

Research Paper

DOI: <http://dx.doi.org/10.6108/KSPE.2014.18.2.027>

넓은 마하수 영역에서의 초음속 흡입구 버즈마진 제어기법

박익수^{a,*} · 박정우^a · 이창혁^b · 황기영^a

Buzz Margin Control for Supersonic Intake Operating over Wide Range of Mach Number

Iksoo Park^{a,*} · Jungwoo Park^a · Changhyuck Lee^b · Kiyong Hwang^a

^aAdvanced Propulsion Technology Center, Agency for Defence Development, Korea

^bAnt-ship Missile Systems Department, Agency for Defence Development, Korea

*Corresponding author. E-mail: ispak@add.re.kr

ABSTRACT

Buzz margin scheduling and control technique which are suitable to regulate stable and high pressure air in wide range of Mach number are suggested for fixed geometry of a supersonic intake. From the analysis of preceding study, most effective control variable is induced and scheduling law is newly suggested in a real application point of view. The appropriateness of the control law in wide range of Mach number is addressed by numerical simulation of controlled propulsion system. Also, the simulation for stabilization and tracking performances of the controller are studied to investigate the phenomena under flight maneuver and disturbances.

초 록

넓은 비행마하수와 받음각 기동 조건에서 고정된 형상을 가지는 초음속 흡입구에 안정되고 높은 압축비의 공기를 공급할 수 있는 제어기법을 제안하였다. 다양한 선행연구 결과 분석을 통하여 가장 현실적으로 적용하기에 용이한 제어변수를 도출하였고, 이를 비행조건에서 스케줄링 하여 사용할 수 있는 방법을 제시하였다. 제안된 스케줄링 및 흡입구 전압력 회복을 제어기를 추진기관 모델과 결합하여 시뮬레이션 함으로써 다른 제어변수에 비해 광범위한 비행영역에서 운용하기에 적합한 방법임을 보였다. 아울러 다양한 비행 조건에서의 제어기의 안정화 및 추종 성능을 시뮬레이션 함으로써 엔진의 동적 특성과 비행 기동역학 및 외란에 의해 나타나는 특성에 대해 살펴보았다.

Key Words: Supersonic Intake(초음속 흡입구), Engine Control(엔진제어), Buzz Margin(버즈마진)

Received 10 December 2013 / Revised 3 March 2014 / Accepted 10 March 2014

Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers

pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548 / <http://journal.kspe.org>

[이 논문은 한국추진공학회 2013년도 추계학술대회(2013. 12. 4-5, 경주 현대호텔) 발표논문을 심사하여 수정·보완한 것임.]

1. 서 론

일반적으로 고정된 형상을 갖는 초음속 흡입

구는 비행체의 설계점에서 최적의 압축효율 및 안정성을 확보할 수 있도록 설계된다. 설계점 이외의 넓은 비행영역에서 운용해야 하는 초음속 공기 흡입구의 경우에는 탈 설계점에서의 마하수 및 받음각 조건에서 압축 성능이 저하될과 동시에 흡입구 불안정성을 발생시키는 문제를 동반하게 된다. 이러한 문제점을 해결하기 위하여 가변형상 흡입구를 이용하여 비행조건에 적합한 형태로 형상을 변경하는 방법[1], 유동 불안정기 및 빨아내기와 같은 능동 제어방식을 이용하여 국소 유동을 제어함으로써 손실을 최소화하는 방법[2] 등이 연구되어 왔다. 하지만 이러한 구조를 적용하기 위해서는 구동장치와 같은 부가적인 장치가 필요하기 때문에 상대적으로 공간 활용도가 유리한 항공기를 중심으로 하여 제한적으로 사용되어 왔다.

현대의 초음속 비행체는 아음속으로부터 초음속까지 더 나아가 극초음속까지 운용해야 하는 형태로 기술이 발전하고 있는데, 이를 가능하게 하기 위해서는 고체 부스터로부터 램, 스크램제트 엔진에 이르기까지의 여러 종류의 추진기관을 순차적으로 운용하거나, 복합 사이클 엔진과 같은 형상을 사용해야 한다. 두 가지 경우 모두 목표하는 비행마하수가 높아질수록 각 추진기관별 또는 하나의 사이클에서 분담해야 하는 비행 영역은 매우 넓어지게 된다. 따라서 넓은 비행마하수를 확보하기 위하여 적절한 압축 공기를 안정적으로 공급 가능하게 하는 흡입구의 형상 설계, 능동 제어기법 그리고 이를 가능하게 하는 고속의 정밀 구동장치 기술에 관한 연구는 기술적으로 매우 중요한 분야이다.

