행렬이다.

$$F_b = T_{n2b} T_n \quad (3)$$

여기서  $F_b \in R^{m \times 1}$ ,  $T_n \in R^{n \times 1}$ 인데, Fig. 1과 같은 시스템의 경우에는  $m$ ,  $n$ 은 각각 5와 10이 된다.

## 3. 압력 제어 및 추력 분배

### 3.1 제어구조

추력 및 압력을 동시에 제어하기 위한 구조를 설계하기 위하여, DACS는 Fig. 2와 같이 임무기간 중에 평균적인 요구 추력의 변화 속도가 순간적으로 요구하는 추력의 변화 속도에 비해 작다고 가정하였다.

이렇게 추력의 요구 특성이 서로 다른 주파수 영역 특성을 갖게 되면 DCS의 추력은 Eq. 4와 같이 연소실 압력( $P_c$ )을 통하여 평균 추력을 제어하고, 순간적으로 빠른 추력의 변화는 노즐 목

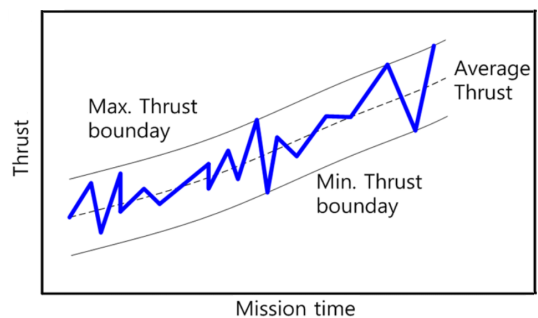


Fig. 2 Expected thrust profile during mission time.

크기( $A_i$ ) 조절을 통하여 획득하는 계획을 수립할 수 있다. 이는 노즐 구동장치가 가지는 주파수 대역폭이 추진제 연소속도에 의한 연소압력 응답 대역폭보다 넓다는 시스템 고유 특성을 고려한 것이다.

$$T_n = c_f P_c A_i \quad (4)$$

여기서  $c_f$ 는 추력계수로써 유동 팽창비와 팽창된 압력과 대기압의 함수로 표현되지만, 문제를 간단하게 하기 위하여 상수로 가정하였다.

평균추력과 순간추력 요구를 달성하기 위하여 압력 제어는 외부 루프(Outer loop)에 위치시키고, 추력 및 모멘트는 내부 루프(Inner loop)에 위치시키면 Fig. 3과 같이 연속형 루프 닫힘 구조(SLC, Sequential Loop Closer)를 갖는 제어구조를 구성할 수 있다. 압력 유도기법을 통해 결정된 추진기관의 연소실 압력 명령( $P_{cmd}$ )은 압력 제어루프에 전달되고, 압력 제어를 하는데 필요한 총 노즐 목 크기( $A_{tot}$ )는 개별 노즐이 분담해야 하는 크기( $A_{ti}$ )로 분배된다. 아울러 이 분배된 출력은 SLC의 안정성 확보를 위한 명령 필터를 통해 보다 낮은 대역폭을 갖게 된다. DACS의 위치 및 자세 제어기로부터 요구된 하중( $F_{bc}$ )을 추종하기 위하여 추력 분배기는 측정 연소실 압력을 이용하여 개별 노즐 목의 면적 증분량( $\Delta A_{ti}$ )을 계산하고, 이 값은 연소압력 제어기의

출력과 결합하여 Eq. 5와 같이 개별 노즐이 제어해야 하는 최종 노즐 목 명령( $A_{ticmd}$ )이 된다.

$$A_{ticmd} = A_{ti} + \Delta A_{ti} \quad (5)$$

### 3.2 압력제어

목표 압력을 제어하는데 필요한 총 노즐 목 크기( $A_{tot}$ )는 Eq. 1이 평형상태에 도달했다고 가정하면 결정할 수 있다. 결정된 총 노즐 목 크기를 이용하여 Eq. 6과 같이 적절한 가중벡터( $W_p$ )에 의한 명령분배가 이루어지도록 식을 구성할 수 있는데, 이 식은 부정정 구조(indeterminate structure)를 가진다.

