

Research Paper

DOI: <http://dx.doi.org/10.6108/KSPE.2018.22.5.049>

## 다중의 제어입력을 이용한 이중연소 램제트 엔진의 흡입구 유동 제어기법 연구

박정우<sup>a,\*</sup> · 박익수<sup>a</sup> · 김중회<sup>a</sup> · 황기영<sup>a</sup>

### A Research on Control Method Design for the Intake Flow of a Dual Combustion Ramjet Engine using Multiple Control Inputs

Jungwoo Park<sup>a,\*</sup> · Iksoo Park<sup>a</sup> · Junghoe Kim<sup>a</sup> · Kiyoung Hwang<sup>a</sup>

<sup>a</sup>The 4<sup>th</sup> R&D Institute - 5<sup>th</sup> Directorate, Agency for Defense Development, Korea

\*Corresponding author. E-mail: [jwpark12@add.re.kr](mailto:jwpark12@add.re.kr)

#### ABSTRACT

This paper introduces a research on the control method design for the subsonic intake flow of a dual-combustion ramjet engine. To design the control method, the intake flow dynamic response characteristics, based on a designated flow condition and intake geometry, are investigated, and a control method concept considering the intake flow characteristics is established. Using a dynamic simulation model of a dual-combustion ramjet, control input/output linearized models are obtained such that a control loop design based on linearized models can be accomplished. Finally, from various control loop simulations, the performance of the control method, including its control loop stability, is evaluated.

#### 초 록

본 논문에서 이중연소 램제트엔진의 아음속 흡입구 제어기법 설계에 대한 연구를 소개하였다. 제어기법 설계를 위해 유동조건 및 흡입구 형상에 기초한 흡입구 유동의 동적 응답특성을 조사하고, 흡입구 유동특성을 고려한 제어기법 개념을 설정하였다. 이중연소 램제트 동적 시뮬레이션 모델을 활용하여 시스템 입/출력 선형화 모델을 획득하였으며, 선형화 모델 기반의 선형 제어루프 설계를 수행하였다. 최종적으로, 다양한 제어루프 시뮬레이션을 통해 설계된 제어루프의 안정성을 포함한 제어기법 성능을 평가하였다.

Key Words: Dual Combustion Ramjet(이중연소 램제트), Supersonic Intake(초음속 흡입구), Ramjet Control(램제트 제어)

#### 1. 서 론

Received 30 November 2017 / Revised 20 May 2018 / Accepted 23 May 2018

Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers  
pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

이중연소 램제트(DCR, Dual Combustion

Ramjet) 엔진은 초음속 및 아음속 연소기로 동시에 공기를 공급하여 아음속 연소기를 통해 1차 연소된 과농의 가스를 초음속 연소기를 통해 재 연소시키는 추진기관이다[1, 2]. 따라서 이중 연소 램제트 엔진의 흡입구 유동 제어는 넓은 마하수 영역에 걸쳐 비행해야 하는 흡입구에 대하여, 램 및 스크램 연소기로 공급되는 별도의 흡입구를 동시에 제어해야 한다.

흡입구 유동제어와 관련한 선행 연구 사례를 살펴보면, 시동 불가능 조건(unstart condition)의 검출 및 능동제어를 통한 탈피 기법에 관한 연구가 수행되어 왔으며[3-5], 아음속 연소기용 흡입구에 관해서는 유동 안정성뿐만 아니라 아음속 연소기와의 상호 의존적인 물리적 특성을 고려한 높은 압축비를 갖는 제어기법 연구가 수행되어 왔다[6-11]. 특히 아음속 연소기용 흡입구 제어기법 연구는 램 흡입구 수직 충격파 위치를 보다 정밀하게 제어하여 추진 성능을 향상시키고, 흡입되는 공기의 외란에 따른 영향도를 감쇄하여 안정성을 높이는 방향으로 발전해 왔다. 초창기 연구사례에서는 종말 수직 충격파를 단순히 특정 구역 내에 위치시키거나 흡입구 유동의 균일성 유지를 위한 램제트 흡입구 제어 설계 개념이 제안되었다[6]. 이후 충격파 위치를 보다 정밀하게 제어하기 위한 ADS(Air Data System)의 도입과 흡입 공기 외란에 대한 흡입구 안정성을 확보하기 위한 흡입 공기 유출(bleeding) 장치를 이용한 제어기법 연구가 수행되었으며 [7], 이와 유사한 개념으로 흡입 공기의 외란에 대한 영향도를 보다 해석적으로 분석하기 위해, 유동 외란에 대한 종말 수직 충격파 위치의 동적 모델링 및 충격파 위치 제어를 위한 내부유동 공기 배출 방식의 제어기법 설계 연구가 발표되었다[8]. 한편, 보다 진보한 제어기법 연구로써 충격파 위치의 정밀제어 뿐만 아니라 흡입구 유동제어루프의 최적 설계를 위해 흡입구 동특성을 모델링하고, 흡입 유동의 외란 및 흡입구 유로 개폐 구동기 모델(흡입 유동 bleeding)을 포함하는 제어루프의 제어 이득 선정 기법 연구도 수행되었다[9].

선행된 연구 사례를 요약해 보면, 이중연소 램

제트 엔진의 아음속 연소기용 흡입구 제어기법은 초음속 연소기용 흡입구 유동으로의 영향을 회피하고 비행체 마하수가 증가할수록 급격히 감소하는 램 압축 성능의 감소를 최소화하기 위한 설계 목적을 가지게 된다. 또한, 아음속 연소기의 연료공급제어기법과의 정적/동적 영향성을 고려해야 하므로, 추진 시스템 운용 관점에서 그 중요성이 있다.

