



J. Korean Soc. Aeronaut. Space Sci. 49(7), 529-537(2021)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2021.49.7.529

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

## 세 가지 프로브를 이용한 초고속 비행체 내부 항력 보정 기법의 실험적 연구

진 현<sup>1</sup>

## An Experimental Study on Internal Drag Correction of High Speed Vehicle Using Three Probes

Hyeon Jin<sup>1</sup>

Agency for Defense Development

## ABSTRACT

Wind tunnel tests were carried out with a scramjet high speed vehicle. Since the scramjet engine does not have a compressor, it has a simple structure, but it is important to design the intake for the supersonic combustion in the combustion chamber. In this study, internal flow characteristics and the starting condition were analyzed by measuring the pressure at the isolator exit just before the combustion chamber, and the intake performance parameters were calculated and compared the result on every Mach number. The aerodynamic characteristics of the flow-through high speed vehicle were analyzed and internal drag correction is required to precisely analyze the aerodynamic characteristics. In this paper, an experimental technique using three probes for internal drag correction was proposed. By applying internal drag correction, it was able to figure out the effect of the internal flow on the aerodynamic force of the vehicle.

## 초 록

스크램제트 엔진을 갖는 초고속 비행체로 풍동실험을 수행하였다. 스크램제트 엔진은 별도의 압축기가 없기 때문에 간단한 구조를 갖고 있지만 연소실에서 초음속 연소가 일어날 수 있도록 흡입구를 설계하는 것이 중요하다. 본 연구에서는 연소실 직전에 있는 격리부 출구면 압력 측정을 통해 내부 유동 특성 및 흡입구 시동 조건을 판단하였고 흡입구 성능 변수를 계산하여 마하수 별로 결과를 비교하였다. 유동관통형 초고속 비행체의 공력 특성도 분석하였고 정확한 공력 특성 분석을 위해서 내부 항력 보정이 필요하다. 본 연구에서는 내부 항력 보정을 위해 세 가지 프로브를 이용한 실험 기법을 제시하였다. 내부 항력 보정을 적용하여 내부 유동이 비행체 공력에 미치는 영향을 파악할 수 있었다.

**Key Words** : Wind Tunnel Test(풍동실험), Scramjet(스크램제트), Wedge Probe(웬지 프로브), Cone Probe(콘 프로브), Pitot Probe(피토 프로브), Internal Drag Correction(내부 항력 보정)

## 1. 서 론

스크램제트(Scramjet) 엔진에 대한 연구는 1960년대부터 미국에서 주도적으로 이루어졌고 미국을 비

롯한 러시아, 프랑스 등 여러 나라에서 스크램제트 엔진 개발 프로그램을 진행하였다[1]. 2002년에 HyShot 프로그램으로 스크램제트 추진 첫 비행에 성공하였고[2] 2004년 X-43A가 마하 7의 속도로 비행에 성공

† Received : April 16, 2021 Revised : June 1, 2021 Accepted : June 24, 2021

<sup>1</sup> Researcher

<sup>1</sup> Corresponding author, E-mail : jinhyeon@add.re.kr

© 2021 The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences

하고 두 번째 비행에서는 마하 10까지 도달하였다 [3]. 이러한 성공에 힘입어 스크램제트 엔진 기술 개발을 위한 연구가 더욱 활발하게 이루어지고 있다. 스크램제트 엔진은 별도 압축기 없이 흡입구에서 발생하는 경사충격파에 의해 공기를 압축하여 흡입하는 구조이다. 비교적 간단한 구조이지만 유입되는 공기가 연소를 위해 충분히 압축이 되어야 하기 때문에 흡입구(intake) 설계가 매우 중요하다[4]. 흡입구에서 생긴 경사충격파가 내부로 유입이 되면서 충격파열(shock train)이 형성되는데 격리부(isolator)는 충격파열이 안정적으로 형성되게 하여 연소실의 고압이 흡입구로 전파되어 엔진 성능을 저해하는 것을 막아준다. 풍동실험을 통해 격리부에서의 복잡한 유동장을 가시화하고 압력 측정을 수행하기도 한다[5].