$$A_{tot} = W_p^T A_{ti}, \quad W_p, A_{ti} \in \mathbb{R}^{n \times 1} \quad (6)$$

개별 노즐 목의 크기( $A_{ti}$ )를 결정하기 위하여 Eq. 7과 같이 Lagrange multiplier  $\lambda$ 을 이용하여 Hamiltonian을 구성하고 벡터  $A_{ti}$  크기가 최소가 되는 해를 구하면 Eq. 8과 같은 해를 획득할 수 있다.

$$\text{Min.} \{ \|A_{ti}\|^2 + \lambda^T (A_{tot} - W_p^T A_{ti}) \} \quad \text{w.r.t. } A_{ti} \quad (7)$$

$$A_{ti} = A^* A_{tot} \quad (8)$$

여기서  $A^*$ 는 의사 역행렬을  $L^1$  norm으로 정

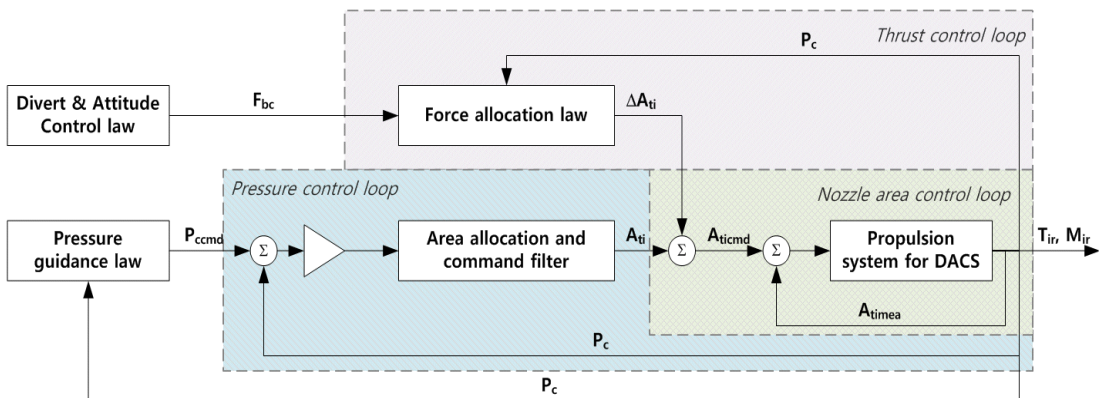


Fig. 3 Loop structure for thrust and pressure control law of DACS.

규화한 값으로 Eq. 9와 같다.

$$\begin{aligned} A^{-1} &= W_p^T (W_p W_p^T)^{-1} \\ A^* &= A^{-1} / |A^{-1}| \end{aligned} \quad (9)$$

연소실 압력 제어기에 의한 외부 하중 및 모멘트가 발생하지 않게 하려면 가중벡터를 선정할 때 Eq. 10을 따라야 한다. 여기서 첨자  $di, ai$ 는 Fig. 1의 DCS 및 ACS 노즐을 의미한다.

$$\begin{aligned} W_p &= \{W_{d1}, \dots, W_{d4}, \dots, W_{a1}, \dots, W_{a6}\} \\ W_{d1} &= W_{d3}, W_{d2} = W_{d4} \\ W_{a3} &= W_{a6}, W_{a1} = W_{a2} = W_{a4} = W_{a5} \end{aligned} \quad (10)$$

연소실 압력을 제어하기 위하여 이득 계획기법에 의한 비례 적분 제어기를 구성하였고, 노즐목 면적 제어기는 추중오차가 없다고 가정하였다.

### 3.3 추력 명령분배

추력 명령을 분배하기 위해서 Eq. 3의 좌표축 정의를 이용하여 Eq. 4와 결합하면 Eq. 11과 같이 동체 좌표계에서 정의한 명령 외력( $F_{bc}$ )을 추종하기 위한 식으로 정리할 수 있다.

$$\begin{aligned} F_{bc} &= T_{n2b} \Delta T_n \\ &= P_c T_{n2b} C_f \Delta A_t \end{aligned} \quad (11)$$

여기서  $\Delta T_n$ 는 압력제어를 위해 각 노즐로 분배된 노즐 목 크기로부터 추가로 발생한 노즐 목 면적 변화량( $\Delta A_t$ )에 따른 추력 변화량을 의미한다.

