



## 전산해석을 통한 탈설계점에서의 극초음속 흡입구 성능 비교

차승원<sup>1</sup>, 노태성<sup>2</sup>, 이형진<sup>3</sup>

### Comparison of Performance on Hypersonic Intakes in Off-Design Conditions Through Numerical Simulations

Seung-Won Cha<sup>1</sup>, Tae-Seong Roh<sup>2</sup> and Hyoung Jin Lee<sup>3</sup>

Department of Aerospace Engineering, Inha University

#### ABSTRACT

Since the hypersonic intake is directly related to the overall performance of the engine, it is essential to analyze performance characteristics under various off-design conditions. In this paper, Busemann intake and conical intake with external compression were designed, and numerical simulations were performed at on/off-design conditions. Based on the results, the overall performance characteristics of two types of intake were analyzed in various Mach numbers and angle of attacks. The results showed that performance degradation of Busemann intake with truncation angle of 2 degrees was minimal. Also, the performance of Busemann intake was higher than external compression intake at various Mach numbers, however, the starting characteristics were significantly reduced with an angle of attack.

#### 초 록

극초음속 영역에서 운용되는 스크램제트엔진의 흡입구는 엔진 전체 성능에 직접적으로 연관되어 있으므로 개발에 앞서, 다양한 조건에서의 성능 특성 분석이 필수적이다. 본 연구에서는 축대칭 내부 압축형 흡입구인 Busemann과 외부 압축형 흡입구 형상을 설계하고, 설계점 및 탈설계점에서의 전산해석을 수행하였다. 해석결과를 토대로, 마하수와 받음각에 대한 극초음속 흡입구의 전반적인 성능 특성을 파악하였다. Busemann 흡입구는 2°의 Truncation 각에 따라 흡입구의 길이를 단축하여도 성능 저하가 미미하였으며 탈설계 마하수에서는 흡입구 성능이 우수하였으나, 받음각이 있는 경우 시동 특성이 크게 저하되었다.

**Key Words** : Hypersonic Intake(극초음속 흡입구), Off-Design Conditions(탈설계점 조건), Busemann Intake(부주만 흡입구), Total Pressure Recovery(전압력 회복률), Viscous Correction(경계층 보정)

† Received : October 30, 2018 Revised : January 2, 2019 Accepted : February 13, 2019

<sup>1</sup> Graduate Student, <sup>2</sup> Professor, <sup>3</sup> Professor

<sup>3</sup> Corresponding author, E-mail : hyoungjin.lee@inha.ac.kr, ORCID 0000-0002-5544-347X

## I. 서 론

극초음속 추진기관의 흡입구는 엔진 전체 성능에 큰 영향을 미치므로 1960년대부터 관련 연구가 널리 수행되어 왔다[1]. 극초음속 흡입구는 압축 방식에 따라 크게 외부 압축형과 내부 압축형으로 구분된다. 외부 압축형 흡입구는 형상 설계가 간단하고 탈설계점에서의 운용이 비교적 용이하며 설계 기법이나 성능 분석 측면에서 오랜 기간 연구되어 왔으며[2-8], 국내에서 수행된 연구 역시 모두 외부 압축형에 한정되어 있다[9-11]. 반면, 외부 압축형 흡입구에 비해 높은 전압력 회복률을 갖는 Inward turning 흡입구, 통상적으로 Busemann 흡입구라고 불리는 내부 압축형 흡입구에 대한 연구는 해외에서는 지속적으로 진행되고 있으나, 흡입구의 길이나 시동 문제 등 운용 시 발생하는 제약 조건으로 인해 수년간 연구 단계에 있어 지속적인 연구가 필요하다.

현재까지 수행된 대부분의 Busemann 흡입구에 대한 선행 연구들은 설계점에서 비점성 형상을 설계하고, 탈설계점 운용 조건에서의 흡입구 성능 분석을 목적으로 수행되었다[12-17]. 구체적으로 Zhao[12]는 Truncation 각도에 따라 압축면 길이를 단축시킨 Busemann 흡입구에 대해 점성과 벽면의 열전달을 고려하여 해석을 수행하고 각 조건에 따른 성능을 비교하였다. Ramasubramaian[13,14]은 길이를 단축한 흡입구 선두부의 각도에 따른 성능 변화를 관찰하였으며, 받음각 변화에 따른 흡입구 내부 유동의 균일성과 전압력 회복률 변화 경향성을 분석하였다. Ogawa[15]는 Truncation 각도를 조절하여 흡입구 길이를 감축시키는 방식과 가로길이 방향으로만 길이를 단축시키는 Stunt 방식에 따른 전압력 회복률 추이를 비교하였다. Billing[16]은 점성 효과가 보정된 형상에 대해 설계점 이외의 마하수에서 해석을 수행하였으며, Flock[17]은 경계층 보정을 통해 경계층을 제외한 코어 유동에서 등엔트로피 압축과정이 복원되는 것을 확인하였다.

그러나 기존에 수행된 연구들은 흡입구 각각에 대한 설계나 성능 분석 연구로, 다양한 비행조건에서 두 유형의 흡입구에 대한 성능 변화 추이나 경향성을 직관적으로 비교하는 것이 어려웠다[18]. 따라서 설계점에서는 Busemann 흡입구의 성능이 우수한 것이 자명하나, 실제 비행체 개발에 적용을 위해서 필요한 탈설계점에서의 성능 특성 파악이나, 혹은 성능 저하 정도의 경향성을 분석하는데 어려움이 있었다. 이에 Babu[18]는 동일 마하수 조건에서 외부 압축형과 Busemann 흡입구 형상을 설계하고 동일 조건의 탈설계점 해석을 수행하여 성능 비교를 시도하였다. 그러나, 해석 사례가 매우 적어 전반적인 경향성 파악이 어렵고 외부 압축형 흡입구의 경우 2차원형 흡

입구를 선정하여 축대칭인 Busemann 흡입구와 직접적인 비교는 불가하였다.