본 논문에서는 공간 활용도가 충분하지 않아 가변형상 흡입구를 쉽게 적용할 수 없는 조건에서 넓은 비행 마하수 영역에서 안정적이고 높은 압축효율을 획득할 수 있는 방안을 제어기법 관점에서 제안하였다. 먼저 흡입구를 제어하기 위한 다양한 선행 연구결과를 제어 목적변수를 중심으로 살펴보았다. 분석한 선행 연구결과를 토대로 하여 현실적인 적용 관점에서 장단점을 분석하였고, 광범위한 마하수 영역에서 적절한 제어구조를 도출하였다. 이를 기반으로 하여 비행

영역에 적절한 스케줄링 기법과 제어를 설계하였고 연구용 엔진에 적용하여 수치 시뮬레이션을 수행하였다. 시뮬레이션 결과 흡입 유량 및 균질도와 같은 유동적 관점에서의 문제가 발생하지 않는다면 요구되는 마하수 영역에서 높은 압축효율 및 안정적인 스케줄링 결과를 획득할 수 있음과 동시에 제어 가능할 것으로 판단된다.

2. 선행연구 결과검토

2.1 제어기법의 유형

초음속 흡입구의 압축유동을 제어하는 방법은 구동장치의 주파수 대역폭을 고려하여 적절한 수준의 안전 여유를 가진 아임계 조건에서의 운용이 가장 현실적인 접근 방법으로 알려져 있다 [3]. 이러한 접근방법을 구현하기 위해서는 어떠한 측정변수와 구동장치를 이용하여 제어 시스템을 구성해야 할 것인지 살펴보아야 하는데, 넓은 비행 영역을 운용하는 관점에서의 구동장치의 특성은 제어기법과 다소 무관하기 때문에 본 연구에서는 제어해야 할 변수를 중심으로 선행 연구 사례를 분석하였다.

2.1.1 종말 충격과 위치제어

흡입구 종말 충격과 위치 제어기법은 확대부를 가지는 아음속 디퓨저에서 종말 충격과가 평형조건에서 안정하다는 수학적 배경[4]과 종말 충격과의 위치가 흡입구의 성능과 비례한다는 특성으로부터 출발한다[5]. 이러한 특성으로 인해 종말 충격과 위치 제어는 직관적으로 이해하기 쉬우며, 제어 명령의 결정 그리고 제어 구동장치를 포함한 귀환 루프를 구성하는 것이 다른 변수를 제어하는 방법에 비해 비교적 간단하였다[6,7]. 그러나 Fig. 1과 같이 충격과 위치제어를 수행할 경우에는 비행 마하수가 증가할수록 디퓨저 압력비율(Diffuser pressure ratio, 자유흐름 정압력 대비 디퓨저의 전압력)이 등 전압력 회복율(Equivalent pressure recovery)보다 점점 더 낮아지는 특성을 갖는다. 이러한 이유는 종말 충격과의 위치가 고정되어 있는 상태에서 비행 마

하수가 변하게 되면 충격파의 강도에 따른 최대 전압력과 운용중인 아임계 조건에서의 전압력 회복율이 마하수에 따라 동일하게 비례하여 변하지 않기 때문이다. 따라서 설계점에서의 목표 종말 충격파 위치는 탈 설계점에서 높은 압축효율을 획득하기 어렵게 한다. 이를 극복하기 위해 종말 충격파 위치를 마하수에 따라 계획하여 사용할 수도 있지만, 종말 충격파 위치를 안정적으로 측정하기 어렵기 때문에 현실적인 구현이 어렵다. 더구나 종말 충격파의 위치를 측정하기 위한 센서의 응답 특성이 마하수, 자유흐름 정압력 그리고 받음각(AoA, Angle of Attack) 조건에 따라 고차의 비선형 출력을 보이고, 복잡한 측정 시스템을 구비해야한다[8]. 동적인 관점에서 살펴보면, 흡입구 전방에 센서를 설치해야하기 때문에 연소기 또는 흡입구 출구 근방에 위치한 제어 입력에 대해 비교적 큰 명령응답 지연을 가지게 되고, 설계점 이외의 마하수 영역이나 높은 받음각에서는 유동박리와 같은 현상에 의해 큰 측정 잡음을 가질 가능성이 높다[9].

