

CFD 해석 기반 종축기동 초음속 비행체의 옆미끄럼각에 따른 흡입구 안정성 분석

박정우^{a,*} · 박익수^a · 진상욱^a · 박근홍^b · 황기영^a

Investigation of the Intake Stability of Bank-to-Turn Supersonic Missile under Sideslip Angle Based on CFD Analysis

Jungwoo Park^{a,*} · Iksoo Park^a · Sangwook Jin^a · Keunhong Park^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: jwpark12@add.re.kr

ABSTRACT

This paper analyzes the effects of sideslip angle(SA) on the buzz margin of supersonic intake. The buzz margin is assumed to be stabilized by a controller which generates command depending only on the longitudinal sensor measurements. The analysis is performed based on three dimensional CFD results with which the sensor measurements can be simulated. In such a control system based on the longitudinal measurements, unexpected lateral flow perturbation results in the increase in the total angle of attack(TAoA), that causes the degradation of the engine intake performance. As a consequence, it is shown that the control stability is reduced such that additional control margin needs to be secured.

초 록

본 논문은 옆미끄럼각에 따른 초음속 흡입구 버즈마진의 영향도에 대해 분석하였다. 버즈마진은 비행체 종축면에서 획득한 측정 물리량 기반으로 제어 명령을 산출하는 제어기에 의해 안정화 된다고 가정하였다. 해당 분석은 3차원 CFD를 통해 획득한 결과를 기반으로 수행되었으며, 3차원 CFD 해석 데이터는 종축면의 센서 측정 물리량을 모사하기 위해 사용되었다. 종축면 측정치 기반의 제어시스템에서는 기대하지 않은 횡방향 유동 섭동이 총 받음각의 증가의 결과로 나타나며, 이는 엔진 흡입구 성능의 감소를 의미한다. 결과적으로, 제어 안정성 또한 줄어들게 되어 보다 큰 제어 마진이 요구됨을 확인할 수 있었다.

Key Words: Supersonic Engine(초음속 엔진), Buzz Margin(버즈마진), Sideslip Angle(옆미끄럼각)

Received 9 December 2013 / Revised 3 May 2014 / Accepted 9 May 2014

Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers

pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

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

Nomenclature

α : angle of attack(AoA)

β	: sideslip angle(SA)
α_T	: total angle of attack(TAoA)
M	: mach number
B_{margin}	: buzz margin
η_{tp}	: total pressure recovery ratio(TPR)
η_{tp_max}	: acquirable maximum TPR
η_{tp_cmd}	: TPR command
η_{tp_e}	: TPR error between η_{tp} and η_{tp_cmd}
ζ	: flow penetration angle
P_0	: total pressure
ϕ_m	: inclination angle of body front view
M'	: estimation of M
α'	: estimation of α
η_{tp_max}'	: estimation of η_{tp_max}

1. 서 론

램제트 엔진은 초음속 비행 도중 공기 흡입구의 램 압축을 이용하여 압축된 공기를 획득한다. 공기 압축 과정에서 필연적으로 동반되는 충격파를 통하여 흡입 공기를 아음속 유동으로 감속하여 연소에 활용하게 된다. 램 압축 효율은 일반적으로 비행 마하수 및 흡입 유동 방향(혹은 받음각)에 따라 달라지고, 압축 효율에 따라 엔진의 성능이 결정되게 된다. 엔진의 흡입구 성능은 흡입 유동의 전압력 회복율(TPR)을 통해 평가될 수 있는데, 비행 마하수 및 받음각(AoA)에 따라 램 압축에 의한 획득 가능한 최대 전압력 회복율이 결정되고, 제어된 전압력 회복율이 엔진성능을 좌우하게 된다[1].

램제트 엔진의 공기 흡입구는 일반적으로 비행 마하수 및 받음각이 변화함에 따라 흡입 공기유량 감소 및 유동박리와 같은 현상으로 성능이 저하된다. 더구나 흡입구는 초음속 및 아음속의 복합된 유동장이 존재하며 특히 비행 조건이 변함에 따른 충격파 구조변화, 유동박리에 의한 불균일한 유동 그리고 버즈 발생과 같은 현상이 발생하기 쉽다. 이러한 기대하지 않은 현상으로부터 공기 압축비가 높고 유동적으로 안정한 공기를 연소기에 공급하는 것은 램제트 엔진의 안

정적 운용에 필수적인 요소이다.