이에 본 연구에서는 스크램제트 엔진의 대표적 운용 마하수 중 하나인 7.0에 대해 축대칭형 Busemann 흡입구와 외부 압축형 원추형 흡입구를 설계하고, 마하수 및 받음각 등을 변경한 탈설계점에서의 흡입구 성능 변화에 대한 경향성을 전산해석(CFD)을 통해 비교 분석하고자 하였다. 흡입구 형상 설계는 비점성 이론을 통해 도출한 후, 경계층 보정을 통해 수정하였다. 설계된 각각의 흡입구에 대한 설계점/탈설계점에서 성능을 비교하고 이를 통해 Busemann 흡입구의 실질적인 활용성을 살펴보았다. 전산해석은 극초음속 흡입구의 형상 설계 기법과 각각 다른 형상의 흡입구에 대한 상대적인 성능 비교에 초점을 맞추고 상대적으로 엔탈피가 높지 않은 영역을 대상으로 하고 있어, 선행 연구 사례[2,5,9-11,19]를 참조하여 공기의 화학 반응은 고려하지 않았다. 흡입구 성능 평가는 전압력 회복률과 유동의 균일도를 표현하는 유동 왜곡지수를 비교하였다.

## II. 본 론

### 2.1 극초음속 흡입구 형상 설계

#### 2.1.1 Busemann 흡입구 형상 설계

Busemann 흡입구의 내부 유동을 축대칭, 비회전 및 비점성 유동을 통한 등엔트로피 압축과정으로 가정하면, 지배방정식은 Taylor-maccoll 식을 따르며, 이를 통해 형상을 도출할 수 있다. Fig. 1은 Busemann 흡입구 내부 유동의 개략도를 나타낸다. 흡입구로 유입된 유동은 내부에서 마하파에 의해 등엔트로피 압축과정을 거치고 최종적으로 Conical Shock을 지나 축방향의 유동흐름을 가지게 된다. 본 연구에 적용된 Busemann 흡입구 형상 설계 기법을 간략히 다음과 같다. 설정한 전압력 회복률과 요구 출구 마하수를 통해 Conical Shock의 각도와 전방의 속도가 도출된다. 도출된 속도 성분과 설정한 출구 반경을 초기값으로 하여 Taylor-Maccoll 방정식 (1)을 통해 등엔트로피 압축과정을 만족하는  $r$ 방향과  $\theta$ 방향의 속도 성분을 구한다. 최종적으로 식 (2)의 형상 결정식을 통해 Busemann 흡입구의 형상이 도출되고, 유입 유동의 포획 면적과 자유류의 마하수가 계산된다. 요구되는 면적과 자유류의 마하수 만족 여부에 따라, 설정값인 전압력 회복률 또는 흡입구 출구 반경을 변경하는 반복 계산 과정을 통해 설계가 수행된다.

$$\frac{\gamma-1}{2} \left[ V_{\max}^2 - V_r^2 - \left( \frac{dV_r}{d\theta} \right)^2 \right] \left[ 2V_r + \frac{dV_r}{d\theta} \cot\theta + \frac{d^2 V_r}{d\theta^2} \right] - \frac{dV_r}{d\theta} \left[ V_r \frac{dV_r}{d\theta} + \frac{dV_r}{d\theta} \left( \frac{d^2 V_r}{d\theta^2} \right) \right] = 0 \quad (1)$$

$$r = \frac{V_\theta}{V_r} \frac{dr}{d\theta} \quad (2)$$

### 2.1.2 Busemann 흡입구의 Truncation

Busemann 흡입구는 외부 압축형에 비해 높은 전압력 회복률을 장점으로 갖지만, 상대적으로 긴 길이의 단점이 있다. 이를 극복하기 위해 Truncation 각도에 따라 길이를 단축시키는 방안이 제안되어 왔다. Truncation 각도는 흡입구 표면의 속도벡터 방향으로, 축방향 속도성분( $U_x$ )과 반경방향 속도성분( $U_y$ )을 이용하여 식 (3)과 같이 정의되며, Fig. 1에  $\delta$ 로 표현하였다. 유동이 흡입구 내부로 유입될수록 Truncation 각도가 증가하며, 임의의 Truncation 각도에 해당하는 지점에서 흡입구를 단축시키면 길이는 단축할 수 있지만 Truncation 각도에 해당하는 충격파를 갖는 단점이 발생하게 된다. 본 연구에서는 외부 압축형 흡입구의 길이를 기준으로 Busemann 흡입구의 길이가 더 긴 경우( $\delta=0^\circ$ ), 유사한 경우( $\delta=2^\circ$ ), 더 짧은 경우( $\delta=4^\circ$ )로 선정하였으며, Fig. 2에 Truncation 각도에 대한 형상을 제시하였다.

$$\delta = \tan^{-1}(U_y/U_x) \quad (3)$$

본 연구에서는 Truncation 각도에 따라 흡입구의 길이를 단축하는 경우, 유입 유동의 포획 면적이 Truncation이 적용되지 않는 경우( $\delta=0^\circ$ )와 동일하도록 설계하였다. 본 연구에 적용된 Busemann 흡입구의 설계 조건과 형상 정보를 Table 1에 구체적으로 제시하였다.