본 논문에서는 아음속 연소기의 안정적인 운용을 위한 제어기법 연구를 수행하였다. 먼저 램 흡입구 형상과 운용 조건에서의 외란에 대한 유동 응답특성 분석 및 제어 입출력 매개변수 선정을 포함한 제어기법의 개념 설계가 선행되었다. 이어 테이블 형태와 같은 데이터의 형태로 구성되어 해석적이지 않은 비선형 모델에 선형 제어기법을 적용하기 위하여 이중연소램제트 엔진의 동적 모델 기반의 제어 입출력 선형화 모델의 획득 및 검증을 수행하였다. 이를 기반으로 선형 제어 기법을 설계하였고, 시뮬레이션을 통해 설계된 제어루프의 성능 및 안정성 해석을 수행하였다.

## 2. 흡입구 유동특성 및 제어기법 개념설계

### 2.1 충격파 위치 응답특성

램 흡입구의 안정성 해석을 위해 외란에 대한 흡입구 유동 동특성을 검토하였다. 램 연소기용 흡입구 운용 안정성은 유로의 형상과 종말 충격파의 운용 위치와 관련이 된다. 계산에 사용된 흡입구의 유동조건 및 형상 데이터는 Table 1과 같고, 이를 이용하여 획득 가능한 충격파 위치의 미분 방정식을 통해 충격파 위치의 응답 대역폭을 참고문헌 [8]에 사용된 방식을 이용하여 계산할 수 있다. 계산 결과를 살펴보면, Fig. 1과 같이 충격파응답 관련 유동 동특성은 매우 넓은 주파수 대역폭을 가지고 있으며, 이를 제어하기 위한 제어수단 역시 명령에 대한 빠른 응답특성을 가져야 함을 알 수 있다. 만약 제어수단이 외란에 대한 충격파 응답특성에 대비 빠르지 못하다면 제어수단이 가진 구동 한계 이상의 외란에

대해서는 운용 여유를 가지고 제어해야 한다 [10].

## 2.2 제어기법 개념 설정

아음속 연소기를 예연소기로 사용하는 운영 개념을 고려할 때, 램 흡입구 충격과 위치제어를 위한 제어수단으로서 충격과 전후단에 bleeding/suction을 위한 BPD(ByPass Door) 개념의 구동기가 고려될 수 있으며, 참고문헌 [9]를 통해 구현 가능한 구동기 응답 대역폭은 대략 175 Hz 수준까지 예상할 수 있다.

충격과 위치제어는 물리적 위치를 감지하여 이를 직접적으로 제어하는 방법[9]과 비행조건에 따른 흡입구 압력비율을 제어함으로써 충격과 위치를 간접적으로 제어하는 방법[12]이 있다. 충격과 위치를 측정/추정하여 제어하는 경우는 물리적 위치를 직접 제어함으로써 흡입구 안정성을 가장 직접적으로 유지할 수 있는 개념이지만, 흡입 유동의 복잡성이 클 경우 충격과 위치를 직접 측정 및 추정하는 방법의 불확실성이 문제가 될 수 있다. 반면, 흡입구 덕트 내 압력비율(DPR, Duct Pressure Ratio)을 제어하는 개념은 비행조건에 따라 정해진 값을 제어해야 하므로 시험을 통한 흡입구 성능의 정확한 예측이 요구되지만 엔진 운용 지표가 되는 압력을 직접 제어함으로써 계획한 성능을 일관적/연속적으로 획득할 수 있는 장점이 있다.

본 연구에서는 보수적인 흡입구 운용과 시스템 성능 관점에서 보다 직관적인 결과를 도출하기 위해 충격과 후단에서의 BPD에 의한 유동 bleeding 개념을 고려한 흡입구 압력 비율 제어 개념을 적용하였으며, BPD에 의한 흡입구 유동 물리량 변화는 참고문헌 [11]의 덕트 유동 지배방정식을 적용하였다.

한편, BPD를 통한 흡입 공기의 질유량 제어는 연소기로 유입되는 공기량에 영향을 주기 때문에 연소실 내의 당량비 조건을 변화시키므로 연소 안정성 관점에서 이를 보상할 수 있는 연료량 제어루프를 추가로 고려해야 한다. 참고문헌 [6]에서는 엔진 성능 안정화를 위해서 흡입구 제어와 연계된 연료공급 보상 제어기를 구성하였

Table 1. Ram Intake design parameter.

Parameter	Value(s)
A	0.02 $m^2$
dA/dx	0.135 $m$
Upstream Mach	3.4 ~ 3.7

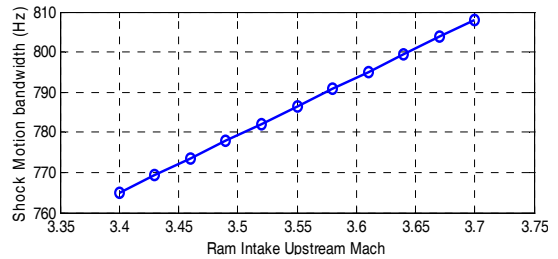


Fig. 1 Shock motion bandwidth.

으며, 이를 통해 엔진 성능 유지와 흡입구 제어가 상호 보완적으로 작동되도록 하였다. 본 연구에서는 이와 유사한 개념의 DPR 제어를 위한 2중 제어루프를 고려하였다. 흡입구 압력비율 제어를 위한 bypass 유량(BPF, ByPass Flow) 제어기와 손실되는 흡입 공기량을 고려한 연료공급량(FFR, Fuel Flow Rate) 보상 알고리즘을 추가 구성하여 흡입구 제어에 따른 시스템 운용 안정성을 확보하는 제어루프를 제안하였다.