최적의 흡입구 성능을 위해서는 각 비행 조건에서 획득할 수 있는 최대 전압력을 유지해야 하는 반면, 안정성을 위해서는 구성된 제어 시스템으로 측정/보상하지 못하는 불확실성에 대한 전압력 회복율 여유를 확보해야 한다. 흡입구 성능의 불확실성은 제작된 흡입구의 제작공차, 대기 외란 등에 의해 발생할 수 있으며, 불확실성에 대한 안정성을 확보하기 위한 노력으로 비행체의 특정 방향 기동 최소화 요구사항에 따른 자동조종장치 설계[2] 및 대기외란에 따른 엔진 운용 마진 확보 연구[3] 등이 수행되어 왔다.

본 연구에서는 이러한 연구의 일환으로 초음속 엔진의 증축기동을 중심으로 설계한 제어기의 옆미끄럼각(SA) 발생에 따른 성능 저하 요인을 분석하고 이를 정량화하여 제어 시스템이 고려해야 하는 여유를 판단하고자 한다. 옆미끄럼각 영향도를 계산하기 위해서는 옆미끄럼각에 따른 흡입구 유동 변화와 제어 시스템을 연계한 연구 결과를 도출할 필요성 있는데, 이를 위해 비행정보 획득시스템을 모의하기 위하여 3차원 전산유체해석(CFD, Computational Fluid Dynamics)을 수행하였다. 이어 옆미끄럼각이 있는 비행조건에서 증축방향으로 위치한 비행정보 획득시스템의 오차 전파특성을 분석하였고, 전파된 오차가 버즈마진 제어기의 제어성능에 미치는 영향도를 분석하였다.

2. 초음속 엔진 제어를 위한 흡입구 성능 지수 설정

2.1 흡입구 형상

해석에 사용한 동축형 램제트 엔진의 흡입구는 Fig. 1과 같은 구조를 가지는데, 흡입 공기는 다수의 외부 경사 충격파를 지나 최종적으로 수직 충격파를 거쳐 아음속 유동으로 압축된다. 그림에서 흡입구의 기하학적 형상과 유동장 특성을 고려하여 몇 개의 구간으로 나눌 수 있는데, 점 0~3는 각각 자유흐름, 흡입구 카울링, 수직 충격파 직전 유동장 및 수직 충격파 후단 유동장을 구분하는 경계가 된다.

충격과 구조 및 형상 그리고 강도는 주어진 흡입구 형상과 비행 마하수 및 받음각 등 비행 조건에 따라 달라지며, 이에 따라 엔진 흡입구 압축 성능 또한 결정 된다.

2.2 흡입구 성능지수 결정

흡입구 성능은 흡입유량, 전압력 회복율(공기 압축비) 그리고 공기의 균질도와 같은 유동버즈마진 제어 관점에서 문제를 다루기 때문에 전압력 회복율을 관심 변수로 선정하였다.

전압력 회복율이 높을수록 효율이 좋은 엔진 성능을 기대할 수 있으며, 유동-기하학적 중립점(Neutral point)인 임계 조건(Critical condition)에서 최대가 되는 특성을 지닌다[4]. 따라서 전압력 회복율은 엔진 효율성뿐만 아니라 흡입구 안정성을 평가하는 유동 변수로써 활용될 수 있다.

전압력 회복율은 자유흐름 전압력 대비 수직 충격과 후단 유동장의 전압력 비율로 정의하였으며, 최대 전압력 회복율(Eq. 1) 대비 임의의 운용 조건 하에서의 전압력 회복율을 이용하여 버즈마진이라 정의하였다. 버즈마진은 안정성 여유 관련 변수로 활용될 수 있는데, 버즈마진 0%는 엔진 효율은 최대가 되지만 충격과는 임계점에 위치하여 작은 외란에도 쉽게 불안정성에 빠질 위험이 있음을 의미한다.

$$\eta_{tp_max} \equiv f_{\eta_{tp}}(M, \alpha) = \frac{P_{03_max}}{P_{00}} \quad (1)$$

$$B_{margin}(\%) = \left(1 - \frac{\eta_{tp}}{\max(\eta_{tp})}\right) \times 100 \quad (2)$$

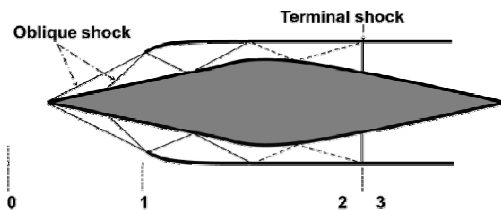


Fig. 1 Typical geometry of supersonic intake.