본 연구에서는 스크램제트 엔진을 갖는 초고속 비행체의 풍동실험을 수행하고 비행체의 내부 유동과 공력 특성을 파악하기 위한 실험 기법을 제시하였다. 풍동실험을 통해 공기흡입식 추진기관을 갖는 비행체의 공력 특성을 획득하기 위해서는 외부 형상뿐만 아니라 내부 유로를 모사해야 한다. 내부 유로의 압력 분포에 따라 내부 항력이 발생하게 되는데 비행체 공력 특성을 정확하게 예측하기 위해서 내부 항력을 보정하는 것이 필요하다[6]. 비행체 내부 항력 보정 방법에 대한 연구가 많이 이루어졌으나 주로 내부 유로 출구에서의 유동 방향이 축 방향과 평행하여 피토투레이크와 벽면 흡을 이용한 압력 측정을 통해 내부 항력을 보정하거나 Mach simulation tank와 같은 별도 전문 장비를 사용하여 내부 항력을 측정한다[7]. 본 실험에 사용된 초고속 비행체는 비대칭 노즐 형상으로 내부 유로 출구에서 유동이 축 방향과 평행하지 않아서 레이크로 압력을 측정하기 위해서는 흐름각을 알아야 하는 문제가 있다. 또한 내부 항력 측정을 위한 Mach simulation tank와 같은 실험 장비를 보유하고 있지 않다. 본 연구는 이러한 실험 환경 조건에서 세 가지 프로브를 이용하여 내부 항력을 보정할 수 있는 실험적 기법을 제시하였다.

풍동실험은 국방과학연구소 고속풍동에서 수행되었다. 공기흡입 스크램제트 비행체 형상으로 실험하였고 마하 4.5, 5, 6의 속도 영역에서 비행체의 받음각(angle of attack,  $\alpha$ )을 변화하면서 자세에 따른 공력 특성뿐만 아니라 격리부 출구(isolator exit,  $i$ )에서 압력 측정을 통해 흡입구 성능 변수를 구하여 내부 유동 및 스크램제트 비행체의 흡입구 시동 조건(starting condition)을 분석하였다. 또한 초고속 비행체 내부 유동이 빠져나가는 노즐 출구(nozzle exit,  $e$ )에서 세 가지 서로 다른 프로브를 이용한 압력 측정을 통해 노즐 출구의 유동 특성을 분석하고 유동 관통형(flow-through)으로 설계된 초고속 비행체의 내부 항력 보정을 수행하였다. 보정된 공력계수를 통해서 내부 유동이 초고속 비행체의 공력에서 미치는 영향에 대해서 분석하였다.

풍동실험을 통해 구축된 공력계수 데이터는 스크램제트 연소 추진력 및 그로 인한 유동 교란이 포함되지 않아 실제 비행 시 공력과는 다른 데이터이다. 그러나 본 연구에서는 획득한 공력계수를 바탕으로 형상 특성에 의한 공력과 내부 유동이 공력에 미치는 영향에 대해서 살펴보고 풍동실험에서 형상 특성에 따른 공력계수 변화에 대한 내부 항력 보정 기법을 제시하였다. 본 논문의 구성은 다음과 같다. 2.1장에서는 풍동 시설과 초고속 비행체의 형상, 실험조건에 대해 간단히 기술하였다. 2.2장에서는 격리부 출구에서 측정된 압력 측정에 대해 기술하고 2.3장에서는 본 연구에서 제시하는 내부 항력 보정을 위해 세 가지 프로브를 이용한 실험 절차와 계산 방법 등과 같은 실험 기법에 대해 자세히 서술하였다. 2.4장에서는 실험 결과를 분석하였고 3장에서는 본 연구에 대한 결론에 대해 기술하였다.

## II. 본 론

### 2.1 풍동 실험

#### 2.1.1 고속 풍동

국방과학연구소 고속 풍동은 불어내기식(blow-down) 형태의 풍동이다. 노즐에 따라서 마하 4.5, 5, 6에서 실험이 가능하며 마하수 변경 시에는 노즐을 교체하는 방식이다. 마하 4.5 노즐의 직경은 260 mm 이고 마하 5와 마하 6은 노즐 직경이 300 mm이다. 극초음속 풍동은 일반적으로 고온의 기체와 진공탱크가 필요하다. 국방과학연구소의 고속 풍동은 고마하수에서 공기의 응축을 피하기 위해 고온 기체를 사용하여 cold hypersonic wind tunnel 범주에 속한다. 극초음속 풍동에서 진공탱크는 정체실의 압력을 높이는 데 한계가 있을 경우 시험부 이후 압력을 낮춤으로써 압력비를 맞출 수 있다. Fig. 1에 나타낸 바와 같이 공기저장탱크, 가열기, 노즐, 시험부, 냉각기, 진공탱크로 구성된다[8]. 본 풍동실험에서는 마하 4.5, 5, 6에서 모두 실험을 수행하였고 노즐 출구 직경이 다르고 마하수가 다르기 때문에 시험 영역(test rhombus)이 서로 다르지만 모두 시험 영역 안에 들어오는 자세각으로 실험을 수행하였다.