### 2.1.3 원추형 외부 압축 흡입구 형상 설계

등엔트로피 압축을 통한 Busemann 흡입구와의 성능비교를 위해 외부 압축형 원추형(Conical) 흡입구 형상을 고려하였다. SR-71, 72와 같이 실제 비행체에 적용되는 일부 초음속 흡입구에서는 일부 구간에 등엔트로피 압축면을 적용하는 경우도 있으나, 본 연구에서는 종말의 원추형 충격파를 제외한 모든 구간에

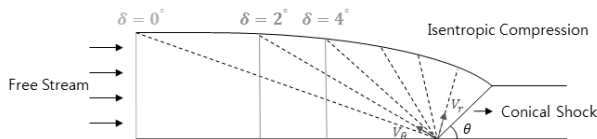


Fig. 1. Flowfields of Busemann Intake

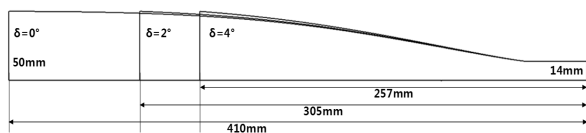


Fig. 2. Length of Busemann Intake with a Truncation Angle

Table 1. Design Inputs and Shape Information

Design Conditions				
Free Stream Mach	Intake Exit Mach		Captured Radius	
7.0	3.65		50 mm	
Busemann Intake Shape				
Length			Intake Exit Radius	
$\delta=0^\circ$	$\delta=2^\circ$	$\delta=4^\circ$		
410 mm	305 mm	257 mm	14 mm	
External Compression Intake Shape				
Intake Exit Inner Radius	Cone Angle			Length
	$\theta_1$	$\theta_2$	$\theta_3$	
47 mm	$5.7^\circ$	$4.9^\circ$	$4.2^\circ$	300 mm

서 등엔트로피 압축을 하는 Busemann 흡입구와의 상대 비교를 위해 등엔트로피 압축이 없는 외부 압축형 원추형 흡입구를 설계하였다. 이에 외부 3개의 꺾임각에 의해 발생하는 충격파와 카울에 의해 발생하는 충격파를 포함하여 총 4개의 충격파를 통해 압축되는 형상을 설계하였다. 원추 형상에 의해 발생하는 충격파 전후의 마하수 변화는 식 (1)의 Taylor-Maccoll 방정식을 통해 계산된다. 원추 꺾임각의 각도는 최대 전압력 회복률을 보장하도록 각 충격파에서의 전압력 회복률이 동일하도록 선정하였으며[11], 유입유동의 포획면적은 Busemann 흡입구와 동일하도록 설계하였다. Fig. 3에 3단 외부 압축형 원추형 흡입구 형상에 대한 제원을 제시하였으며, Table 1에 세부적인 형상정보를 제시하였다. Fig. 4는 같은 조건에서 설계된 Busemann 흡입구와 외부 압축형 원추형 흡입구의 3차원 형상을 보여준다.

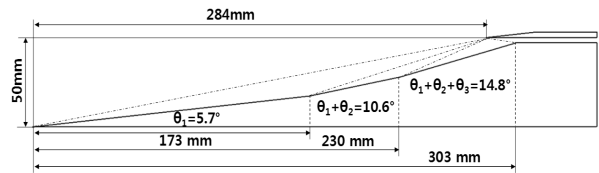


Fig. 3. Specific Configurations of Conical Intake (External Compression Intake)

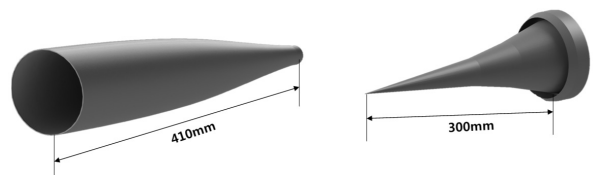


Fig. 4. Configurations of Hypersonic Intakes (Left : Busemann Right : Conical)

### 2.1.4 경계층 보정

극초음속 흡입구의 경계층은 성능면에서 악영향을 미친다. 경계층 자체만으로 질유량 및 전압력의 손실을 가져오지만, 더 큰 손실은 경계층과 충격파의 상호작용에 의해 발생할 수 있다. 설계점에서는 보통 Busemann 흡입구와 외부 압축형 흡입구 모두 Shock-on-lip 조건을 만족시켜 충격파가 하류로 반사되지 않도록 함으로써 가능한 전압력 손실을 줄이는 것이 바람직하다. 그러나 충격파의 형상 예측에 오류가 있는 경우, Shock-on-lip 조건이 만족되지 못하며 흡입구 하류로 반사되는 충격파에 의해 전압력 손실이 증가하게 된다. 따라서 흡입구 내/외부의 충격파의 형상을 정확히 예측하기 위해서는 흡입구 내부에서 성장하는 경계층의 영향을 정확히 고려하는 것이 반드시 필요하다. 일반적으로 흡입구 설계는 비점성 해석을 통해 충격파의 형상을 예측한 후 경계층 보정을 진행하게 된다. 본 연구에서는 흡입구 벽면에서 형성되는 경계층의 Displacement 두께를 식 (4)를 통해 예측하고 참고문헌[17]에 제시된 바와 같이 도출된 비점성 형상에 경계층 두께를 고려하여 경계층 보정을 수행하였다.

$$\delta^*/x = 0.048/Re^{0.2} \quad (4)$$

## 2.2 전산해석 조건 및 측정 변수

### 2.2.1 수치기법

본 연구에서는 설계된 흡입구 형상에 대해 정상상태의 RANS 해석을 수행하였다. 일반적인 설계점에서의 해석은 정상상태 조건의 2차원 축대칭 지배방정식을 적용하였으며, 받음각이 주어진 경우에는 3차원 해석을 수행하였다. 대류항은 Roe's FDS 기법을 사용하여 계산하였고, MUSCL 기반의 3차 정확도를 유지하였다. 난류 모델은 역압력구배 및 박리유동이 발생할 수 있는 관내 유동에 비교적 적합한 것으로 알려져 있는 k- $\omega$  SST 모델을 적용하였다.

