

# 극초음속 추진기관 고공 모사 설비의 시험부 설계를 위한 시험모델의 변수에 따른 성능 특성연구

최 지 선<sup>1\*</sup>

<sup>1</sup>충남대학교 항공우주공학과

본 연구에서는 극초음속 추진기관을 위한 고공환경 모사 설비 장치에서 시험부 안에 들어가는 시험 모델의 변수에 대해 고찰하였다. 시험부에 적용할 시험 모델을 대상으로 진행하고 시험 모델 형상 변화에 따른 유동 특성을 파악하였다. 시험 모델에 대한 주요 변수는 폐색율, 각도, 받음각으로 설정하였으며, 해석은 EDISON CFD에서 제공하는 정렬격자 기반 2차원 압축성 유동 범용 해석 SW로 진행하였다. 해석 결과를 통해 다양한 형상 변수에 따라 변화 되는 충격파 뒤의 압력층 두께를 확인 하였고 압력층 두께가 두꺼워 질수록 시험 조건을 모사 할 수 없음을 확인하였다. 본 연구를 통해 형상 변수에 따른 극초음속 추진기관을 위한 고공모사설비에서 시험부에 적용될 시험 모델의 범위를 확인하였다.

**Key Words** : 시험부(Test Section), 폐색율(Blockage Ratio), High Altitude Test Facility(고공환경모사 시험설비), Supersonic Flow(초음속 유동), 압축성 유동(Compressible Flow)

## 1. 서 론

극초음속 추진기관은 요구 성능을 만족시켜야 할 뿐 아니라 극초음속 추진기관이 작동하는 혹독한 환경에서의 성능이 보장되어야 한다. 따라서 엔진 개발 완료 전 지상에서의 고공 환경 모사 시험은 필수적으로 요구된다. 극초음속 추진기관을 위한 고공환경 모사시험 설비는 국외에서는 미국 NASA, 프랑스 ONERA, 일본 JAXA에서 국내에선 한국 KARI에서 연구가 진행되었다.[1] 고공환경 모사시험 설비에 대한 연구는 국내, 외에서 이루어졌지만 시험 모델에 따른 시험부의 연구는 거의 수행되어있지 않다. 본 연구에서는 극초음속 추진기관을 위한 고공환경 모사시험 설비 중 설계된 시험부에서의 시험 가능한 모델의 범위를 제시하기 위한 기초연구로 진행되었다. 모델의 주요 변수에 따른 유동 특성을 파악하여 시험 모델의 변수를 지정하는 것이 연구 목표이다. 모델의 주요 변수는 모델의 면적과 노즐 출구 면적 비인 폐색율, 모델의 반각, 모델의 받음각으로 하였다.

## 2. 설계 및 변수 설정

### 2.1 목표 조건 설정

스크램 제트, 램 제트와 같은 극초음속 추진기관의 비행 마하수와 고도는 Fig. 1에 범위가 나타나있다. Fig. 1을 참고하여 극초음속 추진기관에 적합한 비행속도와 고도를 선정하였다. 선정된 고도 조건에 맞는 마하수와 전압력의 값을 선정

하였으며 목표 조건은 마하수 4.5, 고도 27km이다. 따라서 목표 조건에 맞추어 시험 장치를 설계하였다.

### 2.2 시험 장치의 구성

시험 장치의 개략도는 Fig. 2과 같다. 시험 장치는 시험하고자 하는 모델의 온도와 공기의 조성을 구성해주는 가열기(Vitiation heater), 목표하고자 하는 조건을 조성하여 시험 모델을 시험하는 시험부(Test section), 시험부에 목표하는 압력 조건을 모사해주는 초음속 디퓨저(Supersonic diffuser), 이젝터의 원활한 작동을 위해 고온의 유체를 냉각하여 주는 열교환기(Heat exchange), 디퓨저 후단의 배압을 떨어트려 더 높은 고도의 압력을 구성하는데 도움을 주는 이젝터(Ejector)로 구성되어있다.[1]