3. 제어 알고리즘

3.1 비행체 기동특성

본 연구에 사용한 버즈마진 제어기의 구조는 초음속 비행체가 종축기동 중심의 비행을 한다는 가정 하에 설계되었다. 비행체가 종축 기동만 한다고 가정하면, 흡입구 유동은 종축방향을 기준으로 대칭이라 가정할 수 있다. 이에 따라 흡입구 성능 해석이 용의하고, 제어 관점에서 횡축 기동을 포함한 제어로직의 구현을 위해 복잡한 센서 및 주변장치의 소요와 제어로직 자체의 복잡성을 줄일 수 있는 장점이 있다. 이러한 접근 방법은 비행체의 BTT(Bank-to-Turn) 기동을 하는 비행체의 경우와, 옆미끄럼각 기동이 최소화 되도록 자동조종제어 알고리즘을 적용할 경우[2] 옆미끄럼각이 충분히 작은 범위에서 비행체 운동이 이루어지므로 충분히 타당성 있는 접근 방법이라고 할 수 있다.

3.2 버즈마진 제어 구조

시뮬레이션을 위해 사용한 버즈마진 제어기법은 Fig. 2와 같이 비행 마하수 및 받음각을 계획 변수로 하여 전압력 회복율을 제어한다. 제어기는 Fig. 3과 같은 형상의 탐침을 이용해 측정된 압력을 이용하여 참고문헌[5]에서 제안된 방법으로 비행 마하수와 받음각을 추정한다. 추정된 값은 목표 전압력 회복율(TPR command)을 결정하기 위한 계획변수로 사용하고, 이 목표 전압력 회복율은 버즈마진 제어의 명령 값이 된다. 흡입구의 측정 전압력을 이용하여 전압력 회복율을 계산하고 이 값은 명령 값과 결합하여 제어 오차를 Eq. 3과 같이 정의할 수 있으므로 이를 안정화하기 위한 제어루프를 구성할 수 있다.

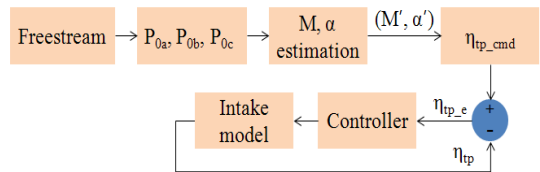


Fig. 2 Control structure for total pressure ratio control of supersonic intake.

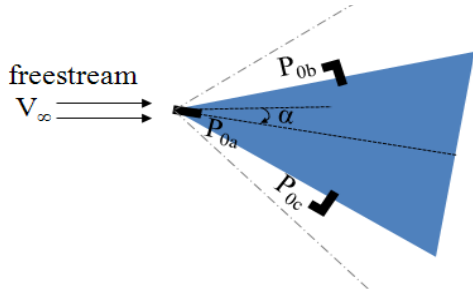


Fig. 3 Geometry of pressure probe for air data system.

$$\eta_{tp-e} = \eta_{tp-cmd} - \eta_{tp} \quad (3)$$

4. 옆미끄럼각에 따른 버즈마진 영향분석

증축기동을 가정한 엔진 흡입구 제어 구조에서는 옆미끄럼각의 변화를 외란으로 정의하고 이를 비행 중 발생할 수 있는 범위에서 허용할 수 있는 제어여유를 확보해야 한다. 옆미끄럼각의 발생은 비행 기동 자세에 의해 발생할 수도 있는데, 참고문헌[2]의 결과에 따르면, 마하수 2.5, 12 km 조건에서 비행동체의 y방향과 z방향의 25 g 가속 명령을 추종할 때 받음각은 0°에서 15°까지 증가하였으며, 이 때 옆미끄럼각은 최대 1.2°까지 발생하였다. 또한 기동과 무관하게 대기 외란에 의해서도 옆미끄럼각이 발생할 수 있다. 따라서 본 절에서는 고정된 비행 마하수 및 받음각 조건에서 옆미끄럼각 정도에 따른 버즈마진의 영향을 분석하고, 옆미끄럼각에 대한 제어 허용 여유를 산출하고자 한다.

4.1 옆미끄럼각에 따른 유동 기하

비행체와 유동의 관계에 의해 나타나는 받음각, 옆미끄럼각 그리고 총 받음각(TAoA)의 정의는 동체좌표계로 정의된 유동속도 u, v, w 의 함수이며 참고문헌[6]의 정의를 따랐다. 아울러 전산유체 해석을 위해 Fig. 4와 같이 유동 진입각(Flow penetration angle)을 정의할 수 있는데, 이를 다른 매개변수와의 관계를 정리하면 Eq. 4, 5와 같다.