### 2.2.2 격자 및 경계 조건

2차원 축대칭 해석의 경우 Shock-on-lip 조건을 확인하기 위하여 충격파가 간섭하는 영역에서의 격자를 조밀하게 설정하여 약 30만개의 격자를 사용하였다. 3차원 해석의 경우, 좌우 대칭 조건을 적용하여 전체 흡입구 형상의 절반만을 고려하였다. 해석 비용을 절감하기 위해 2차원 축대칭 해석 대비 해에 영향을 미치지 않는 비관심 외부 영역에서는 격자를 성기게 적용하였으며 대부분의 격자가 흡입구 내부에 적용되도록 구성하였다. 설계점에 대해 흡입구 내부 격자에 따른 해석 결과의 민감도를 분석하였으며, 해에 영향을 미치지 않는 최소 조건으로 약 110만개 (410×40×65)의 격자를 적용하였다. 벽면에서의 격자는 경계층 예측을 위해 일반적으로 권장되는 조건인

y+가 1이 되도록 구성하였다. 원방경계조건에서 초음속 유입류에서는 모든 변수가 자유류 값으로 고정되도록 하였으며, 출구면에서는 모든 변수가 외삽되도록 설정하였다.

### 2.2.3 흡입구 성능 인자

흡입구 성능 평가 요소로는 질유량 기반의 전압력 회복률(TRP, Total Pressure Recovery)과 유동의 불균일성을 나타내는 유동 왜곡지수(Distortion Index)를 다음과 같이 정의하고[9], 흡입구 출구면에서 측정을 수행하였다.  $P_t$ 는 전압력을,  $\rho$ 는 밀도를,  $u$ 는 유속을 의미하며,  $\overline{P_t}$ ,  $\overline{\rho u^2}$ 는 질유량 평균값을 의미한다.

- 질유량 기반 전압력 회복률(Mass Flow Averaged Total Pressure Recovery)

$$TPR = \frac{\overline{P_{t,exit}}}{\overline{P_{t,free Stream}}}, \quad \overline{P_t} = \frac{\int P_t dm}{\dot{m}} \quad (5)$$

- 유동왜곡지수 (Flow Distortion Index)

$$D = \frac{\int |\rho u^2 - (\overline{\rho u^2})| dA}{(\overline{\rho u^2})A} \quad (6)$$

## 2.3 전산해석 결과

### 2.3.1 비점성 전산해석 결과

#### 설계점 성능

Figure 5는 Busemann 흡입구와 외부 압축형 원추형 흡입구에 대해 설계점(마하수 7.0)에서 수행한 비점성 전산해석 결과를 보여준다. Busemann 흡입구의 경우, 등엔트로피 압축과정을 거쳐 최종적으로 원추형 충격파에 의해 목표 마하수인 3.65에 도달하는 것을 확인할 수 있다. 외부 압축형 흡입구의 경우, 이론 설계 결과와 동일하게 3개의 원추형 충격파들이 카울 lip에 모이는 Shock-on-lip 조건을 만족시키며, 흡입구 내부로 1개의 충격파가 생성되었다. Fig. 6에는 Busemann 흡입구 내 중심축에서의 축방향 마하수 및 정압력에 대해 도출한 이론 해석과 수치해

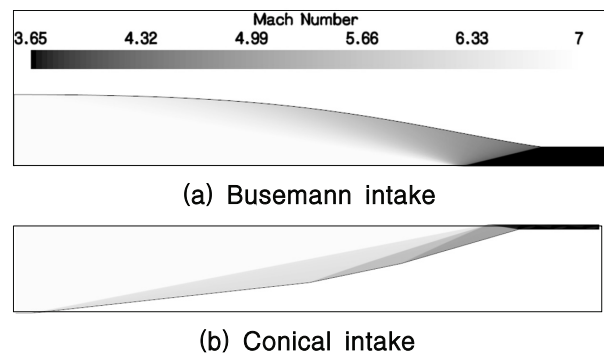


Fig. 5. Mach Number Contour at the Design Point ( $M_\infty=7.0$ )



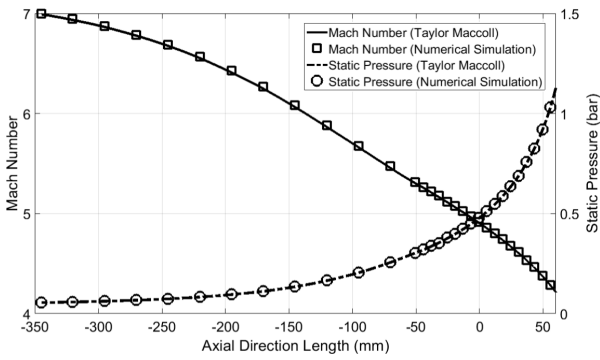


Fig. 6. Mach number and static pressure with axial direction of Busemann Intake

석 결과를 비교하였다. 두 해석 결과는 잘 일치하였으며, 이를 통해 본 연구에서 적용된 설계 기법과 수치기법이 타당함을 검증하였다

Truncation에 따른 성능

Figure 7은 Truncation 각도에 따라 길이를 단축시킨 Busemann 흡입구의 내부 유동장을 보여준다. 흡입구 선단부(Leading Edge)에서 유입 유동이 y방향의 속도성분을 갖게 됨에 따라 등엔트로피 압축이 아닌 충격파에 의한 압축과정이 발생하며, Truncation 각도가 커질수록 흡입구 선단에서 발생한 충격파와 압축면에서 발생하는 마하파들이 한점에서 모이지 못하는 것을 확인하였다. 이로부터 전압력 회복률이 감소하였으며, Table 2에 Truncation 각도에 따른 흡입구의 성능 변화를 나타내었다. Truncation 각도가 2°인 경우, 25% 정도의 길이 단축에도 불구하고 전압력 회복률 차이가 미미하였고, Truncation 각도가 4°인 경우, 전압력 회복률이 크게 감소하였다.