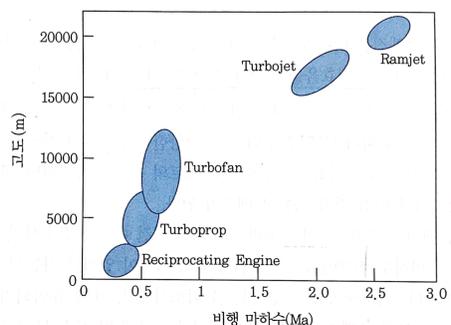


Fig. 1 추진 기관별 적합한 비행속도 및 고도[2]

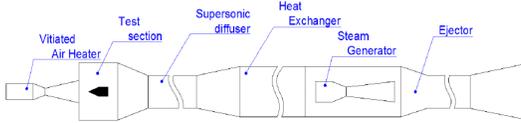


Fig. 2 고공환경모사 시험장치 개략도

### 2.3 시험 장치의 설계

본 연구에서는 극초음속 추진기관을 위한 고공환경 모사 시험 설비의 축소형인 상온 시험용 장치로 설계를 진행하였다. 작동 유체는 상온 공기, 유량은 보유하고 있는 설비의 가용 용량을 기준으로 50g으로 설정하였다. 2.1절에서 언급하였듯이 시험부에서의 목표조건은 마하수 4.5, 고도조건 27km (0.0185bar)이다.

#### 2.3.1 가열기 설계

가열기를 설계하기 전 필요한 조건인 전압력( $P_0$ )의 값을 Fig. 2 그래프에서 마하, 고도, 전압력과 관계에서 5.47bar의 값을 얻을 수 있다. 노즐의 목( $A_t$ )에서 Chocking 될 경우 사용하는 유량식은 식 (1)의 Chocking 유량식을 사용하여 노즐 목을 구한다.

$$A_t = \frac{\dot{m}}{P_0 \sqrt{\frac{\gamma}{RT} \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}}} \quad (1)$$

그 다음 노즐 출구( $A_e$ )에서 구현되어야 하는 마하수 ( $M=4.5$ )를 통해 노즐 출구와 노즐 목의 비인 팽창비( $A_e/A_t$ )를 식 (2)를 통하여 구한다.

$$\frac{A_e}{A_t} = \frac{1}{M} \left[ \frac{2}{\gamma+1} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2\right) \right]^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \quad (2)$$

#### 2.3.2 시험부 설계

시험부( $A_{test}$ )를 설계하기 전 시험 모델을 설계한다. 시험 모델( $A_{model}$ )은 추천치로 폐색율 15%로 설계한다. 시험부의 직경은 식 (3)과 같이 노즐 출구의 직경에서 시험 모델의 직경만큼 더하여 계산을 한다.[3]

$$A_{test} = A_e + A_{model} \quad (3)$$

시험 모델의 기본 조건은 폐색율 15%, 각도 15도로 하였다. 설계된 시험부의 개략도는 Fig. 3과 같다.

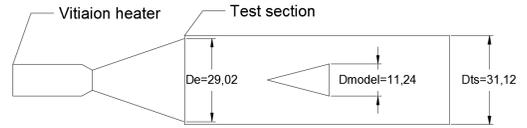


Fig. 3 Vitiation heater & Test section

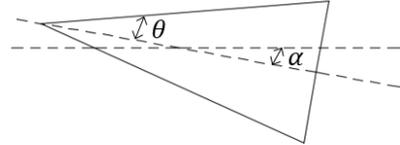


Fig. 4 시험모델 변수

### 2.4 변수 설정

기본형은 2.3절에서 설계한 것과 같이 폐색율 15%, 각도 15도로 선정하였다. 모델에 대한 유동 특성을 파악하여 설계한 시험부에 시험 가능한 모델의 범위를 제시하는 것이 목표이므로 본 연구의 변수를 Table 1과 같이 선정하였다. 변수는 폐색율( $A_{model}/A_{ts}$ ), 각도( $\theta$ ), 받음각( $\alpha$ )이며 변수에 대한 그림은 Fig. 4에 나타나있다.