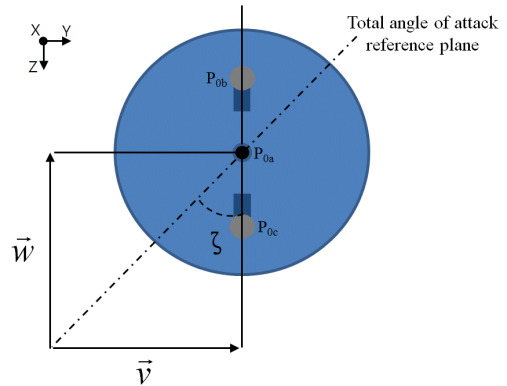


Fig. 4 Total angle of attack surface with lateral flow perturbation.

$$\alpha_T = \cos^{-1}(\cos\alpha\cos\beta) \quad (4)$$

$$\tan\alpha = \tan\alpha_T\cos\zeta \text{ or } \sin\beta = \sin\alpha_T\sin\zeta \quad (5)$$

4.2 전산유체해석 조건 선정

옆미끄럼각 발생 조건에서의 마하수 및 받음각 추정기의 성능을 모의하기 위한 데이터를 획득하기 위하여 전산유체해석을 수행하였다. 해석은 비행 마하수, 받음각 그리고 옆미끄럼각의 결합된 많은 조건에 대해 수행해야 하는데 계산량을 줄이기 위하여 다음과 같이 두 가지 방법을 사용하였다. 먼저 Fig. 3의 압력 탐침부 경사면의 전압력 데이터(P_{0b}, P_{0c})를 계산하기 위하여 돌출형 프로브를 포함하지 않고 격자를 구성하는 방법이다. 이 방법은 해석을 통해 프로브 압력 포획부와 동일한 위치에서 전압력과 마하수를 획득한 후 수직 충격과 관계식에 의해 프로브 측정값을 계산하는 방법이다. 이어 Fig. 5와 같이 하나의 마하수 조건에 대해 여러 조건의 받음각만을 해석하고 다른 옆미끄럼각 해석조건은 그림에서 경사각(Inclination angle)만큼 회전한 위치에서 데이터를 축출함으로써 옆미끄럼각 기동에서의 프로브 출력 데이터를 획득하였다. 이러한 방법을 적용하여 해석을 수행하면 옆미끄럼각 조건에 대해서는 해석을 수행할 필요가 없게 되므로 마하수 및 받음각 조건에 대해 수행하면 된다.

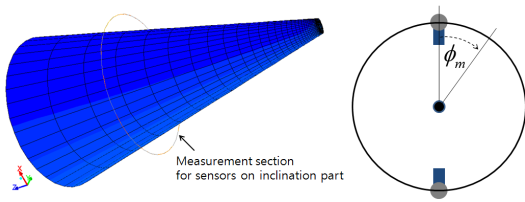


Fig. 5 Geometry for CFD analysis and inclination angle.

Table 1. CFD analysis condition.

Conditions	Range	Analysis Points
Mach number	2.0 ~ 3.0	11
AoA (°)	0.0 ~ 9.0	10

총 해석조건은 데이터의 비선형성과 마하수 및 받음각의 추정 정확도를 고려하여 Table 1의 해석 범위에 대하여 각각 0.1 그리고 1.0° 단위로 분할하여 총 110의 해석을 수행하였다. 해석을 위한 마하수 및 받음각 해석조건 결정은 참고문헌[7]에서 언급된 초음속 비행체 운영 조건을 배경으로 선정하였다.

4.3 전산유체해석 과정

전산유체해석에 사용된 격자는 127,872개의 육면체 정렬 격자로 구성되어 있으며, 상용 격자 생성 프로그램인 ICEM-CFD를 이용하여 생성하였다. 격자 형상은 Fig. 6과 같다. Pressure Far-Field로 정의된 자유흐름 영역은 초음속 유동조건이므로 충격파가 형상을 고려하여 설정하였으며, 콘 형상에 대해서는 벽면 조건을 주었다. 해석은 상용 유동해석 프로그램인 ANSYS R13을 이용하였다. 정상상태 Density based code에 시간차분은 implicit 방법으로 CFL no. 1으로 두고, Flux는 Roe-FDS scheme을, 공간차분은 2nd Order upwind scheme을 적용하였다. 벽면 함수를 적용한 realized $k-\epsilon$ 난류 모델을 활용하였으며, 격자 조밀도는 해석 유동조건에 대해 $y+$ 값이 10이하가 되도록 하였다. 질량, 운동량(동축 방향 속도), 에너지, 난류의 운동, 소산량의 Residual이 10^{-4} 에 도달하면 수렴한 것으로 판단하였다.