2.1.2 디퓨저 출구 마하수 제어

비행 마하수 변화에 따른 아음속 디퓨저에서의 마하수는 Fig. 2에서와 같이 아임계, 초임계 조건에 무관하게 엔진 연료유량(흡입구 출구 정압력) 증가에 따라 단조 감소한다는 특성을 가지고 있다. 따라서 아음속 디퓨저의 마하수를 제어 변수로 사용하면 전압력을 제어변수로 사용할 경우와 같이 초임계 및 아임계 조건을 구분하여 제어기법을 설계해야 할 필요가 없다[10,11]. 아울러 Fig. 3과 같이 비행 마하수에 따라 아음속 디퓨저 출구에서의 마하수가 단조 감소하고, 자유흐름 정압력 대비 출구의 전압력비 또한 단조 증가하는 특성을 가지고 있다. 따라서 이 특성을 이용하면 원하는 전압력 회복율을 비행조건에 따라 쉽게 계획하여 사용할 수 있는 장점이 있다. 동적인 관점에서 아음속 디퓨저 출구에 설치한 마하수 센서는 여러 가지 앞서 언급한 종류의 제어 입력장치로부터 근거리에서 위치하여 상대적으로 작은 명령응답 지연을 갖는 시스템을 구성할 수 있다. 그러나 넓은 마하수에서 비행하

더라도 디퓨저 출구의 마하수는 낮은 범위에서 변동하기 때문에 다른 변수를 제어하였을 경우와 등가의 제어 정확도를 획득하기 위해서는 높은 정밀도를 갖는 마하수 측정 센서를 사용해야 한다. 더구나 아음속의 덕트 내부 유동장에서 높은 정확도를 가진 마하수를 측정한다는 것은 쉽지 않은 것으로 알려져 있다.

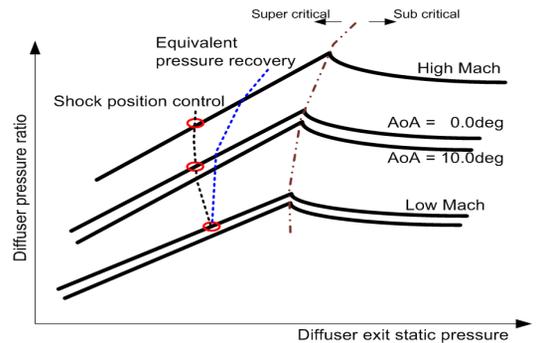


Fig. 1 Diffuser pressure ratio under various flight mach numbers and AoA.

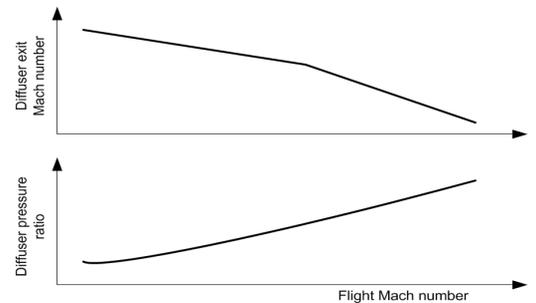


Fig. 2 Diffuser exit mach number and pressure ratio.

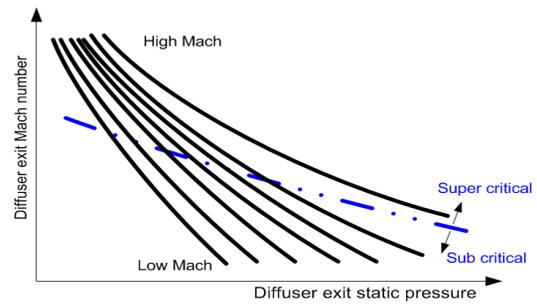


Fig. 3 Diffuser exit mach number under subcritical and supercritical condition.