## 3. 이중연소 램제트 엔진 모델 및 제어기법 설계

### 3.1 이중연소 램제트 엔진 동적 모델

이중연소 램제트 제어기법 설계 및 성능 검토를 위해 참고문헌 [13]을 통해 제시된 이중연소 램제트 엔진의 동적 모델을 이용하였다. 이 모델은 임의의 비행 조건(본 연구의 경우 마하수 6, 고도 20 km 고려)에서 램제트 및 스크램 연소기로 공급하는 2종의 흡입구, 아음속 연소기, 초음속 연소기 등 각 모듈별 성능의 상호작용을 고려한 엔진 제어기법을 설계하기 위한 동적 모델이다. 아음속 연소기의 경우 연소 작용에 따른 유동 동특성이 흡입구 모델에 되먹임 됨으로써 흡입구 유동제어 기법의 흡입구-연소기 결합 동특성을 평가할 수 있는 모델 구조를 가지고 있

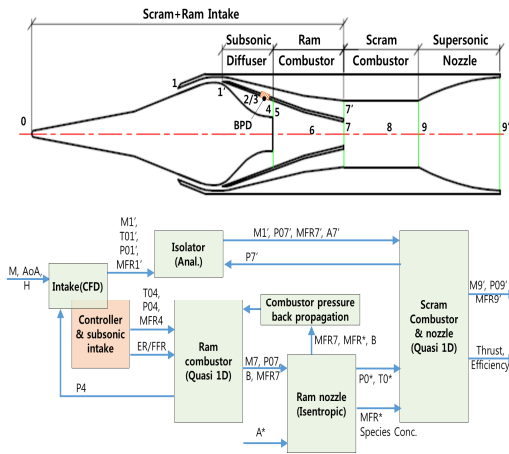


Fig. 2 DCR model structure.

고, 램 연소기에서 생성된 연소 화합물이 다시 초음속 공기와 혼합되어 스크램 연소기에서 2차 연소되는 모델을 포함한다. 추진기관의 주요 유동변수를 정의한 위치와 이를 이용한 내부 유동변수의 흐름은 Fig. 2와 같다.

모델 내부의 램 흡입구 제어루프 설계와 관련 있는 동적거동으로는 램 연소기 입구에서 노즐까지의 유동장 전파(station 4→7), 연소실 압력 변화(station 7) 및 노즐에서 램 흡입구 충격파로의 압력장 전파(station 5→4)가 있다. 각각의 동적거동은 유동장 및 연료공급 조건에 따른 정상상태로의 1차 지연 모델로 가정하였다. 램 흡입구 유동장의 연소실로의 전파 및 연소실 압력의 램 흡입구로의 전파와 관련된 1차 지연 시상수와 연소실 압력 변화 모델은 Eq. 1~3과 같다.

$$\tau_{4 \rightarrow 7} = \int_4^7 \frac{1}{u(x)} dx \quad (1)$$

$$\tau_{5 \rightarrow 4} = \int_5^4 \frac{1}{a(x) - u(x)} dx \quad (2)$$

$$\dot{P}_c = \frac{1}{B} (\dot{m}_7 - \dot{m}_*) \quad (3)$$

$$B = \int_5^7 \frac{A(x)}{\gamma RT(x)} dx \quad (4)$$

연소실 압력 변화의 경우 연소실 체적 내 유

량 축적/감소에 따른 압력 형성 모델로써 정의된다. 여기서  $u(x)$ ,  $a(x)$ ,  $\dot{m}_7$ ,  $\dot{m}_*$ ,  $A(x)$ ,  $T(x)$ ,  $\gamma$ ,  $R$ 는 각각 유동장 속도, 음속, 노즐 출구 유량, 노즐 출구단에서의 초킹 유량, 유동장 단면적, 비열비, 기체상수를 의미한다.

### 3.2 Bypass door 후단 유동 모델

본 연구에서 고려되는 BPD는 램 흡입구 충격파 후류(Fig. 2의 station 2/3 후단)에 위치하여 흡입구 유동을 제어하게 된다. BPD에 의한 흡입구 내부 유동 특성을 모델링하기 위해, 램 흡입구 충격파 후단의 유동을 Quasi-1D로 가정한 덕트 유동 지배방정식(Eq. 5)을 고려하였다[14].

Continuity :

$$\frac{\partial(\rho A)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u A)}{\partial x} = M_s$$

Momentum :

$$\frac{\partial(\rho u A)}{\partial t} + \frac{\partial[A(P + \rho u^2)]}{\partial x} = P \frac{\partial A}{\partial x} + F_s \quad (5)$$

Energy :

$$\frac{\partial(EA)}{\partial t} + \frac{\partial[Au(E + P)]}{\partial x} = -P \frac{\partial A}{\partial x} + Q_s$$

여기서  $u$ ,  $\rho$ ,  $P$ ,  $A$ 는 각각 유동의 속도, 밀도, 압력 및 유로의 면적을 의미하며,  $M_s$ ,  $F_s$ ,  $Q_s$ 는 유동장 해석을 위한 입력변수로, 유동장 축방향 단위 위치변화에 대한 내/외부의 질유량, 모멘텀, 에너지의 변화율( $\partial/\partial x$ )을 의미한다. 한편, 이중연소 램제트 동적모델 내에서의 BPF 조절 및 BPF에 의한 흡입구 내부 유동특성 변화의 모의 편의성을 위해 다음과 같은 가정을 추가로 고려하였다.