새로 정의한  $C_f$ 는  $C_f \in R^{n \times n}$ 인 대각행렬로 각 노즐의 추력계수( $c_f$ )로 구성되어 있으며, 변동량  $\Delta A_t$ 는  $\Delta A_t \in R^{n \times 1}$ 이며, 압력 유도제어기에 의해 결정된 전체 노즐 목 크기  $A_{tot}$ 에 영향을 주지 않도록 Eq. 12의 구속조건을 만족시켜야 한다.

$$\sum_{i=1}^n \Delta A_{ti} = 0 \quad (12)$$

압력 분배기법에서와 유사한 방법으로 Eq. 11과 Eq. 12를 만족시키며, 벡터  $\Delta A_t$ 가 최소 크기

가 되도록 Hamiltonian을 정리하면 Eq. 13과 같고, 그 해는 Eq. 14와 같다. 여기서  $F_{br,A}$ 와  $T_{n2b,A}$ 은 구속조건을 만족시키기 위해  $F_{br}$ 과  $T_{n2b}$ 의 증대된(Augmented) 벡터 및 행렬이다.

$$\text{Min.} \{ \|\Delta A_t^T \Delta A_t\|^2 + \lambda^T (F_{br,A} - P_c T_{n2b,A} C_f \Delta A_t) \} \quad (13)$$

*w.r.t*  $\Delta A_t$

$$\Delta A_t = \frac{1}{P_c} (C_f)^{-1} T_{n2b,A}^T (T_{n2b,A} T_{n2b,A}^T)^{-1} F_{br,A} \quad (14)$$

위와 같이 문제를 정의하면 명령 외력을 만족시키며 노즐 목 변동량이 최소이고, 추가적인 압력 변동을 발생시키지 않는 노즐 목 면적 변화량을 결정할 수 있다.

## 4. 종말 비행구간 압력 유도기법

종말 비행 구간에서는 높은 연소실 운용압력을 통하여 동일한 노즐 목 변화에도 보다 큰 추력을 획득할 수 있게 하였다. 먼저 비행중 소모된 추진제 질량은 추진제 연소 특성 계수( $a$ ), 지수( $n$ ), 연소면적( $A_b$ ) 그리고 추진제 밀도( $\rho$ )를 통하여 추정할 수 있고 이 값으로부터 잔여 추진제 질량( $m_r$ )을 추정할 수 있다. 이를 소모된 추진제 질량 추정 값( $\hat{m}_u$ )과 전체 추진제 량( $m_{tot}$ )을 이용하여 정리하면 Eq. 15, 16과 같다.

$$\hat{m}_u(t) = a P_c^n A_b \rho \quad (15)$$

$$m_r = m_{tot} - \hat{m}_u \quad (16)$$

DACS가 표적까지 비행해야 하는 시간( $t_{go}$ )은 표적과 DACS의 비행정보로부터 얻을 수 있으므로, 잔여 비행시간동안 남아있는 추진제를 전부 소진하는데 요구되는 연소실 최대 운용 압력( $P_{coper}$ )은 Eq. 17과 같다.

$$P_{coper} = \left( \frac{m_r}{a A_b \rho t_{go}} \right)^{1/n} \quad (17)$$

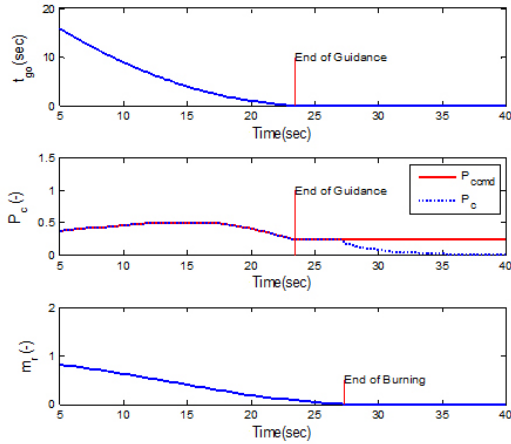


Fig. 4 Simulation results of pressure guidance law.