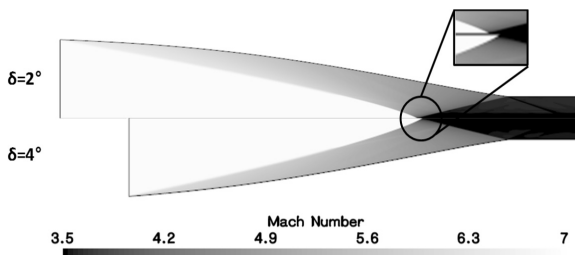


Fig. 7. Mach Number Contour of Busemann Intake  $\delta=2^\circ, 4^\circ$  at  $M_\infty=7.0$

Table 2. Performance of Busemann according to Truncation Angle at  $M_\infty=7.0$

	Theory Design	CFD ( $\delta=0^\circ$ )	CFD ( $\delta=2^\circ$ )	CFD ( $\delta=4^\circ$ )
Mach	3.65	3.65	3.6	3.5
TPR	0.975	0.974	0.969	0.838
D	0	0.003	0.049	0.082

탈설계점 성능 특성

Figure 8은 탈설계 마하수 영역에서의 극초음속 흡입구 성능 특성을 나타낸다. 모든 흡입구는 설계점에서 가장 낮은 유동 왜곡지수를 갖는다. Busemann 흡입구의 경우, 마하수가 설계점에서 벗어남에 따라 왜곡지수가 크게 증가하였다. 이에 비해 외부 압축형 흡입구는 마하수 변화에 대한 왜곡지수의 민감도가 크지 않았다. 이는 비점성 해석의 특성으로 흡입구 유동이 발생하는 충격파의 차이에 의존하기 때문이다. 전압력 회복률의 경우, 설계점 이하 영역에서는 설계점과의 차이가 미미하지만, 설계점 마하수 이상에서는 충격파의 강도가 커짐에 따라 전압력 회복률이 크게 감소하였다. 그러나 Truncation 각도에 의해 Busemann 흡입구의 길이를 단축하여도 모든 마하수 영역에서 외부 압축형 원추형 흡입구보다 높은 전압력 회복률을 보였다.

Figure 9는 받음각에 따른 Busemann 흡입구 내부 유동의 마하수 분포도이다. 받음각에 따른 흡입구의 성능 비교에는 외부 압축형 흡입구의 길이(300mm)와 유사한 Truncation 각도가 2°인 Busemann 흡입구 형상(305mm)에 대해 비교해석을 수행하였다. 받음각이 주어진 경우, 유동 입사면의 선단부(windward, 흡입구 아래쪽)에서는 팽창파가 생성되며, 유동 입사 반대면의 선단부(leeward, 흡입구 위쪽)에서는 충격파가 발생하여 하류로 반사되었으며 이러한 충격파의 반사는 흡입구 성능에 큰 영향을 미쳤다. Fig. 10은 받음각에 따른 극초음속 흡입구의 성능 특성을

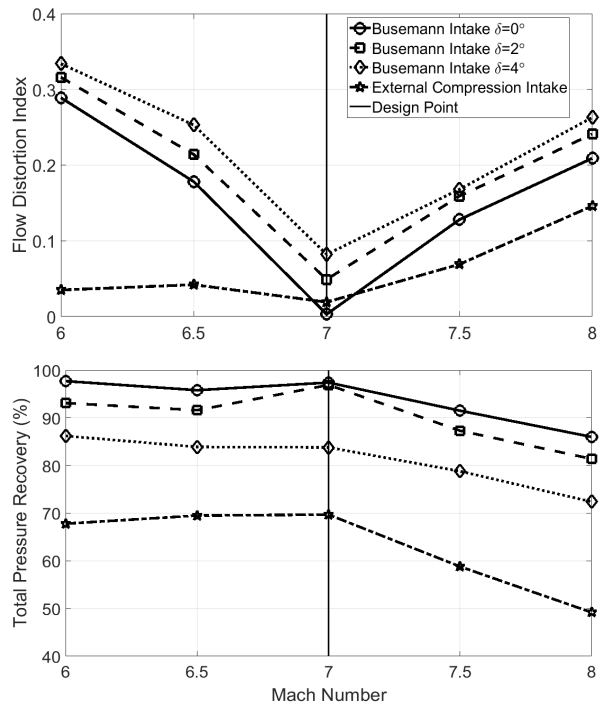


Fig. 8. Performance Characteristics of Hypersonic Intakes with Mach Number (Inviscid)

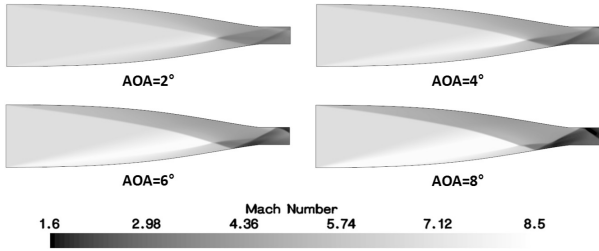


Fig. 9. Mach Contour of Busemann Intake  $\delta=2^\circ$  with Angle of Attack (Inviscid)