- 1) BPD 주변의 아음속 흡입관 내 축방향 면적변화가 없다.
- 2) bleeding 유량은 초킹되어 주 유동흐름과 수직으로 배출되며,
- 3) bleeding에 따른 흡입관 유동은 매우 빠르게 정상상태에 도달한다.
- 4) 마찰 및 열전달 영향은 고려하지 않는다

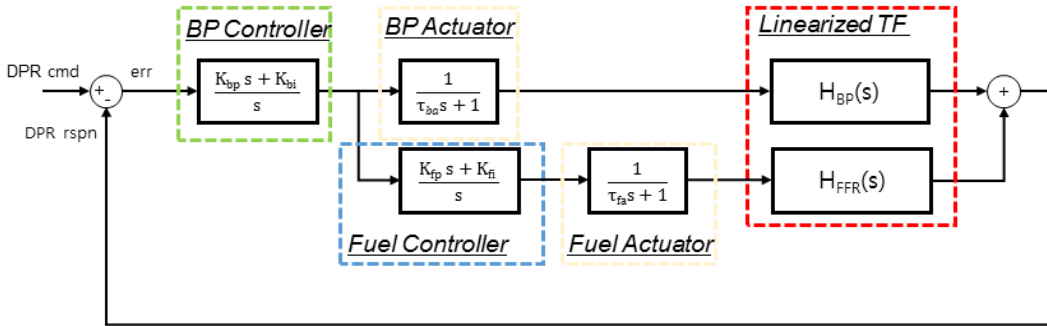


Fig. 3 Linearized DPR control loop structure.

상기 가정을 통해 BPD를 통한 유량 손실만을 고려하였을 때 아음속 연소기에 도달하는 유동 특성 변화는 Eq. 6와 같다. 정상상태 유동을 고려하였기 때문에 시변 항목을 제외한 관계식에서, BPF에 따른 유동변화는 BPD 전단 유동 물리량과 BPD를 통해 빠져나가는 유동 물리량과의 대수적 관계로 표현된다.

$$\begin{bmatrix} \Delta\rho \\ \Delta u \\ \Delta P \end{bmatrix} = [X]^{-1}[C] \quad (6)$$

Eq. 6의 행렬  $[X]$ 와  $[C]$ 는 각각 다음과 같다.

$$[X] = \begin{bmatrix} u_b & \rho_b & 0 \\ u_b^2 & 2\rho_b u_b & 1 \\ \frac{u_b^3}{2} & \frac{\gamma}{\gamma-1}P_b + \frac{3}{2}\rho_b u_b^2 & \frac{\gamma}{\gamma-1}u_b \end{bmatrix} \quad (7)$$

$$[C] = -\frac{1}{A} \begin{bmatrix} \dot{m}_e \\ 0 \\ \dot{m}_e \left( \frac{\gamma}{\gamma-1} \frac{P_e}{\rho_e} + \frac{u_e^2}{2} \right) \end{bmatrix} \quad (8)$$

여기서  $[C]$ 는 BPD 적용 유로구간에서  $[M_s, F_s, Q_s]$ 의 구간 적분치를 유로 면적으로 나눈 값을 의미한다.  $u_b, \rho_b, P_b$ 는 BPD 전단 유동의 속도, 밀도, 압력을, 그리고,  $u_e, \rho_e, P_e, \dot{m}_e$ 는 bleeding 유동의 속도, 밀도, 압력, 질유량을 나타낸다.

### 3.3 제어기법 설계

#### 3.3.1 제어구조 결정

흡입구 제어루프는 비행 조건에 따라 결정된 목표 전압력 비율에 대한 제어오차가 BPD를 통해 손실되는 공기량을 결정하는 제어기와 유실되는 공기량에 대한 연료량 보상 제어기로 구성된다.

BPF를 결정하는 제어기와 연료량 보상은 PI(Proportional Integral) 제어 구조를 가지도록 설계하였다. 여기서 연료량 보상은 BPF 유량 발생 시 공연비를 안정화 하는 역할과 동시에 적분제어기를 통해 DPR 목표 과잉 및 시스템 오차에 의해 운용 중 지속적으로 발생하는 불필요한 bypass 유량 명령을 억제하여 최종적으로 시스템이 bypass 유량 없이 최적의 성능을 유지하도록 도와주는 역할을 수행하게 된다. 한편, 손실 공기량 명령에 따른 BPD 구동기는 2.2절에서 언급된 최대 구동범위인 175 Hz 수준의 대역폭을 가지는 1차 지연 응답 모델을 가정하였으며, FFR 응답은 대역폭 8 Hz 수준의 1차 지연 응답모델[15]을 가정하였다.

#### 3.3.2 시스템 모델의 선형 근사화

DPR 제어기는 DCR 동적모델을 기반으로 획득한 선형화 모델 기반의 제어 응답특성 분석을 통해 설계되는데, DPR 응답특성은 제어입력인 BPF 유량과 연료 공급량에 대한 각각의 선형모델 구조로 분리되어 고려하였다. 최종적인 선형화 제어루프는 Fig. 3과 같이 두 입력에 대한

DPR 응답특성의 합이 되먹임 되는 구조를 가지고 있다.

BPF 유량과 연료공급량에 대한 선형화된 DPR 응답 모델은 설계 트림 조건에서 각 개별 입력에 대한 주파수별 응답특성 분석을 통해 획득 가능하다. 본 연구에서는 DCR 동적모델을 통해 BPF 유량과 연료공급량의 sine sweep test 시뮬레이션 기반의 입/출력 데이터를 획득하고, MATLAB 함수 tfest.m를 이용하여 해당 데이터를 처리함으로써 선형 응답 전달함수(TF, transfer function)모델을 획득하였다.(Eq. 9, 10).