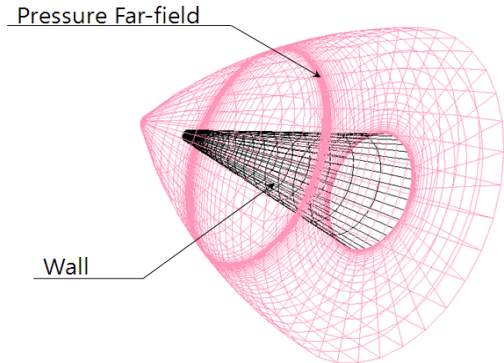


Fig. 6 Computational region and grid shape.

Fig. 7은 유동 해석 예로 비행조건 M 2.7, 받음각 9°에서의 정압력, 마하수 분포를 나타낸 것이다.

4.4 전산유체해석 결과

콘 침두부 측정 전압력(P_{0a})은 비행체 자세 및 유동 진입 조건과 관계없이 자유흐름 조건과 수직 충격파 관계식을 이용하여 계산될 수 있으며, 콘 경사부 측정 전압력은 상기의 방법으로 획득한 데이터를 마하수 및 받음각 조건에 대해 최대 측정 전압력을 1, 최소 측정 전압력을 0으로 정규화하여 Fig. 8과 같이 도시하였다.

결과에서 콘 경사부 측정 전압력은 바람이 불어오는 방향(Windward)에서 최대가 되며 바람이 흘러가는 방향(Leeward)에서는 최소가 된다. 받음각이 커질수록 그 결과가 전반적으로 삼각 함수 참조선과 멀어졌으며, 반면 마하수가 커짐에 따라 받음각에 따른 영향이 줄어들었다. (단, 받음각 0°일 경우 ϕ_m 에 관계없이 1로 정의). 또한 Fig. 8의 결과를 통해 유동 진입각 ζ 에 따른 실측 물리량을 계산할 수 있으며, P_{0c} 의 경우 ' $-180 + \zeta$ ' (°) 지점의 물리량이며, P_{0b} 의 경우 ' ζ ' (°)의 지점의 물리량이 측정되게 된다.

한편, 전산유체해석 결과의 간접적 검증을 위해 conically symmetric 유동인 Taylor - Maccoll flow[8] 해석 결과와의 비교를 수행하였으며(Fig. 9), 그 결과 3.54% 이내의 차이를 보여 전산유체 해석결과의 타당성을 확인할 수 있었다.

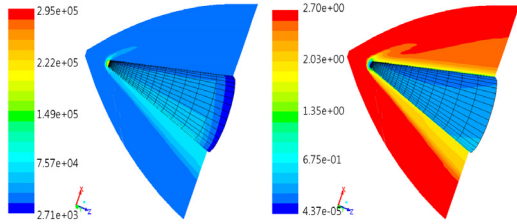


Fig. 7 CFD results : static pressure in pascal(left) and mach number(right).