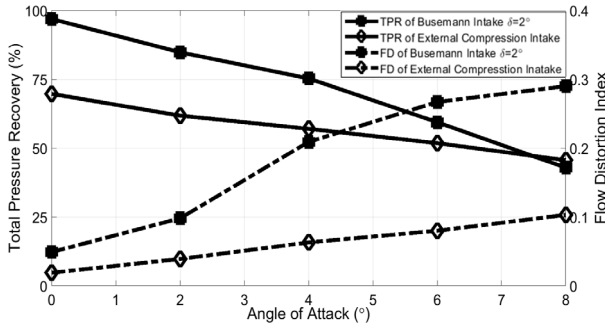


Fig. 10. Performance Characteristics of Hypersonic Intakes with Angle of Attack (Inviscid) ( $M_\infty=7.0$ )

보여준다. 유동 왜곡지수의 경우, 외부 압축형에 비해 Busemann 흡입구가 받음각에 따른 민감도가 더 컸으며, 받음각 증가에 따른 전압력 회복률은 Busemann의 경우가 더욱 큰 비율로 감소하며 받음각  $8^\circ$  이상에서는 외부 압축형 흡입구보다 낮은 전압력 회복률을 보이게 된다. 즉, 받음각에 따른 흡입구 성능은 일반 외부 압축형 원추형 흡입구에 비해 Busemann 흡입구의 성능 저하가 크게 발생하였다. 그러나 이는 비점성 해석에 의한 것으로 점성 효과에 따른 경계층에 대한 영향이 무시되면서 단순히 충격파 형태에만 의한 것으로 점성의 영향이 고려되는 것이 필요하다.

### 2.3.2 점성 전산해석 결과

#### 경계층 보정

비점성 설계로부터 도출된 형상과 경계층 보정을 수행한 형상에 대해 점성 해석을 수행하였다. Fig. 11은 Busemann 흡입구에 대한 해석 결과로 경계층 보정 전과 보정한 후의 결과를 함께 제시하였다. 경계층 보정 전의 경우, 점성의 영향으로 인해 등엔트로피 압축이 이루어지지 않으면서 압축파와 종말 원추형 충격파가 한 점에서 만나지 않으며, 충격파가 하류로 반사되었다. 따라서 비점성 설계 형상은 실제 점성 유동에서 흡입구 성능이 크게 감소하며, 점성의 영향을 고려한 보정이 반드시 필요함을 알 수 있다. 이에 본 연구에서는 2.1.4의 경계층 보정을 수행하였고, 그 결과 등엔트로피 압축파와 종말 원추형 충격

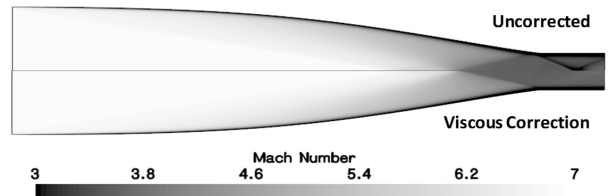


Fig. 11. Mach Contour of Busemann Intake with/without Viscous Correction



Fig. 12. Numerical Schlieren Images of Conical Intake with/without Viscous Correction

파가 한 점에서 모이며 하류 쪽 충격파 반사가 관찰되지 않았다. 이상의 결과로부터 앞서 기술한 경계층 보정이 원활히 이루어진 것으로 판단된다.

외부 압축형 원추형 흡입구의 경우, 경계층 보정 전에는 압축면에서 발생하는 충격파의 각이 미세하게 변화되면서 카울에서 발생하는 충격파가 원추 압축면에 반사되면서 강한 박리영역이 형성되고, 발생한 박리영역으로부터 새로운 충격파가 발생한 후 하류로 지속적으로 반사된다. 따라서 Fig. 12에 제시된 바와 같이 수치적 쉐리엔 결과에 복잡한 충격파의 반사 형상이 관찰된다. 반면, 경계층 보정 후, 박리영역의 크기가 크게 감소하였으며, 그에 따라 매우 약한 충격파가 박리영역으로부터 발생하였다.

Figure 13에 흡입구 출구 유동의 경계층 보정 전/후 모멘텀 및 전압력 회복률을 반경방향에 따라 제시하였다. Busemann과 외부 압축형 흡입구 모두 경계층 보정을 한 뒤, 전압력 회복률이 전반적으로 상승하였으며, 유동의 모멘텀은 대체적으로 균일해졌다. 그러나 외부 압축형 원추형 흡입구의 경우 경계층의 영향이 더 크며, 이로부터 성능이 더 크게 저하

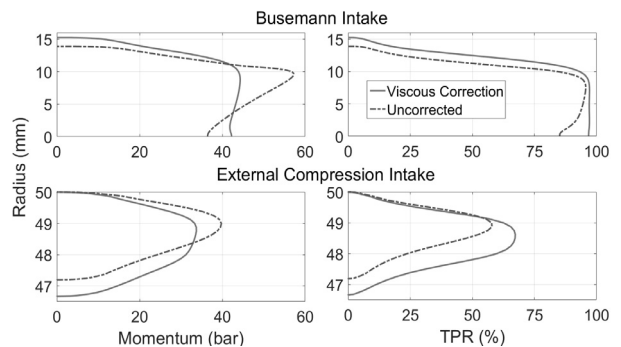


Fig. 13. Momentum and TPR Profiles in Radial Direction at Exit of Intakes

되었다. 즉, 경계층에서 유속 감소가 발생하고, 이로 인해 유동의 왜곡과 전압력 손실이 더욱 증가한 것으로 관찰된다.