#### TF for BPF to DPR

$$H_{BP}(s) = \frac{-5.885s^2 + 2.32e4s - 1.115e8}{s^3 + 3202s^2 + 1.134e6s + 2.913e8} \quad (9)$$

#### TF for FFR to DPR

$$H_{FFR}(s) = \frac{-20.39s^2 - 906.2s + 1.366e4}{s^3 + 416.4s^2 + 5.688e4s + 2.408e6} \quad (10)$$

$H_{BP}(s)$ 는 BPF 유량 섭동에 대한 DPR 선형 응답 전달함수이며  $H_{FFR}(s)$ 은 연료유량에 대한 DPR 선형 응답 전달함수로, 모두 3차 모델 구조로 근사화하였다. Fig. 4-7은 Eq. 9,10의 선형화 모델의 Bode plot 결과와 각 입력의 임의의 섭동에 대한 시뮬레이션 결과를 보여주고 있다. 여기서 Fig. 6와 Fig. 7의 BPF 유량 및 FFR의 경우 아음속 흡입구 흡입 유량으로 정규화 되었다.

Fig. 4를 통해 BPF 변화에 대한 DPR의 응답 특성은 대략 30 Hz 이상부터 그 크기가 빠르게 감소하는 것을 확인할 수 있다. 또한, 50 Hz 이상에서는 저주파수 대역의 응답크기 대비 절반 이하의 수준을 보이고 있는데, 이는 50 Hz 이상의 BPF 제어에 대한 반응성 및 유효성이 그만큼 감소함을 의미한다.

Fig. 5에서 FFR 구동 대역폭 이내의 관심영역(대략 10 Hz 이하구간)에서의 응답특성은 그 크기와 위상에서 단조감소 경향을 보이고 있는데, 이는 BPF와는 다르게 연료량 변화에 따른 빠른 시스템 응답을 기대하기 어렵다는 것을 보여준다. 결과적으로 FFR 제어기는 BPF 구동기 루프

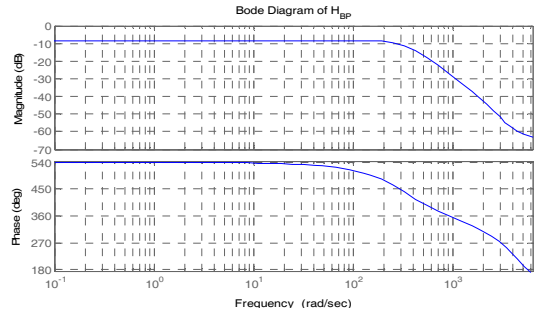


Fig. 4 Linear transfer function response for BPF to DPR.

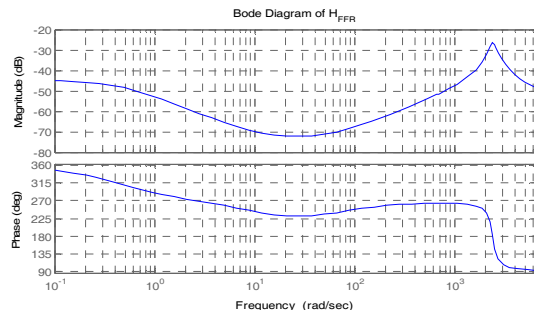


Fig. 5 Linear transfer function response for FFR to DPR.

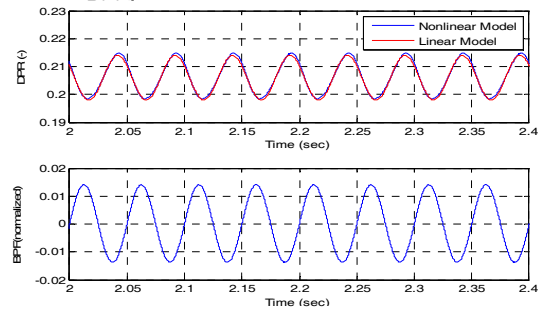


Fig. 6 Simulation verification of the linear transfer function for BPF to DPR.

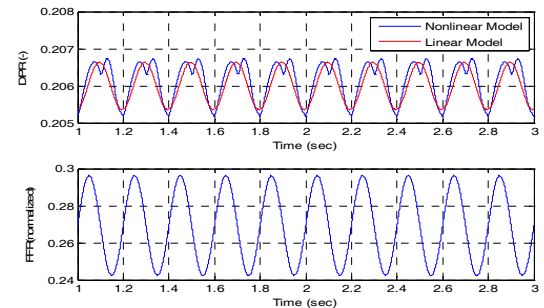


Fig. 7 Simulation verification of the linear transfer function for FFR to DPR.

후단에 위치하여 상대적으로 느리게 작동하도록 하는 Fig. 3 구조가 적절함을 의미한다.

Fig. 6,7은 선형화 모델 검증차원에서 BPF와 FFR에 대한 DCR 엔진 동적 모델(비선형 모델)과 선형화 모델을 통한 시뮬레이션 결과를 보여준다. 결과를 통해 선형화 모델은 모든 비선형 응답특성을 대변하진 못하지만 위상과 섭동 진폭 크기에서 잘 일치함을 확인할 수 있다.

### 3.3.3 제어기 이득 결정 및 안정성 분석

Eq. 9,10의 선형화 모델을 이용하여 Fig. 3에 제시된 제어루프의 제어이득을 결정에 따른 제어응답 특성을 분석할 수 있다. 임의의 제어루프 성능 요구조건(이득여유 3배이상, 위상여유 60도 이상)을 만족하는 제어 이득을 결정하였으며, 선정된 제어이득에 대한 시스템 개루프 및 폐루프의 주파수 응답특성을 도시하면 Fig. 8,9와 같다.