2.1.3 디퓨저 출구 전압력 제어

흡입구 출구 전압력은 흡입구 압축 성능을 나타내는 전압력 회복율의 직접적인 매개변수로써 이 변수를 제어하게 되면 상기에서 언급한 두 가지의 간접적인 변수를 제어함으로써 발생하는 제어오차를 최소화 할 수 있다. 이는 제어시스템을 개발하는 과정에서도 다양한 시험평가와 연계하여 가장 측정하기 쉬우면서 그 성능을 동등하게 비교하기 쉽다는 의미로 해석될 수 있다. 아울러 전압력은 마하수나 충격파 위치에 비해 물리량의 변화 폭이 넓고 비교적 정확한 값을 획득할 수 있으며, 적절한 비행 마하수와 받음각과 같은 비행정보를 이용하게 되면 원하는 전압력 회복율을 넓은 비행 마하수에서 자유롭게 계획하여 사용할 수 있다. 이러한 장점에 비하여 아음속 디퓨저 출구의 압력 회복율 응답은 Fig. 1과 같이 초임계와 아음계 영역의 압력특성이 제어입력에 따라 서로 다른 응답특성을 보이고 있어 제어기법의 설계가 다소 복잡해질 수 있다. 따라서 마하수를 제어변수로 사용하는 방법과 다르게 디퓨저가 어떠한 영역(초임계 또는 아음계)에서 운용되고 있는지에 대한 별도의 정보가 필요할 수 있다.

2.2 제어특성 비교 및 검토

흡입구의 압축유동을 제어하는 전형적인 세 가지 방법을 제어변수 관점에서 살펴보았다. 각각의 방법은 Table 1과 같이 제어 명령에 따른 제어 변수의 응답특성, 측정 정확도, 센서 시스템의 복잡한 정도, 제어 구동장치 명령에 따른 센서의 응답속도, 넓은 마하수 영역에서의 스케줄링 가능성 그리고 제어성능 해석의 용이성에 따라 서로 상이한 특성을 보인다.

검토결과 넓은 비행 마하수 영역에서의 제어는 스케줄링 특성이 용이한 제어변수를 사용하는 것이 유리한데 이러한 관점에서는 마하수와 전압력 회복율 제어가 적절한 것으로 판단된다. 아울러 명령 응답특성의 복잡함으로 인해 제어기법의 설계가 다소 복잡해질 수 있다는 점을 제외하면 디퓨저 전압력을 이용한 제어기법이 가장 유용한 제어 기법임을 알 수 있다.

Table 1. Characteristics of control variables for buzz margin control.

Performance index	Shock position	Diffuser Mach	Diffuser Pressure
Command response	Simple	Simple	Complex
Measurement accuracy	Medium	Low	High
Sensor system	Complex	Complex	Simple
Command response time	Slow	Fast	Fast
Scheduling characteristics	Bad	Good	Good
Control performance	Allowable	Allowable	Good

3. 제어기법 설계 및 해석

3.1 시뮬레이션 모델

엔진 시뮬레이션 모델은 참고문헌[5]를 기반으로 하여 흡입구의 최대 전압력 회복율과 유량계수로 구성된 정적 데이터 테이블을 추가하고 종말 충격파와 위치 이외에도 흡입구 출구의 전압력을 계산하여 센서 출력 값으로 사용할 수 있도록 변경하였다. 이러한 모델 구조를 이용하면 풍동시험결과를 쉽게 이용할 수 있고, 최대 전압력 회복율을 알고 있기 때문에 버즈마진을 쉽게 계산할 수 있다는 장점이 있다.

흡입구의 전압력을 제어하기 위해서는 연료 유량과 노즐목 모두를 제어입력으로 사용할 수 있지만, 본 연구에서는 문제를 간단하게 하기 위하여 가변 노즐목을 제어 입력수단으로 사용하였다.