**탈설계점 성능 특성**

Figure 14는 탈설계 마하수에서의 극초음속 흡입구 성능 특성을 나타낸다. Busemann 흡입구의 결과는 closed symbol을, 외부 압축형의 원추형 흡입구의 결과는 open symbol을 이용하였으며, 전압력 회복률은 실선으로, 유동의 왜곡지수는 점선으로 표현하였다. 점성의 영향이 고려되면 흡입구의 전압력 회복률은 앞에서 설명한 경계층 영역의 존재로 인해 크게 감소된다. 이에 Busemann 흡입구의 경우 약 70% 정도, 외부 압축형 원추형 흡입구의 경우 약 50% 이하의 전압력 회복률을 보이고 비점성 결과 대비 약 20%의 감소를 가졌으며, 마하수에 대한 특성은 비점성 결과와 유사한 경향성을 보인다. Busemann 흡입구의 경우, Truncation 각이 클수록, 즉 흡입구의 길이가 짧아질수록 전압력 회복률이 감소하였지만, 본 연구에서 적용한 최대 4°의 Truncated 흡입구의 전압력 회복률은 흡입구의 총 길이가 더 작음에도 불구하고 3단의 격임각을 갖는 외부 압축형 원추형 흡입구보다 높은 특성을 보였다.

유동왜곡지수 측면에서는 비점성 결과와 달리 Busemann 흡입구가 외부 압축형 원추형 흡입구보다 더 나은 특성을 보였다. 이는 Fig. 13에서 언급한 바와 같이 외부 압축형 원추형 흡입구의 경우, 경계층의 영향이 크게 작용하기 때문이다. Busemann 흡입구의 경우, Truncation 각도에 따라 흡입구의 길이가 단축될수록 유동의 왜곡 정도가 증가하였으나, Truncation 각도 2°의 경우는 Truncation 각도 0°와 큰 차이를 보이지 않았다.

Table 3은 받음각에 따른 흡입구의 성능을 나타내며, 일정 받음각 이상부터는 흡입구의 Unstart 모드가 발견되었다. 흡입구가 받음각이 있는 조건에서 운용될 때, 충격파의 각도가 다르게 발생하며 이로부터

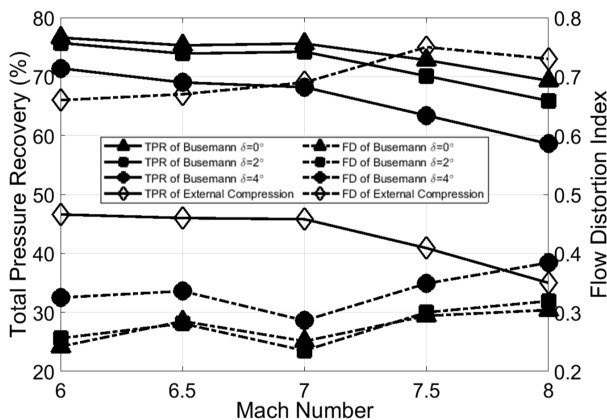


Fig. 14. Performance Characteristics of Intakes with Mach Number

Table 3. Performance Characteristics of Intakes with Angle of Attack ( $M_\infty=7.0$ )

		Angle of Attack(°)				
		0	2	4	6	8
Busemann $\delta=2^\circ$	TPR	74.2	61.0	Unstart		
	D	0.24	0.72	Unstart		
Conical	TPR	45.8	33.7	31.1	27.7	
	D	0.69	1.01	1.00	1.00	

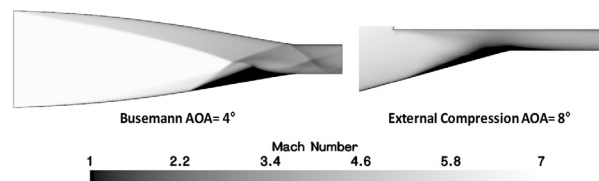


Fig. 15. The Snapshot of the Unstart Mode of Intakes with AOA

흡입구 내부에 충격파와 경계층의 상호작용으로 인한 박리 현상이 발생한다. 이러한 박리 현상은 외부 유동이 흡입구 내부로 유입되는 것을 방해하며, 특정 크기 이상의 박리가 발생하면 흡입구는 Unstart 모드로 들어가게 된다. Fig. 15는 받음각이 주어진 경우의 흡입구 내부 유동 특성을 보여주는 결과의 예시로, Busemann 흡입구의 경우, 받음각 4°부터 내부 Conical Shock이 흡입구 안쪽 박리영역에 의해 바깥으로 토출되었다. Conical Shock이 흡입구에서 완전히 빠져나오면 흡입구 출구 질유량이 설계점의 10%까지 낮아지면서 Unstart 모드로 진입하였다. 외부 압축형의 경우, 받음각 8°부터 박리영역이 크게 발달하여 부분적으로 Unstart 모드가 발생하며, 이때 흡입구 출구 질유량은 설계점의 40%였다. 시동특성 측면에서 받음각에 대한 강건성은 외부 압축형 흡입구가 Busemann보다 더 뛰어난 것을 알 수 있었다.

**III. 결 론**

본 연구에서는 Busemann 흡입구와 외부 압축형 원추형 흡입구를 자유류 마하수 7.0에서 형상 설계를 수행하고, 탈설계점 조건에서 비점성/점성 전산해석을 수행하여 그 성능 특성을 파악하였으며 그 결과를 요약하면 다음과 같다.

Busemann 흡입구의 길이를 줄이기 위해 Truncation 기법을 사용하였으며, 2°를 적용하였을 때 길이는 25% 감소하지만 전체적인 흡입구의 성능은 큰 차이가 없었다.