이 운용 압력에 적절한 안전여유( $\alpha$ )를 적용하면 DACS가 종말 비행까지 유지할 수 있는 최대의 연소실 압력이 되고, 이는 연소실의 구조 허용압력( $P_{dimit}$ )보다 작아야 하므로 연소실 명령압력 명령은 Eq. 18과 같이 정리할 수 있다.

$$P_{cmd} = \alpha P_{oper}, \quad P_{oper} < P_{dimit} \quad (18)$$

### 5. 수치 시뮬레이션

#### 5.1 압력 유도 및 제어

압력 유도기법의 타당성을 확인하기 위하여 Fig. 4와 같이 점진적으로 감소하는 표적 도달시간( $t_{go}$ )을 모의하였다. 표적 도달시간이 0에 가까워지게 되면 압력 유도명령( $P_{cmd}$ )은 무한대에 가까워지기 때문에 표적과 매우 근접하게 되면 압력 유도를 중지(End of Guidance)하고 마지막으로 결정한 압력 명령을 표적에 직격할 때 까지 사용하였고, 가중벡터  $W_p$ 는 DCS와 ACS에 5:1의 비율이 되도록 설정하였다.

시뮬레이션 결과 압력 유도명령은 Fig. 4와 같이 표적을 직격하는 25초 까지 표적 도달시간의 변화 특성에 따라 점진적으로 증가 감소를 하는 특성을 보였는데, 이는 Eq. 17의 표적 도달시간과 추진제 잔량의 비율에 따른 특성을 잘

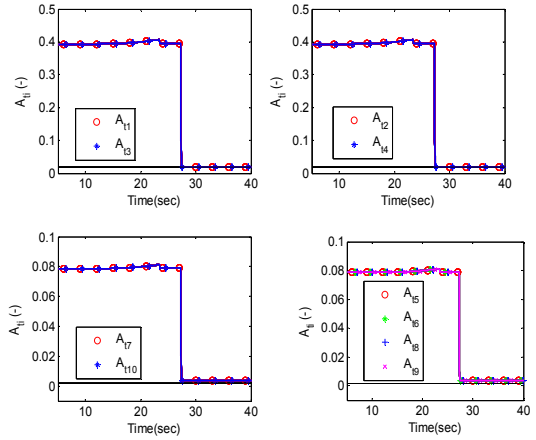


Fig. 5 Nozzle throat allocation results from pressure guidance law.

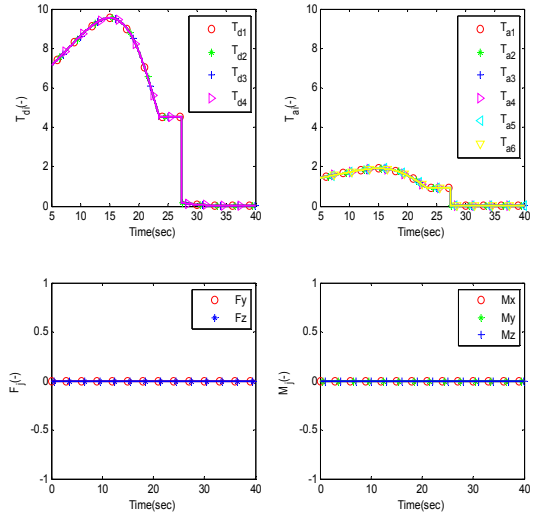


Fig. 6 Thrust at nozzles and required force/moment in body axis.

나타낸 것이다. 아울러 표적에 도달하는 동안 이득 계획기법에 의한 압력 제어기는 명령 추종오차가 매우 작은 값으로 추진제 소모가 완료되는 시점까지 잘 추종하였다.