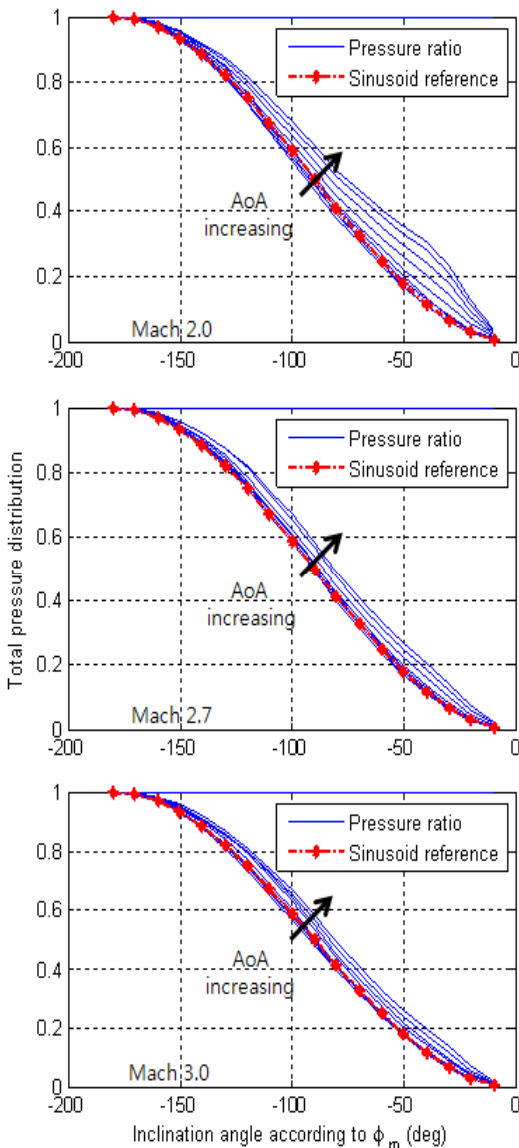


Fig. 8 Total pressure distribution according to ϕ_m (°).

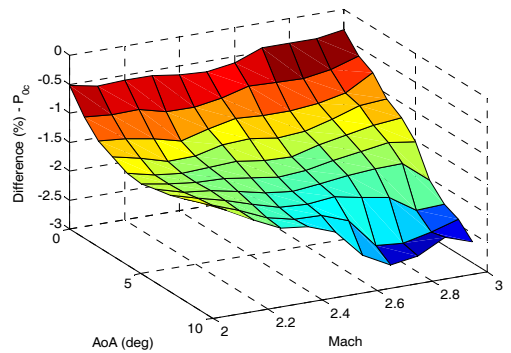
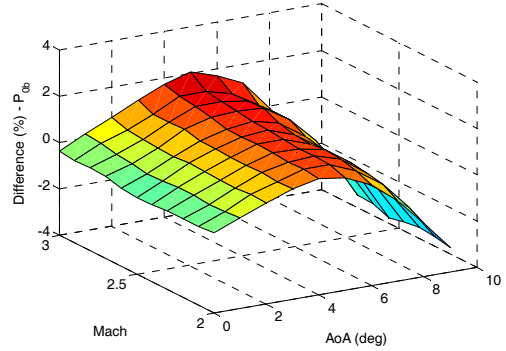


Fig. 9 Difference between CFD and Taylor-Maccoll flow results (top : for P_{0b} , bottom : for P_{0c}).

4.5 옆미끄럼각 발생 효과

본 논문에서는 비행 마하수 및 받음각에 따른 최대 전압력 회복율이 유동 진입각에 상관없이 동일한 총 받음각에 대해서 항상 같은 값을 가진다고 가정하였다. 이는 동축형 흡입구가 대칭 구조이므로 타당성을 갖는다.

특정 비행 마하수 및 받음각이 고정된 비행 조건에서 제어 시스템은 일정한 전압력을 추종하게 된다. 만약 횡축 섭동에 의해 옆미끄럼각이 추가적으로 발생할 경우 총 받음각이 커지게 되고, 총 받음각이 커짐에 따라 최대 전압력 회복율은 감소할 것이다.

본 연구에서 고려하는 제어 시스템은 횡축 유동 물리량에 대한 관측 가능성(Observability)이 없으며 따라서 옆미끄럼각 발생 이전과 동일한 마하수 및 받음각을 추정하고 있다면 옆미끄럼각 발생 이전의 전압력을 유지할 것이다. 결과적으로 실제 제어되는 버즈마진은 제어 목표 값보다 작을 것으로 예상된다. 실제 옆미끄럼각 발

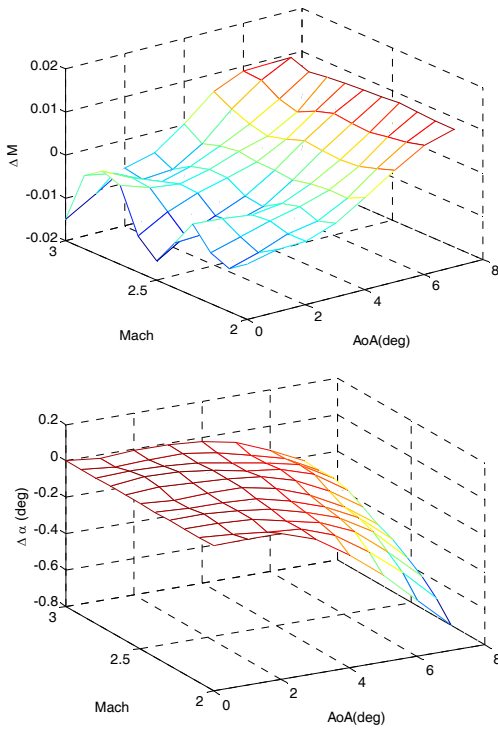


Fig. 10 Estimation error of Mach(top) and AoA(bottom) under the occurrence of 2° of SA.