개루프 응답특성(Fig. 8)을 통해 제어루프의 이득여유 3.5배, 위상여유 94도(교차주파수인 38 Hz에서의 0.007초 시간지연여유와 등가) 수준의 안정성 여유가 있음을 확인할 수 있다. 시간지연여유 관련해서 Fig. 8의 응답크기 결과가 1~40 Hz 구간에서 편평하여(1~2 dB 수준) 이론적으로는 약간의 이득 하향 조정을 통해서 충분한 시지연여유를 확보할 수는 있을 것으로 판단된다. 하지만 실제 시스템의 응답특성 불확실성을 감안할 때, 제어시스템 설계 요구조건 도출을 위한 시지연여유는 0.007초 수준을 고려하는 것이 적절하다고 판단된다. 한편, 폐루프 응답특성(Fig. 9) 결과에서 시스템응답의 제어 대역폭은 최대 75 Hz 수준이며, 그 이상의 고주파영역의 흡입구 외란에 대해서는 해당 외란의 영향도를 고려한 DPR 목표 선정이 이루어져야 할 것으로 사료된다.

선형 모델을 통해 해석한 결과를 검증하기 위하여 DCR 엔진 동적 시뮬레이션 모델에 제어이득과 시간지연 특성을 적용하여 시뮬레이션을 수행하였고, 그 결과는 Fig. 10,11과 같다. 제어루프이득을 3.5배 증가시킨 시뮬레이션 결과(Fig. 10)와 제어루프 시간지연 0.007초를 고려한 시뮬레이션 결과(Fig. 11) 모두 제어 불안정성에 근접

한 결과를 보여주고 있으며, 이를 통해 선형모델을 통한 안정성 해석이 적절한 수단이었음을 확인할 수 있었다.

### 3.4 정상 제어 시뮬레이션 및 고찰

설계 제어기법 적절성을 확인하기 위하여 총 3가지 제어루프 이득조건 하에서 시뮬레이션을 수행하였다. 기 설계 제어루프 적용의 경우(design1), 기 설계 제어루프 대비 루프이득 2배의 경우(design2), 그리고 기 설계 제어루프 대비 루프이득 0.5배의 경우(design3)로 구분하여 시뮬레이션 하였으며, 그 결과는 Fig. 12와 같다.

모든 시뮬레이션에서 제어 목표 DPR 명령 값은 시뮬레이션 초기 조건보다 낮게 설정되어 계단명령으로 인가되었으며, 제어기는 시뮬레이션 1초 시점부터 작동하도록 설정하였다. 시뮬레이션 결과, 모든 경우에 대해서 안정적인 제어 결과를 획득하였으며, 제어목표달성을 위한 제어응답 거동특성 또한 유사함을 확인하였다. 먼저, 낮은 DPR 명령을 추종하기 위해 bypass 유량이 일시적으로 늘어났으며, 연료 공급량은 반대로

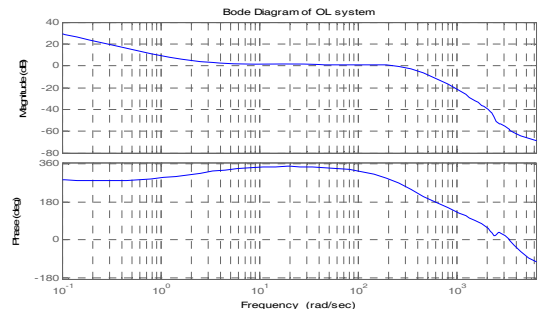


Fig. 8 Open loop characteristics of DPR controller.

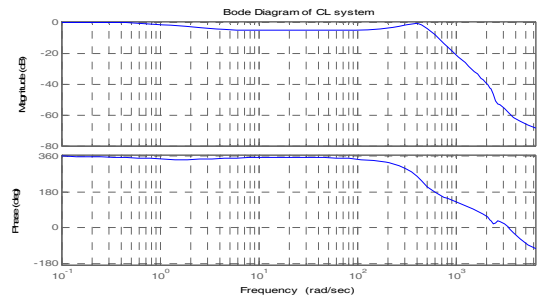


Fig. 9 Closed loop characteristics of DPR controller.

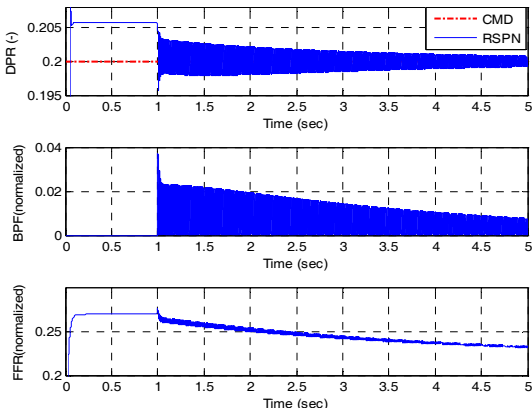


Fig. 10 Closed loop simulation results for gain stability with 3.5 times gain scaling.

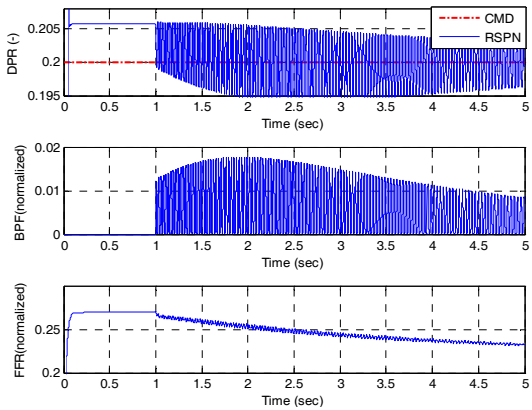


Fig. 11 Closed loop simulation results for phase stability with 0.007 sec delay.