3.2 제어기법 설계

전형적인 흡입구의 최대 전압력 회복율(ν_{max})은 Fig. 4와 같이 비행 마하수와 받음각에 의한 함수로 표현할 수 있는데, 비행 마하수가 증가할수록 충격파의 강도가 강해짐에 따라 압력 손실이 증가하여 최대 전압력 회복율이 감소하고, 받음각이 증가할수록 유동 박리와 같은 특성으로 인하여 추가손실을 발생시킨다.

제어구조의 설계는 최대 전압력 회복율을 풍동시험과 같은 과정을 통하여 미리 알고 있다고

가정하고 출발한다. 이 데이터를 이용하면 비행 중 측정하는 비행 마하수와 받음각 정보를 이용하여 역으로 흡입구를 통해 획득할 수 있는 최대 전압력 회복율을 추정할 수 있게 되므로, 설계자에 의해 결정한 버즈마진(B_m)을 적용하면 Eq. 1을 이용하여 명령 전압력 회복율(ν_{cmd})을 결정할 수 있다. Fig. 4의 ν_{cmd} 는 받음각 0도에 대해 20%의 버즈마진을 적용한 결과이다.

$$\nu_{cmd} = (1 - B_m) \nu_{max} \tag{1}$$

명령 전압력 회복율은 비행 중 획득 가능한 참조 데이터(P_{ref})와 결합하여 흡입구에서의 명령 전압력(P_{cmd})으로 변환할 수 있고, 이 명령 값을 흡입구 출구에서의 측정 전압력(P_{rep})과 결합하여 Eq. 2와 같이 오차(err)를 정의할 수 있으므로 이를 최소화하기 위한 제어루프를 Fig. 5와 같이 구성할 수 있다.

$$err = P_{cmd} - P_{rep} \tag{2}$$

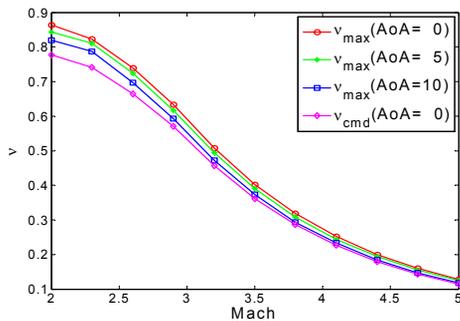


Fig. 4 Max. total pressure recovery ratio of typical air intake about mach and AoA.

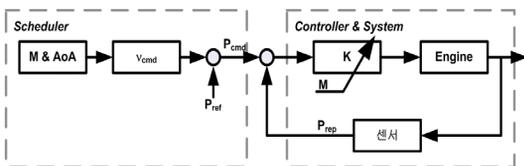


Fig. 5 Control structure for diffuser total pressure ratio control of supersonic intake.

마하수 및 받음각 정보는 참고문헌[12]에서와 같이 실시간으로 추정가능하다고 가정하였고 제어기(K)는 비례 적분 제어기(Proportional Integral, PI)를 비행 마하수에 따라 이득 계획기법을 적용하여 설계하였다.

3.3 모의 수치해석

시뮬레이션은 Table 2와 같이 고정된 비행조건(Fixed flight condition)과 두 가지의 기동조건(Maneuver condition)으로 나누어 제어명령 안정화 및 추종성능을 살펴보았다. 두 가지의 기동조건은 비행 마하수만을 변화시켰을 경우에 스케줄러와 제어기의 성능이 모두 정상적으로 작동하는지 확인하기 위해 수행하였고, 두 번째의 기동조건에서는 비행 마하수, 받음각, 연료 섭동과 아울러 버즈마진이 계획되는 경우를 모의하였다.

Fig. 6, 7은 고정된 비행조건에 대한 시뮬레이션 결과로써 비행 초기 트림조건에서 정규화한 연료 유량(Gf)을 0.5초에 10% 증가시켜 인가하였을 경우 버즈마진의 안정화 성능을 살펴본 결과이다. Fig. 6와 같이 인위적으로 인가한 연료 섭동에 대해 흡입구 출구 전압력(P_{rep})이 증가하게 되고 버즈마진(Bm)은 10% 이하로 감소한다. 이 섭동으로 인해 버즈마진 제어기는 정규화 한 노출목 크기(At)가 증가하는 제어명령(command)을 발생시키고 노즐 동역학에 의해 시간 지연을 갖는 응답(response)을 보였다. 이러한 제어기 작동으로 인하여 Fig. 7에서와 같이 정규화 한 흡입구 전압력(P_r)은 명령 전압력으로 1.5초 이내로 안정화 되고 목표 버즈마진 또한 10%로 안정화 되는 결과를 보였다. 이는 제어기가 고정된

Table 2. Simulation condition for total pressure control.