탈설계점에서의 비점성 특성은 주로 충격파의 형태에 의존하며 전압력 회복률에 있어서는 Busemann 흡입구가, 유동왜곡 측면에서는 외부 압축형이 더 높은 성능을 보였다. 그러나 점성 해석 결과, 유동 왜곡 측면에서도 Busemann 흡입구의 성능이 우수하였다. 이는 외부 압축형 원추형 흡입구의 경우 경계층의 영향이 더 크기 때문이다. 받음각에 대한 Busemann 흡입구는 박리 영역이 크게 발생하면서 시동 특성이 크게 감소하였고 4° 받음각에서도 시동되지 않았다.

즉, Busemann 흡입구는 성능 면에서는 유리할 수 있으나, 실제 시스템에 적용되기 위해서는 받음각 운용 조건에서의 시동 특성을 개선하는 것이 무엇보다 중요할 것으로 판단된다. 또한, 극초음속 흡입구의 경우 비록 경계층 보정이 정상적으로 수행되어도 경계층 영향으로 인해 흡입구 성능 저하가 크게 발생할 수 있으며, 그 영향은 면밀히 검토되는 것이 필요할 것으로 판단된다.

## 후 기

이 논문은 2017학년도 인하대학교의 지원에 의하여 연구되었습니다.

## References

- 1) Smart, M. K., "Scramjet Inlets," *NATO Report RTO-EN-AVT-185 Lecture*, September 2010, pp. 9-1~24.
- 2) Raj, N. O. P., and Venkatasubbaiah, K., "A new approach for the design of hypersonic scramjet inlets," *Physics of Fluids*, Vol. 24, No. 8, 2012, pp.086103-1~15.
- 3) Rajashree, V., Manivannan, P., and Kunar, G. D., "Computational Analysis of Scramjet Inlet," *International Conference on Innovations in Engineering and Technology*, Tamil Nadu, India, Vol. 3, No. 3, March 2014, pp.2730~2734.
- 4) Quan, L. H., Hung, N. P., Quang, L. D., and Long, V. N., "Analysis and Design of a Scramjet Engine Inlet Operating from Mach 5 to Mach 10," *International Journal of Mechanical Engineering and Applications*, Vol. 4, No. 1, February 2016, pp. 11~23.
- 5) John, B., and Senthikumar, P., "Alternations of Cowl Lip for the Improvement of Supersonic-Intake Performance," *Journal of Applied Fluid Mechanics*, Vol. 11, No. 1, January 2018, pp. 31~41.
- 6) Babu, V. J., Raje, P., Singh, R., Roy, S., and Sinha, K., "Parametric study of the performance of two-dimensional scramjet intake," *18th Annual CFD Symposium*, Bengaluru, India, Vol. 11, No. 1, August 2016, pp.1~10.
- 7) Otto, S. E., Trefny, C. J., and Slater, J. W., "Inward-Turning Streamline-Traced Inlet Design Method for Low-Boom, Low-Drag Applications," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 32, No. 5, 2016, pp.1178~1189.
- 8) Senthilkumar, P., and Kamalraj, T., "Numerical simulation of a scramjet intake with micro-cavity," *Journal of Chemical and Pharmaceutical Sciences*, Special Issue 3, August 2016, pp.35~38.
- 9) Kim, C. H., and Jeung, I. S., "Optimal Design of Two-Dimensional Hypersonic Intake Geometry," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 18, No. 6, 2014, pp.1~10.
- 10) Kang, S. H., "Variable Inlet Design for Hypersonic Engines with a Wide Range of Flight Mach Numbers," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 19, No. 3, 2015, pp. 65~72.
- 11) Heo, Y., Moon, K. H., and Sung, H. G., "Investigation of Oswatitsch Scheme for Maximum Total Pressure Recovery of Hypersonic Wedge-type Intakes," *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 45, No. 12, 2017, pp.1031~1038.
- 12) Zhao, Z., and Song, W., "Effect of truncation on the performance of Busemann inlet," *Modern Applied Science*, Vol. 3, No. 2, February 2009, pp. 168~171.
- 13) Ramasubramanian, V., Lewis, M., and Starkey, R., "Performance of various truncation strategies employed on hypersonic Busemann inlets," *16th AIAA/DLR/DGLR International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference*, Bremen, Germany, October 2009, pp. 7249~7263.
- 14) Ramasubramanian, V., Starkey, R., and Lewis, M., "Numerical simulations of Busemann hypersonic inlets at finite flight angles," *26th AIAA Applied Aerodynamics Conference*, Honolulu, Hawaii, August 2008, pp.7497~7507.
- 15) Ogawa, H., MOLDER, S., and Boyce, R., "Effects of leading-edge truncation and stunting on drag and efficiency of busemann intakes for axisymmetric scramjet engines," *Journal of Fluid Science and Technology*, Vol. 8, No. 2, 2013, pp. 186~199.
- 16) Billig, F., Baurle, R., Tam, C. J., and



Wornom, S., "Design and analysis of streamline traced hypersonic inlets," *9th International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference*, Norfolk, VA, U.S.A., November 1999, pp.4974~4991.

17) Flock, A. K., and Gulhan, A., "Viscous Effects and Truncation Effects in Axisymmetric Busemann Scramjet Intakes," *AIAA Journal*, Vol. 54, No. 6, 2016, pp.1881~1891.

18) Babu, V. J., Pathak, U., and Sinhaa, K., "Comparative Analysis of Ramp-Type and Busemann Intakes for Hypersonic Air-Breathing Engine," *Proceedings of the 1<sup>st</sup> National Aerospace Propulsion Conference*, Kanpur, March 2017, pp.1~11.

19) Hunter, L., and Kent, T., "Inlet Analysis using Computational Fluid Dynamics," *AIAA/AHS/ASEE Aircraft Systems, Design & Technology Meeting*, Dayton, Ohio, October 1986, pp.2661~2670.