Table 1 폐색율, 각도, 받음각에 따른 변수

		폐색율	각도	받음각
기본형		15%	15°	0°
변수	Case1	10%	15°	0°
	Case2	20%		
	Case3	15%	35°	0°
	Case4		45°	
	Case5	15%	15°	5°
	Case6			10°

폐색율의 변수는 추천치인 15%의 위와 아래의 지점으로 잡았다. 이는 추천치의 범위 내에서 어느 정도 허용가능한지를 보기 위하여 변수를 잡았다. 각도 변수의 경우 마하 4.5의 조건에서 이탈 충격파가 생기는 지점까지 각도의 변수를 잡았다. Fig. 5를 보면 마하 4.5에서 이탈 충격파가 생기는 각은 40°이다. 이후의 영향을 보기 위해 45°까지 변수로 지정하였다. 또한 시험하는 물체가 극초음속 추진기관이기 때문에 받음각에 대한 유동의 영향도 확인하기 위해 5°와 10°의 변수를 지정하였다.

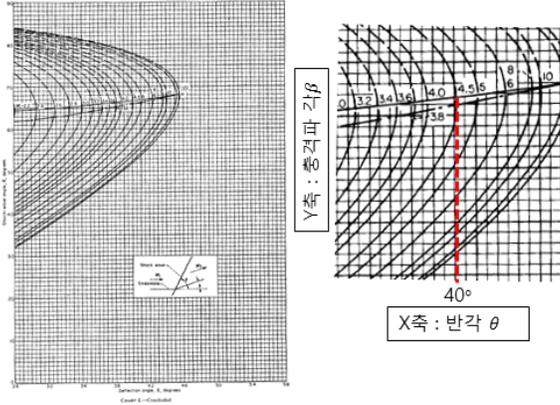


Fig. 5 경사충격과 상대량  $r=1.4 \theta-\beta-\gamma$ [4]

### 3. 해석 방법

#### 3.1 해석 조건 설정

본 연구에서는 eMEGA 소프트웨어를 이용하여 2차원 정렬 격자(Structured grid)를 생성하였다. EDISON 전산열유체 웹페이지에 등록된 정렬격자 기반 2차원 압축성 유동 범용 해석 SW를 사용하여 해석을 수행하였다. 시험부의 조건인 마하수 4.5와 고도 27km (0.0188bar)에 해당하는 조건을 해석 조건으로 설정하기 위해 레이놀즈 수와 첫 격자 간격을 계산하였다. 마하수 4.5와 고도 27km에 해당하는 물성치를 찾았으며 그 값은 Table 2에 나타나있다.[5] Table 2의 물성치를 통하여 계산한 첫 격자 간격은  $9.1 \times 10^{-6}$ 이고 레이놀즈 수는 2,772,647이다. 이를 모델링에 적용하였다.[6] 충분한 해석이 돌아갈 수 있도록 계산 반복 횟수는 100,000번으로 지정하여 해석하였다.

Table 2 고도 27km, 마하수 4.5에서의 물성치

물성치	값
Speed	1344.85 m/s
Density	0.02901 kg/m <sup>3</sup>
Kinematic coef.	0.000485 m <sup>2</sup> /s

#### 3.2 형상 모델링

해석은 시험부와 시험 모델을 같이 해석하지 않고 시험 모델 주변의 유동을 파악하기 위해 시험 모델만 해석하였다. 3.1절에서 구한 첫 격자 간격을 이용하여 격자를 생성하였다. 기본형을 모델링한 Grid의 형상은 Fig. 6과 같다. 외기 형상은 모델 직경의 20배를 주어 모델 주위의 유동에 영향이 없도록

구성하였다. 경계조건은 모델은 Viscous adiabatic wall로 주었고 외기는 Far field로 주어 충분히 유동이 모델을 지나가며 빠져나갈 수 있게 구성하였다.

기본형 및 Case1~Case6의 격자의 개수는 79,400개로 구성하였다. 격자의 유효성을 검사하기 위하여 기본형에 더 많은 격자를 생성하여 계산을 수행하였다. 격자의 수가 107,500개, 143,100개, 2가지 경우를 계산하였고 기본형과 결과를 분석해보았다. Table 3은 계산 결과  $C_L$ ,  $C_D$ ,  $C_M$  값이며 Fig. 7은 격자 수에 따른 모델 주변의 격자 분포를 나타내는 그림이다. 기본형에서 격자가 증가함에 따라  $C_D$ 의 값은 일정하였고,  $C_L$ ,  $C_M$ 값은 모두 0에 가깝게 수렴한 것을 확인하여 기본형 격자를 기준으로 모든 Case를 해석하였다.