Conditions	Flight Mach	AoA (deg)	Buzz margin
Fixed flight condition	2.0	0.0	10%
Maneuver condition 1	2.0→4.0	0.0	10%
Maneuver condition 2	2.0→4.0	0.0→5.0	Variable

비행조건에서 버즈마진 안정화를 위해 정상적인 작동을 하고 있다는 것을 의미하기 때문에 전압력 스케줄러와 결합한 기동조건에 대한 시뮬레이션을 추가 수행하였다.

Fig. 8-10은 비행기동 조건 1에서의 버즈마진 제어성능을 시뮬레이션 한 결과이다. Fig. 8은 비행 마하수와 받음각으로 비행시간 40초간 마하수를 2에서 4까지 비행역학 특성을 고려하지 않고 인위적으로 급격히 증가시켰다. 이렇게 인위적으로 비행조건을 설정한 이유는 보다 과도한 조건에서의 버즈마진 제어 성능을 살펴보기 위해 선정된 것이다. 아울러 적당한 비행마하와 고도에 필요한 연료를 Fig. 9와 같이 공급하였고 버즈마진 제어기는 노즐목을 점진적으로 감소시키는 명령을 발생시켰다. 비행 마하수가 증가해 감에 따라 버즈마진 10%를 달성하기 위한 정규화 한 명령 전압력 대비 응답은 Fig. 10과 같이 나타났고 이에 따른 버즈마진은 초기의 트림조건에서 마하수 증가에 의해 11%까지 급격히 증가한 이후 목표 버즈마진을 잘 추종하고 있는 결과를 보였다.

Fig. 11-13은 비행기동 조건 2에서의 버즈마진 추종성능을 시뮬레이션 한 결과로써 비행기동 조건 1에 비하여 받음각 변화, 미리 계획된 버즈마진 적용 그리고 대기 외란을 모의하였다. 대기 외란은 참고문헌[13]에 있는 약 난류(Light turbulence) 조건에 대해 고도 증가효과를 고려하였고, 버즈마진의 추종성능을 살펴보기 위하여 10%의 버즈마진으로부터 마하수가 증가할수록 8%로 낮아지는 계획 조건에 대해 시뮬레이션 하였다.

Fig. 11은 비행 마하수와 기동에 의한 받음각 변화를 도시한 것이다. 기동조건 1과 같은 방법으로 적당한 비행마하와 고도에 필요한 연료를 Fig. 12와 같이 공급하였고 버즈마진 제어기는 노즐목을 점진적으로 감소시키는 명령을 발생시켰다. 제어성능은 Fig. 13과 같이 제어 대역폭 범위에서 저주파 대기외란에 대해 적절한 제어를 수행하고 고주파 외란에 둔감한 성능을 보여 목표 버즈마진을 잘 추종하고 있음을 알 수 있다.

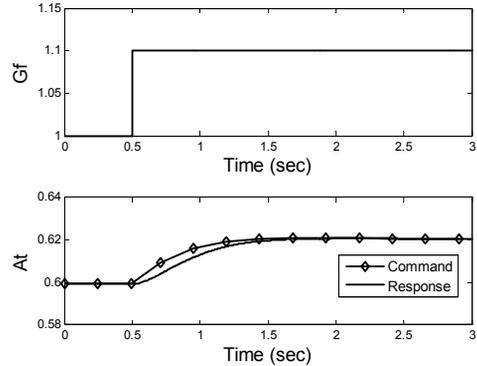


Fig. 6 Normalized fuel flow rate (up) and nozzle throat area (down) for fixed flight condition.