압력 추종을 위한 명령 분배는 Fig. 5와 같이 DCS 및 ACS의 가중치에 따라 5:1의 비율로 정확히 분배되었으며 명령 압력을 추종하기 위하여 요구 압력의 변동 특성에 따라 운동하고 있음을 알 수 있다. 또한 추진제가 모두 소진되어

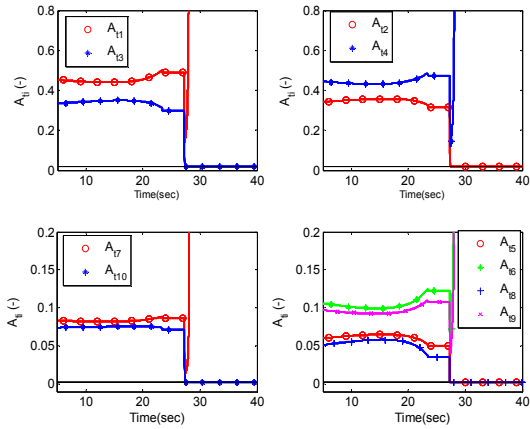


Fig. 7 Nozzle throat allocation results for case 1.

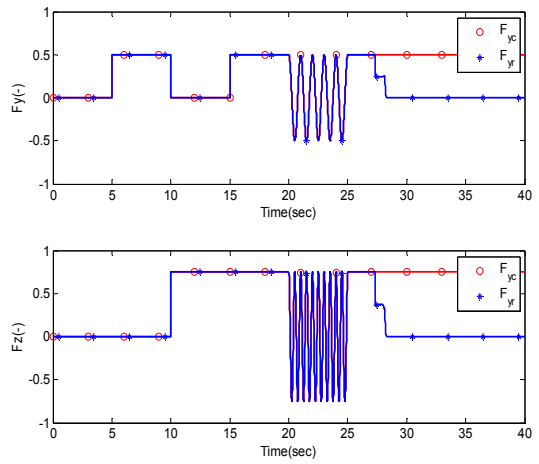


Fig. 9 Required force command and response for Case 2.

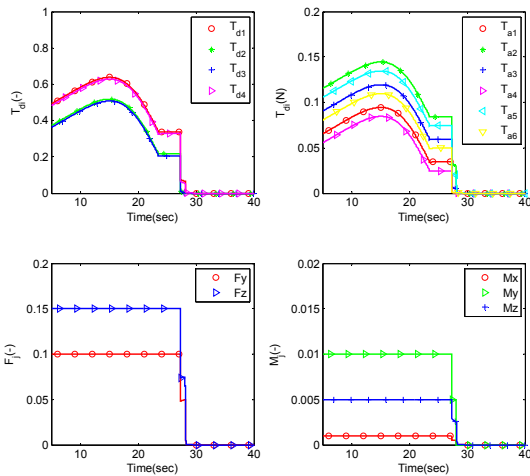


Fig. 8 Thrust and required force/moment in body axis for case 1.

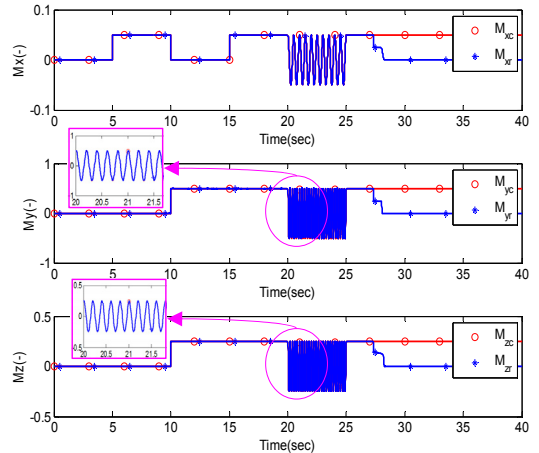


Fig. 10 Required moment command and response for Case 2.

Table 1. Simulation conditions.

No.	Required force in body axis
Case 1	$F_{bc} = [0.15, 0.1, 0.001, 0.005, 0.01]$
Case 2	$F_{bc} = f(\text{time}, w_1, w_2, w_3)$

연소실의 압력이 명령압력을 추종하지 못하게 된 시점부터는 노즐목 명령이 최소목 크기로 포화되어 있음을 확인할 수 있다.