Table 3 격자 수에 따른  $C_L$ ,  $C_D$ ,  $C_M$

격자수	$C_L$	$C_D$	$C_M$
79,400개 (기본형)	$3.5 \times 10^{-7}$	0.35	$-9 \times 10^{-6}$
107,500개	$2.5 \times 10^{-6}$	0.35	$-1 \times 10^{-5}$
143,100개	$2.2 \times 10^{-6}$	0.35	$-1.5 \times 10^{-5}$

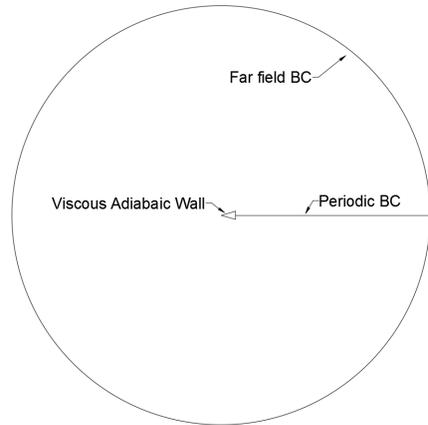


Fig. 6 모델링 Grid & BC

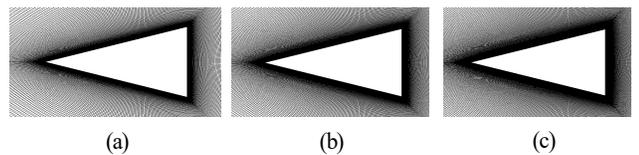


Fig. 7 격자수 79,400개(a), 107,500개(b), 143,100개(c)의 격자

#### 4. 해석 결과

해석 결과 기본형 및 Case1~Case6의  $C_L$ ,  $C_M$  0의 값 근처로 수렴하였다. 흔들림은 있었지만 단위가 모두  $1.0 \times 10^{-5}$  범위에서 흔들려 수렴했다고 판단하였다. 수치해석의 결과를 먼저 각도에 따른 변수(기본형, Case3, Case4)는  $\theta - \beta - \gamma$ 의 식을 적용하여서 이론값과 비교하였고 기본형과 Case1 ~ Case6이 실린더 안에 모델이 들어갔을 때의 영향을 유동 분포를 통해 분석하였다.

##### 4.1 이론과 비교

충격파와 상류 유동 방향 사이의 각은 충격파 각으로 정의되고  $\beta$ 로 표기된다.[7] 기본형과 Case3, Case4의 유동 조건은 Table 4와 같으며  $\theta - \beta - \gamma$ 의 관계식인 식 (4)를 이용하여  $\beta$ 를 구하였다. Fig. 8은 해석 결과 각도를 나타낸 그림이다. Case4의 경우 2.4절에서 언급한데로 이탈 충격파가 생기는 각도로 이탈충격파가 형성된 것을 확인할 수 있다. 이론식으로 구한  $\beta$ 와 해석 후 나온  $\beta$ 는 Table 5에 정리 되어있다. 해석의  $\beta$ 의 값과 이론의  $\beta$ 의 비는  $\theta$ 가 15도일 때 1.06,  $\theta$ 가 35도일 때 1.03이 나온 것을 확인하였다.

$$\tan \theta = 2 \cot \beta \frac{M_1^2 \sin^2 \beta - 1}{M_1^2 (\gamma + \cos 2\beta) + 2} \quad (4)$$

Table 4 유동 조건

$M_1$	4.5	
$\theta$	기본형	15°
	Case3	35°
	Case4	45°
$P_1$	0.01853 bar	
$T_1$	300 K	
$\gamma$	1.4	