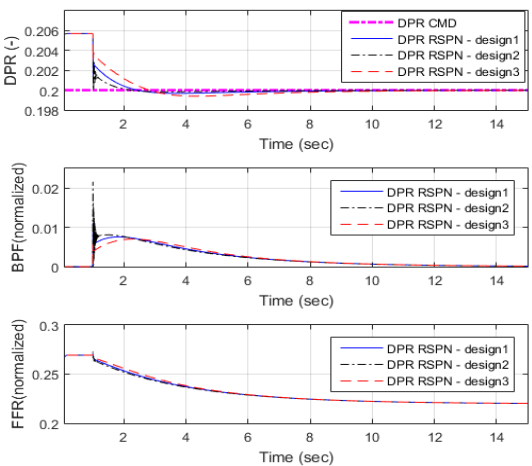


Fig. 12 Simulation results with various control loop gains.

Table 2. Loop gain parametric study results.

	design1	design2	design3
Loop gain	1.0	2.0	0.5
GM (-)	3.47	1.74	6.96
PM (deg)	93.94	28.44	124.87
TDM (sec)	0.007	0.001	1.325
ST (sec)	9.53	7.27	11.78
OS(%)	0.63	0.32	1.20

감소하여 당량비가 bypass 유량으로 인해 크게 상승하는 것을 억제하였다. 이후 연료량 명령 및 bypass 유량이 지속적으로 감소하여, 최종적으로, bypass 유량은 0으로 수렴하고, 연료 공급량은 초기 대비 감소 상태에서 유지됨으로써 제어 기법 설계의도를 잘 추종하는 것을 확인할 수 있다.

제어루프 이득 변경에 따른 제어시스템 안정성 및 성능지표를 Table 2와 같이 정리하였다. GM(이득여유, Gain Margin), PM(위상여유, Phase Margin), TDM(시지연여유, Time Delay Margin)은 제어시스템 안정성에 관련된 요소이며, ST(정상상태 도달 시간, Settling Time)와 OS(과잉추종율, Over Shoot)는 제어성능 대표 요소로써 나타내었다. 여기서 정상상태 도달 시간은 계단식 제어명령의  $\pm 1\%$  이내의 수렴 추종 결과 획득에 소요되는 시간으로 정의하였다. 결과를 통해 제어이득을 높이는 것은 정상상태 도달 시간을 단축하고, 과잉추종율을 낮추는 장점이 있었지만 제어 초기에 제어응답 진동이 발생하는 등 제어 안정성 여유가(이득여유 및 시지연여유)가 현저히 작아짐을 확인할 수 있다. 반면, 제어이득을 낮추는 것은 3.3.3절에서 언급한 것과 같이 충분한 시간지연여유를 확보할 수 있는 방법으로 적절하지만 정상상태 도달 시간 및 과잉추종률 등 제어성능이 떨어지는 것을 감수해야 한다. 상기의 고찰을 통해 기 설계된 제어루프는 제어안정성과 제어성능 관점에서 절충되어 있음을 확인할 수 있다.

추가적으로, DCR 운용관점에서 본 연구에서 설계된 제어루프의 제어응답속도의 적합성을 고



찰하기 위해 비행동특성과의 연계성을 살펴보았다. 비행동특성 주파수가 내부유동 제어동특성 주파수와 인접해 있으면, 불안정성 증폭의 위험성이 있으며 설계된 제어루프 성능을 기대하기 어렵게 된다. 특히 흡입구 유동 조건과 직접적인 관계가 있는 비행속도 및 고도의 비행제어 루프와 흡입구 유동 제어루프는 구별되는 응답특성을 가지도록 설계되어야 할 필요성이 있다. 일반적으로 비행체 속도 및 고도의 제어응답속도는 고도가 높아지거나 속도가 낮아지면 감소하게 되는데, 참고문헌 [16]을 통한 극초음속비행(마하수 8, 고도 25 km)에서의 비행속도 및 고도 응답특성의 경우 본 연구에서 고려하고 있는 설계 비행조건인 마하수 6, 고도 20 km와 유사한 비행동특성을 기대할 수 있다. 참고문헌 [16]의 비행속도 및 고도 제어 성능을 바탕으로 1차 지연 응답 시상수가 30~40초 수준임을 알 수 있는데, Table 2의 정상상태 도달 시간을 통해서 추정 가능한 1차 지연 응답 시상수가 2~3초 수준임을 감안한다면 본 연구에서 설계된 제어루프는 상기 비행동특성 대비 10~20배 빠른 수준이다. 따라서, 본 연구에서 설계된 제어루프 동특성은 비행체 외부루프와의 결합특성이 크지 않을 것으로 유추할 수 있고, 해당 조건에서 설계된 제어루프의 기능이 왜곡되지 않고 구현될 수 있을 것으로 판단된다.

#### 4. 결 론

본 연구에서는 이중연소 램제트 엔진의 램 흡입구 제어기법을 설계하였다. 고정된 설계 비행조건 하에서 내부 유동의 거동 동특성을 고려한 제어기법 설계를 수행하였으며, 제어기법 설계를 위한 단계별 과정을 소개하였다. 설계된 제어기법은 해석적인 방법과 제어기법 적용 시뮬레이션 결과 검토를 통해 설계 적절성을 검토하였으며, 비행동특성과의 연계를 고려한 제어기법 활용성에 대해서도 고찰하였다.