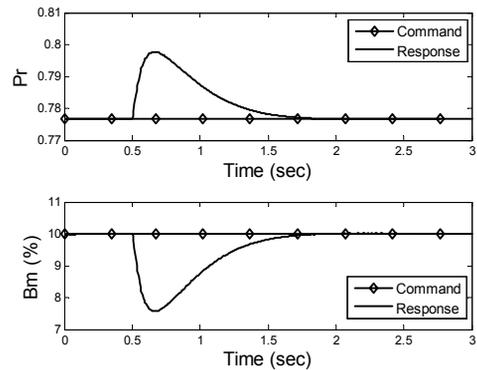


Fig. 7 Normalized diffuser total pressure (up) and buzz margin (down) for fixed flight condition.

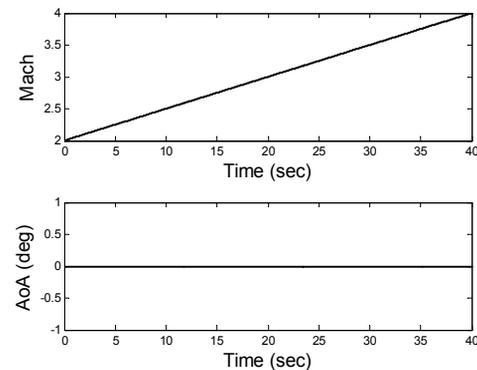


Fig. 8 Flight mach (up) and aoa (down) for maneuver condition 1.

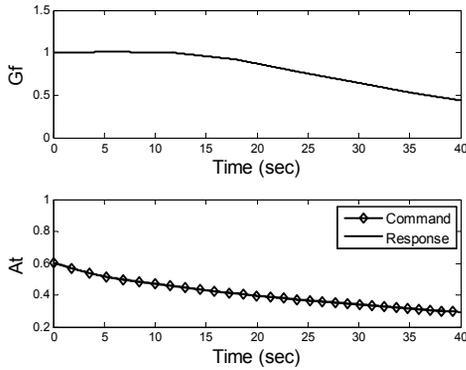


Fig. 9 Normalized fuel flow rate (up) and nozzle throat area (down) for maneuver condition 1.

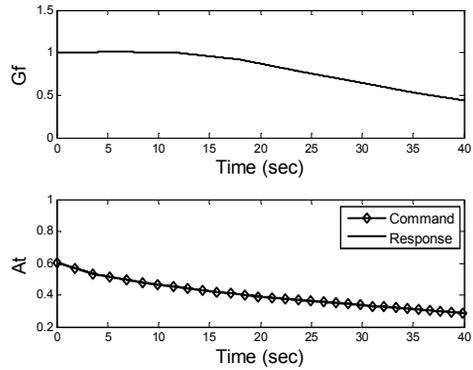


Fig. 12 Normalized fuel flow rate (up) and nozzle throat area (down) for maneuver condition 2.

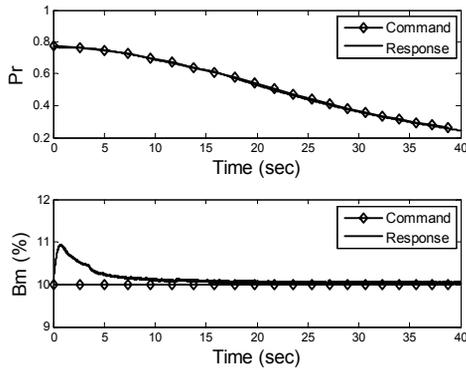


Fig. 10 Normalized diffuser total pressure (up) and buzz margin (down) for maneuver condition 1.

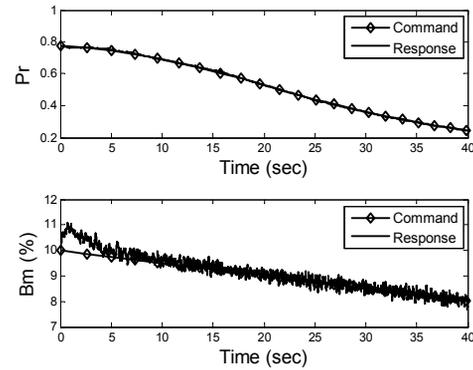


Fig. 13 Normalized diffuser total pressure (up) and buzz margin (down) for maneuver condition 2.