Table 5 이론  $\beta$ 와 해석  $\beta$ 의 비교

$\theta$	$\beta_{theory}$	$\beta_{analysis}$	$\beta_{analysis} / \beta_{theory}$
15°	25.5°	27°	1.06
35°	51.3°	53°	1.03

##### 4.2 시험부 설계의 적용

목표 조건에서의 시험 모델 주변의 유동이 시험부에 들어갈 경우에 유동의 변화를 예측해보았다. 따라서 시험 모델 해

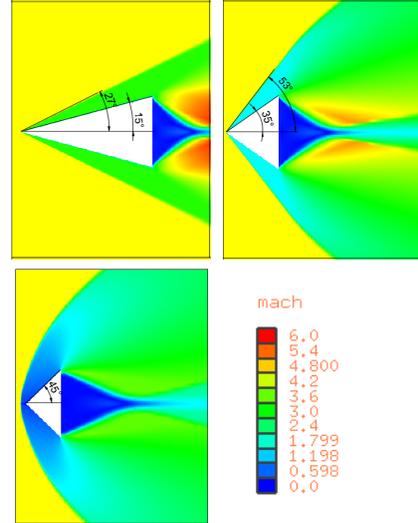


Fig. 8 기본형, Case3, Case4의 마하분포

석 결과에 가상의 시험부의 경계를 그렸으며, 시험 모델들이 시험부에 동일한 위치에 놓여있다고 가정 하에 충격파가 시험부에 부딪히는 위치를 비교해보았다. 따라서 실제 실린더 유동에서 관찰되는 벽면의 마찰과 높은 마하수에서의 Shock Diamond의 현상은 배제하고 유동이 물체를 만나 처음으로 벽에 부딪히는 위치와 유동 특성을 중심으로 살펴보았다.

Fig. 9는 기본형과 Case1, Case2를 비교한 것이다. 여기서 변수는 폐색율(Amodel/Ats)이다. 동일한 각도를 주었기 때문에 모델에 의해 생기는 경사충격파의 각도( $\beta$ )는 같았다. 하지만 폐색율이 커지면 수직 충격파 이후의 높은 압력을 이루는 유동의 두께가 두꺼워졌다. 따라서 폐색율이 커지면 더 두꺼운 압력 층이 생기며 실린더 내부 유동을 방해하여 목표하는 조건을 구현할 수 없음을 판단하였다.

Fig. 10은 기본형과 Case3, Case4를 비교한 것이다. 여기서 변수는 각도이다. 동일한 폐색율을 주었으며 받음각은 0°이다. 각도가 커질수록 충격파 이후의 압력이 두꺼워지며 40°를 넘기게 되면 이탈충격파가 형성된다. 이탈 충격파 이후의 유동의 압력이 목표하는 압력보다 더 높은 압력의 유동이 형성된 것을 확인할 수 있다. 따라서 시험 모델이 실린더 내부로 들어갈 경우 원하는 압력을 구현 할 수 없을 것으로 판단하였다.

Fig. 11은 기본형과 Case5, Case6를 비교한 것이다. 여기서 변수는 받음각이다. 동일한 폐색율, 각도를 주었다. 해석 결과 각도가 커질수록 밑 부분이 큰 압력을 받는 것을 볼 수 있으며 이는 각도가 점점 커지면 큰 압력을 받는 부분이 실린더 내부의 직경에 비해 많아지면 목표하는 조건이 구현되지 않을 것을 판단하였다.