램제트 연소기용 흡입구의 제어기법 설계를 위해 외란에 대한 흡입구 유동 응답특성을 검토

하였으며, 그 결과 고려되는 램제트 연소기용 흡입구 모델은 매우 넓은 충격과 응답특성으로 인해 가능한 한 높은 주파수 영역까지 구동할 수 있는 제어수단이 필요함을 알 수 있었다. 이를 위해 램제트 연소기용 흡입구 종말 충격과 후단의 BPF 유량과 아음속 연소기 연료량을 제어입력으로 하는 흡입구 압력비(DPR) 제어기법을 고려하였다. DPR 제어 구조는 DPR 제어를 위한 BPF 제어기와 BPF 제어에 따른 시스템 안정화를 위한 연료량 보상기로 구성하였으며, 각각 PI 선형 제어기 구조로 설계되었다. 선형 제어기 이득 결정 및 제어시스템 안정성을 평가하기 위해 BPF 유량 및 연료공급 입력에 대한 DPR 응답특성을 DCR 동적 모델 기반의 sine sweep test를 통해 선형 근사화 하였으며, 획득된 선형화 모델을 이용하여 제어이득 선정에 따른 제어응답 특성 및 안정성을 추정하였다. 최종적으로 DCR 동적 모델 기반의 비선형 시뮬레이션을 통해 제어루프 안정성을 검증하였으며, 정상 제어 시뮬레이션을 통해 제어기법 설계 의도가 잘 반영되었음을 확인하였다.

한편, 제안된 제어기법은 고마하수/고고도에서의 속도 및 고도에 대한 비행동특성을 고려할 때 적용가능 수준의 제어동특성을 보이고 있음을 간접적으로 확인하였다. 따라서, 비행동역학과의 연계를 고려한 비행체 통합 제어기법 설계시, 본 연구에서 제안된 제어기법이 통합 제어시스템 내부루프로써 활용될 수 있을 것으로 판단된다.

#### References

1. Billing, F.S., Waltrup, P.J. and Stockbridge, R.D., "Integral-Rocket Dual-Combustion Ramjet: A New Propulsion Concept," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 17, No. 5, pp. 416-424, 1980.
2. Waltrup, P. J., "Combustor/Inlet Interactions and Modeling of Hypersonic Dual Combustion Ramjet Engines," *The*

- Johns Hopkins University Applied Physics Laboratory AFOSR-MIPR-83-00005, 1983.
3. Hutzler, J.R., "Scramjet Isolator Modeling and Control," Ph.D. Dissertation, Graduate School of Engineering and Management, Air Force Institute of Technology, O.H., U.S.A., 2011.
  4. Zinnecker, A.M., "Modeling for Control Design of an Axisymmetric Scramjet Engine Isolator," Ph.D. Dissertation, Graduate Program in Electrical and Computer Engineering, The Ohio State University, O.H., U.S.A., 2012.
  5. Chang, J., Li, N., Xu, K., Bao, W., and Yu, D., "Recent Research Progress on Unstart Mechanism, Detection and Control of Hypersonic Inlet," *Progress in Aerospace Sciences*, Vol. 89, pp. 1-22, 2017.
  6. Cole, G.L., Neiner, G.H., and Wallhagen, R.E., "Coupled Supersonic Inlet Engine Control using Overboard Bypass Doors and Engine Speed to Control Normal Shock Position," NASA TN D-6019, 1970.
  7. Ahsun, U., Merchant, A., Paduano, J.D., and Drela, M., "Design of a Near-Isentropic Supersonic Inlet Using Active Control," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 21, No. 2, pp. 292-299, 2005.
  8. MacMartin, D.G., "Dynamics and Control of Shock Motion in a Near-Isentropic Inlet," *Journal of Aircraft*, Vol. 41, No. 4, pp. 846-853, 2004.
  9. Kopasakis, G. and Connolly, J.W., "Shock Positioning Controls Design for a Supersonic Inlet," NASA TM 2010-216074, 2010.
  10. Park, J., Park, I., Seo, B., Sung, H., Ananthkrishnan, N., and Tahk, M., "Optimal Terminal Shock Position Under Disturbances for Ramjet Supercritical Operation," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 29, No. 1, pp. 238-248, 2013.
  11. Connolly, J.W., Kopasakis, G., Paxson, D.E., Stuber, E., and Woolwine, K., "Nonlinear Dynamic Modeling and Controls Development for Supersonic Propulsion System Research," *47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, San Diego C.A., U.S.A., AIAA 2011-5635, Aug. 2011.
  12. Anderson, J.T., "How Supersonic Inlets Work: Details of the Geometry and Operation of the SR-71 Mixed Compression Inlet," Lockheed Martin Skunk Works, 2013.
  13. Wadwankar, N., Kandasamy, G., Ananthkrishnan, N., Park, I. and Hwang, K., "Dual Combustor Ramjet Engine Dynamics Modeling and Simulation for Design Analysis," *Part G: Journal of Aerospace Engineering*, Vol. 0, No. 0, pp. 1-16, 2018.
  14. Varner, M.O., Martindale, W.R., Phares, W.J., Kneile, K.R., and Adams, J.C., "Large Perturbation Flow Field Analysis and Simulation for Supersonic Inlets," NASA CR 174676, 1984.
  15. MacIsaac, B., and Langton, R., *Gas Turbine Propulsion System*, John Wily & Sons Ltd., Chichester, West Sussex, United Kingdom, 2011.
  16. Gregory, I.M, Chowdhry, R.S., McMin, J.D., and Shaughnessy, J.D., "Hypersonic Vehicle Model and Control Law Development Using  $H_\infty$  and  $\mu$  Synthesis," NASA TM-4562, 1994.