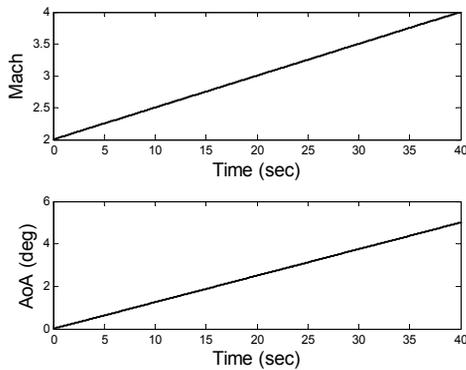


Fig. 11 Flight mach (up) and aoa (down) for maneuver condition 2.

4. 결 론

광범위한 마하수 영역에서 버즈마진을 제어하기 위한 적절한 제어변수와 계획기법을 제안하였다. 제어기법의 타당성을 검증하기 위하여 수행한 수치 시뮬레이션 결과 10%의 연료 외란에 대해 2.5%의 오차를 갖는 버즈마진 안정화 성능과, 비행 마하수 및 받음각 변화 조건에서도 비행 초기구간에서 1%의 버즈마진 제어오차를 갖는 높은 추종성능을 확인하였다. 외란에 대한 제어 강인성을 확인하고자 수행한 버즈마진 추종 시뮬레이션 결과는 낮은 비행 마하로부터 높은

비행 마하수까지 전 영역에서 1% 이내의 높은 제어 정확도와 강인한 제어성능을 보였다.

References

1. Hui, O.Y., Zhu, Z.I. and Min, C., "Conceptual Design of Geometry-Variable Hypersonic Intake for TBCC," *44th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Hartford, CT, U.S.A., Jul. 21-23, 2008.*
2. Guido, K. and Christoph, B., "Air Intake Development for Supersonic Missiles," *44th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Hartford, CT, U.S.A., Jul. 21-23, 2008.*
3. Park, J.W., Park, I.S., Seo, B.G., Sung, H.G., Ananthkrishinan, N. and Tahk, M.J., "Optimal Terminal Shock Position Under Disturbances for Ramjet Supercritical Operation," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 29, No. 1, pp. 238-248, 2013.
4. Herbert, G. H., "Analysis of Shock Motion in Ducts during Disturbances in Downstream Pressure," *NASA TN-4090, 1957.*
5. Park, I.S., Kim, S.K., Yeom, H.W., Sung, H.G., Park, J.W. and Tahk, M.J., "Control-Oriented Model for Intake Shock Position Dynamics in Ramjet Engine," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 27, No. 2, pp. 499-503, 2011.
6. Fred, A.W., Eugene, P. and Donald, P.H., Investigation of an on off inlet shock position control on a 16 inch ramjet engine," *NACA RM-E54I21, 1954.*
7. Ohshima, T., Kanbe, K., Kimura, H., Fujiwara, K., Suzuki, K. and Yanagi, R., "Control of the Intake Shock Position in the Test Rig for Ramjet Engine," *33rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, Seattle, WA, U.S.A., Jul. 6-9, 1997.*
8. Herbert, G.H., George, V. and William, R.D., "Experimental Study of Shock-Positioning Method of Ramjet Engine Control," *NACA RM-E55F21, 1955.*
9. Seymour, C.H., "Some Control Considerations for Ram-jet Engines," *NACA RM-E52F10, 1952.*
10. Paul, P. W. and Fred A.W., "Use of Supersonic Diffuser Mach Number as a Supersonic-Inlet Control Parameter," *NACA RM-E56F05, 1956.*
11. Aaron, S.B. and David, N., "Control Requirements and Control Parameters for A Ramjet with Variable-Area Exhaust Nozzle," *NACA RM-E8H24, 1948.*
12. Choi, J.H., Lee, J.Y., Yoon, H.G. and Lim, J.S., "Supersonic Air Data Acquisition Algorithm using Total Pressure Sensors," *KSPE Spring Conference*, pp. 215 - 218, 2011.
13. Tank, W. and Gillis, J., "Atmospheric Disturbance Models for Linear and Nonlinear System Response Analysis," *34th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, NV, U.S.A., Jan. 15-18, 1996.*