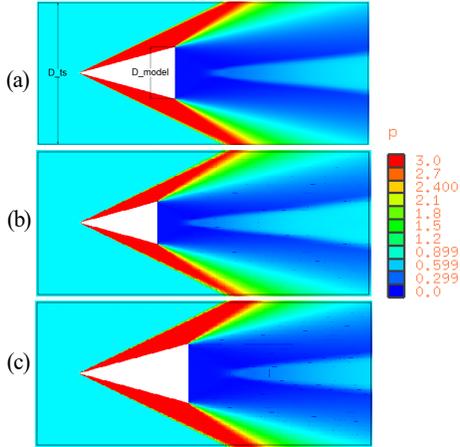


Fig. 9 기본형(a), Case1(b), Case2(c)의 압력분포

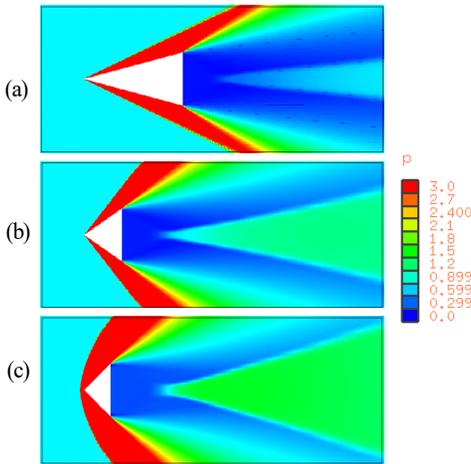


Fig. 10 기본형(a), Case3(b), Case4(c)의 압력분포

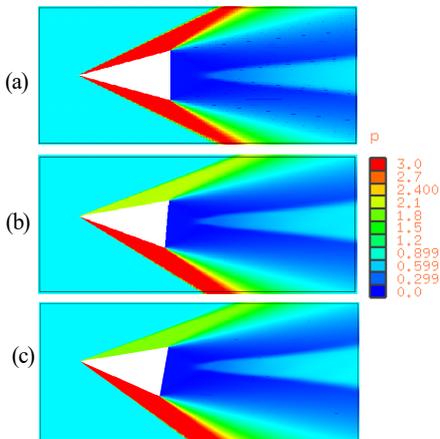


Fig. 11 기본형(a), Case5(b), Case6(c)의 압력분포

## 5. 결 론

극초음속 추진기관을 위한 고공환경 모사 시험 설비 장치 중 시험부와 시험 모델에 대한 연구를 진행하였다. 시험 모델에 대한 변수는 폐색율, 각도, 받음각이다.

이론식으로 구한 충격과 각도와 해석으로 구한 충격과 각도의 비는 1.03, 1.06이다. 추후 여러 각도에 대한 변수를 지정할 때 이론 계산식과 수치해석의 비를 고려하여 시험 모델의 각도를 지정하는데 기초 연구가 될 것이다.

시험 모델만 해석을 수행하여 가상의 시험부를 그려 분석한 결과 폐색율, 각도, 받음각의 변수에 따라 수직 충격과 이후의 높은 압력층이 두껍게 형성이 되면 원하는 목표 조건을 만족하지 못하는 것을 확인하였다. 폐색율의 경우 10%~20%, 각도는 15°, 받음각은 0°~10°의 범위는 시험부 내에서 시험 모델을 시험 할 때 수직 충격과 뒤 목표하는 조건이 형성되는 것으로 보아 목표 조건을 구현하는데 문제가 없는 조건임을 확인하였다.

본 연구를 통해 추후 시험부와 시험 모델을 설계 할 때의 기초연구로 사용하여 고공 환경 모사 시험을 진행할 예정이다.

## 후 기

본 논문은 2016년도 정부(미래창조과학부)의 재원으로 한국연구재단 첨단 사이언스·교육 허브 개발 사업의 지원을 받아 수행된 연구임(No. NRF-2016M3C1A6937383)

## References

- [1] 2016, 이성민, 유이상, 김완찬, 고영성, 이정민, “극초음속 추진기관을 위한 고공환경 모사시험 설비 구성,” 한국 추진공학회 춘계대회 논문집, pp. 675-680.
- [2] 2008, 한국추진공학회, *항공우주추진기관개론*, 한티미디어.
- [3] 1968, Поуп А., Гойт н К. *Аэродинамические трубы бо льших скоростей*.
- [4] 1953, Ames Research Staff, “Equations, Tables and Charts for Compressible Flow,” NACA Report 1135.
- [5] [www.grc.nasa.gov/www/k-12/Airplane/airsim.html](http://www.grc.nasa.gov/www/k-12/Airplane/airsim.html), National Aeronautics and Space Administration
- [6] [www.pointwise.com/yplus/](http://www.pointwise.com/yplus/), Pointwise
- [7] 2011, John Anderson, *Fundamentals of Aerodynamics*, 5<sup>th</sup> edition, McGraw-Hill Korea.