생에 따른 마하수 및 받음각 추정오차(Eq. 6)에 대한 결과는 Fig. 10과 같은데, 결과를 통해 추정기는 마하수 추정에서 받음각에 의존적인 성능을 보이고 있으며 받음각 추정에 있어서는 마하수가 작고 받음각이 큰 영역일수록 실제 받음각을 과소 추정하고 있음을 확인할 수 있었다.

결과적으로 횡측 운동섭동은 마하수 및 받음각 추정치 모두에 영향을 끼치게 되며, 추정오차에 따른 제어 목표 성능 오차가 최종 제어 오차로 나타나게 될 것이다.

$$\Delta(M, \alpha) = (M', \alpha') - (M, \alpha) \quad (6)$$

4.6 버즈마진 영향도 분석

버즈마진 영향도는 Table 2의 계산 조건에서와 같이 마하수 2.0~3.0, 받음각 0~7° 범위 내의 각각의 비행 조건에서 옆미끄럼각 발생에 따른 엔진 흡입구 제어 성능을 계산함으로써 버즈마진으로의 오차 전파특성을 분석하였다. 계산은

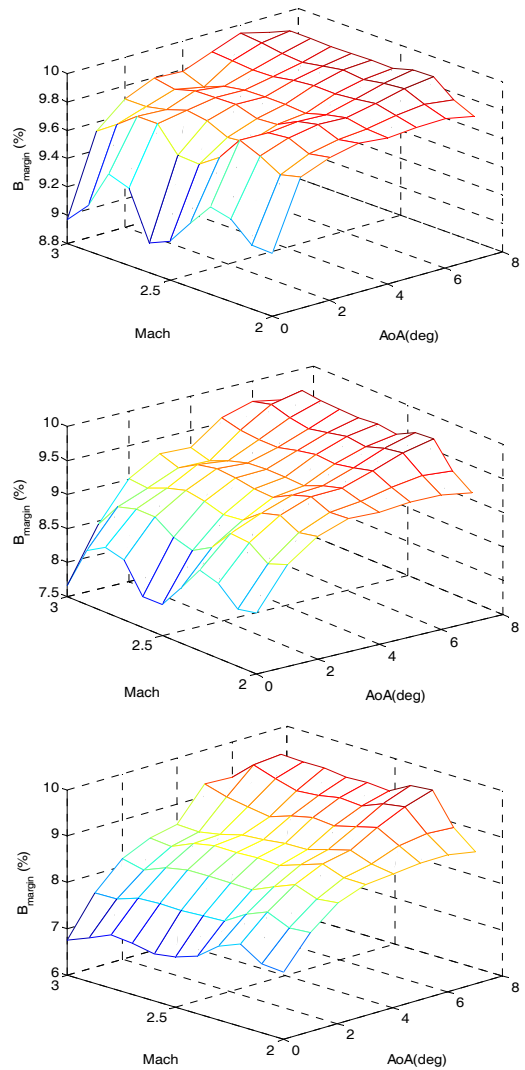


Fig. 11 Buzz margin control performance under SA 1° (top), 2° (middle), and 3° (bottom).

옆미끄럼각 1~3°가 발생했을 경우에 대해 수행하였고, 수치 계산에서 제어 시스템은 버즈마진 10% 제어 안정화를 유지한다고 가정하였다.

Fig. 11은 마하수 및 받음각 비행 조건에서의 옆미끄럼각 영향에 따른 버즈마진 변화를 계산한 결과이며, Table 3은 Fig. 11의 결과 중 마하수 2.5, 받음각 5°의 경우에 대해 옆미끄럼각이 1°와 2°인 경우에 대해 상세히 정리한 결과이다. 각각의 계산은 시퀀스를 따라 진행하는데 시퀀스 1에서는 비행조건에 따라 흡입구로 인가된

Table 2. Analysis point and nominal condition.

variable	range(or value)
Mach	2.0 : 0.1 : 3.3
AoA (°)	0.0 : 1.0 : 7.0
η_{tp_max}	1.00 (normalized)
B_{margin}	10%