Fig. 5의 각 노즐 목( $A_{ti}$ ,  $i=1 \sim 10$ ) 면적의 변화는 외력 발생을 하지 않도록 하는 가중벡터의

선정으로 인해, Fig. 6과 같이 각 노즐을 통해 0이 아닌 DCS 추력( $T_{di}$ )과 ACS 추력( $T_{ai}$ )이 발생하였지만 동체 좌표계에서의 힘( $F_y, F_z$ )과 모멘트( $M_x, M_y, M_z$ )는 발생하지 않았다.

### 5.2 압력제어 및 추력분배

제어 성능을 검증하고자 Table 1과 같이 무차원화 한 정하중 조건과 다양한 주파수 요구( $w_1, w_2, w_3$ )를 가진 동적 하중을 명령 외력으로 하는 시뮬레이션 조건을 선정하였다.

Case 1 조건은 명령 하중이 고정된 시뮬레이션 조건으로, 연소실 압력은 Fig. 4와 동일한 결과를 보였다. 동일한 압력조건을 유지하면서 요구 하중을 생성하기 위하여 각 추력 노즐로 분배된 노즐 목 크기는 Fig. 7과 같이 Fig. 5의 평균 노즐 목에 비해 추가로 발생한 노즐목 면적 변화량이 포함된 결과를 보였다. 시뮬레이션 전 구간에 걸쳐 Fig. 8과 같이 요구하중 및 모멘트를 잘 추종하였고, 추진제가 모두 소모되어 연소가 끝나가는 25 초 이후의 시간에는 요구압력을 제어하기 위하여 노즐 목은 포화조건이 되었다.

Case 2 조건은 요구 하중이 다양한 주파수 대역을 포함하며, 서로 다른 하중 조합에서의 작동 성능을 확인하기 위하여 계획하였다. 시뮬레이션 결과 Fig. 4와 동일한 압력의 유도명령에 따른 응답 결과를 보였고, 하중 및 모멘트는 Fig. 10, 11과 같이 명령 하중 및 모멘트( $F_{yc}$ ,  $F_{zc}$ ,  $M_{xc}$ ,  $M_{yc}$ ,  $M_{zc}$ )에 대해 높은 응답 하중( $F_{yr}$ ,  $F_{zr}$ ,  $M_{xr}$ ,  $M_{yr}$ ,  $M_{zr}$ ) 추종 성능을 보였다.

## 6. 결 론

압력과 추력을 동시에 제어하는 고체 추진제를 사용하는 DACS의 압력 유도 및 제어기법을 추진기관의 고유 시간응답 특성을 고려하여 제안하였다. 시뮬레이션 결과 다양한 압력 및 하중 요구에서 정확한 명령 분배와 1% 이내의 추종오차를 보였고, 높은 제어응답 성능을 보였다.

## References

1. Davis, C.A. and Gerards, A.B., "Variable Thrust Solid Propulsion Control using LABVIEW," *39th AIAA/ASME/ASE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, Huntsville, AL, USA, AIAA 2003-5241, July 2003.
2. Bergmans, J.K. and Solvo, R., "Solid Rocket Motor Control: Theoretical Motivation and Experimental Demonstration," *39th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, Huntsville, AL, USA, AIAA 2003-4968, July 2003.
3. Morris, J.W., Carlson, R.W., Peterson, K.L. and Reich, E.M., "Multiple Pintle Nozzle Propulsion Control System," US Patent No. 5456425, Oct. 1995.
4. Joner, S. and Quinquis, I., "Control of an Exoatmospheric Kill Vehicle with a Solid Propulsion Attitude Control System," *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit*, Keystone, CO, USA, AIAA 2006-6572, Aug. 2006.
5. 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.
6. Park, I.S., Lee, J.Y., Choi, H.J., Kim, J.H., Yoon, H.G. and Lim, J.S., "Pressure Control Law of Gas Generator Considering Combustion Volume Change," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 16, No. 3, pp. 34-40, 2012.

1. Davis, C.A. and Gerards, A.B., "Variable