총 받음각, 유동 진입각과 이에 따른 최대 전압력 회복율을 계산한다. 이어 시퀀스 2에서는 계산된 결과를 이용해서 마하수 받음각 추정기를 통해 추정된 마하수(M')와 받음각(α')를 계산하고 이 추정 마하수와 받음각에 해당하는 제어기에 의해 계산된 최대 전압력 회복율(η_{tp_max}')을 계산한다. 마지막으로 시퀀스 3에서는 시퀀스 2에서 추정된 최대 전압력 회복율을 이용한 10% 버즈마진 제어 목표 전압력 회복율(η_{tp_cmd})과 제어에 따른 버즈마진 안정화 수치(B_{margin})를 보여 주고 있다. 결국 이 버즈마진이 옆미끄럼각에 의해 마하수 및 총 받음각 추정오차로 나타나고 이로 인하여 목표한 10% 버즈마진보다 작게 나타난 결과이다.

Fig. 11과 Table 3의 결과를 종합하면 마하수 및 받음각 추정 결과에 따른 최대 전압력 회복율 추정오차는 전반적으로 마하수 추정오차 경향을 따르고 있으며 이는 최대 전압력 회복율이 받음각 보다는 마하수에 보다 의존적이기 때문인 것으로 밝혀졌다. 따라서 최대 전압력 회복율은 저마하수에서는 과대 추정되며, 고마하수에서는 과소 추정되었다. 하지만 버즈마진 제어 성능은 대부분의 경우에서 목표 대비 거의 모든 비행 영역에서 과소 추종되고 있음을 확인할 수 있었으며, 그 이유는 옆미끄럼각 발생에 따른 엔진 흡입구 성능 감소가 영향을 끼쳤기 때문인 것으로 사료된다.

최종적으로 횡축 섭동에 대한 엔진 흡입구 안정성은 옆미끄럼각 1° 발생의 경우 최대 1.05%, 옆미끄럼각 2°에서 최대 2.35%, 옆미끄럼각 3°의 결과에서는 3.25%의 버즈마진 감소가 예상된다. 따라서 옆미끄럼각 발생에 따른 버즈마진 경향은 대략 -1.1%/1°의 민감도를 가지는 것으로

Table 3. Numerical results for intake performance.

Case 1 : AoS 1°		
1	α_T	5.0988 °
	ζ	11.3250°
	η_{tp_max}	0.9988 (normalized)
sequence 2	M'	2.5008
	α'	4.9677°
sequence 3	η_{tp_max}'	1.0000 (normalized)
	η_{tp_cmd}	0.9000 (normalized)
	B_{margin}	9.8904%
Case 2 : AoS 2°		
sequence 1	α_T	5.3842°
	ζ	21.8345°
	η_{tp_max}	0.9953 (normalized)
sequence 2	M'	2.5036
	α'	4.8891°
sequence 3	η_{tp_max}'	0.9996 (normalized)
	η_{tp_cmd}	0.8996 (normalized)
	B_{margin}	9.6101%

확인되었다.

5. 결 론

초음속 엔진 비행체의 증축기동을 가정하여 구현된 엔진 흡입구 성능 제어 구조를 이용하여, 횡축 섭동에 따른 흡입구 안정성 영향도를 분석하였다. 옆미끄럼각 발생은 총 받음각을 변화시켜 흡입구 성능변화를 야기하였고, 비행정보 추정은 전압력 측정 면과 총 받음각 생성 면이 불일치하게 되어 옆미끄럼각 1°에 따라 약 1.1%의 버즈마진 감소효과를 발생시켰다. 따라서 감소된 버즈마진의 안정성 확보를 위해 비행기동을 제한하거나 버즈마진의 제어여유를 증가시켜야 할 것으로 판단된다.

References

1. 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.
2. Smith, R.L., "An Autopilot Design Methodology for Bank-to-Trun Missiles," AFATL-TR-89-49, 1989.
 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. Hurrell, H.G., "Analysis of Shock Motion in Ducts During Disturbances in Downstream Pressure," NACA TN-4090, 1957.
 5. 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.
 6. Peter H. Zipfel, "Modeling and Simulation of Aerospace Vehicle Dynamics 2nd edition," AIAA Education Series, 2007.
 7. Park, J.W., Sung, H.G. and Tahk, M.J., "Trajectory Optimization of Supersonic Vehicle and its Application," *KSPE Spring Conference*, pp. 411-413, 2009.
 8. Schwartz, L.W., "On the Analytic Structure of the Taylor-Maccoll Conical-Flow Solution," *Journal of Applied Mathematics and Physics*, Vol. 26, pp. 407-414, 1975.