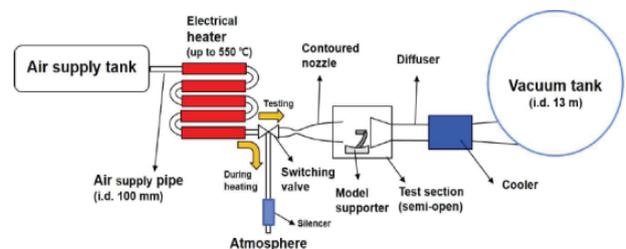


Fig. 1. High speed wind tunnel in ADD

### 2.1.2 초고속 비행체

본 연구에 사용된 비행체는 Fig. 2와 같은 형상을 하고 있다. 동체 앞부분은 2단 램프(ramp)로 구성되어 있다. 1단 램프와 2단 램프를 통해 외부 압축(external compression)이 일어나고 카울(cowl) 끝단부터 흡입구 목(throat)까지의 면적변화에 의해 내부 압축(internal compression)이 모두 일어나는 복합 압축(combined compression) 형식이며 연소실 압력변화가 흡입구에 미치는 영향을 차단하기 위해 유동단면적이 일정한 격리부가 목과 연소실 사이에 존재한다. 비행체 노즐은 상하로 비대칭 형상이며 좌우 방향으로 같은 2차원 노즐 형상의 특성을 갖는다. 또한 유동이 축방향으로 균일하게 흐를 수 있는 완전한 비대칭 노즐 형상이 아닌 확산부가 끝나면서 중간에 잘린 형상이다. Fig. 3과 Fig. 4에서 이러한 형상 특성을 볼 수 있다. 이러한 특성으로 노즐 출구에서 큰 흐름각이 생길 것으로 예측할 수 있고 프로브

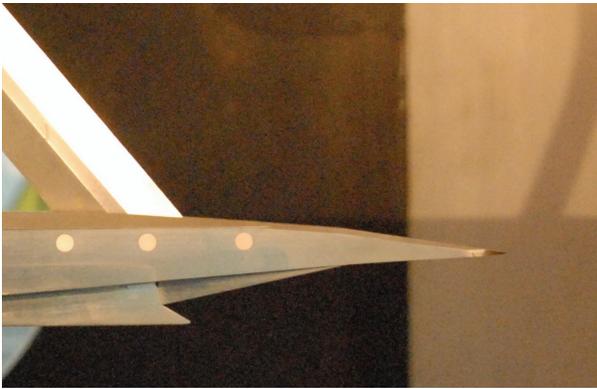


Fig. 2. The wind tunnel test model

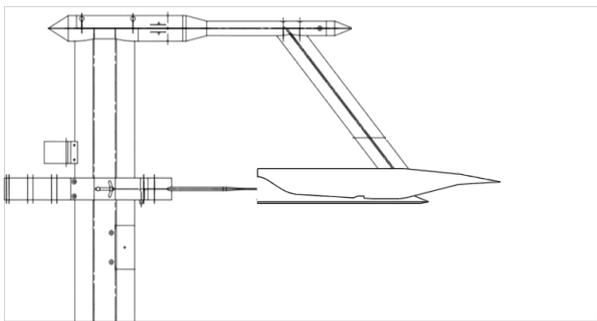


Fig. 3. The strut support and probe system

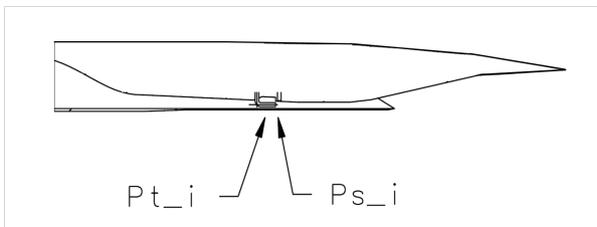


Fig. 4. The total and static pressure at the isolator exit

를 이용하여 흐름각을 측정하였다. 폭 방향으로의 내부 유로 형상변화가 없기 때문에 별도 그림으로 나타내지 않았다.

### 2.1.3 실험 조건

실험은 Table 1과 같은 조건으로 수행하였다. 마하 4.5, 5, 6 조건에서 받음각  $-5^\circ$ 에서  $6^\circ$ 까지 pitch-sweep 방식으로 실험을 수행하였다. 6분력 밸런스를 이용하여 힘과 모멘트를 측정하였고 격리부 출구에서 2개 압력센서로 각각 피토 프로브 압력과 벽면 압력을 측정하였다. 비행체 노즐 출구에서는 웬지 프로브(wedge probe) 상하면의 압력 2개, 콘 프로브(cone probe)에서 압력 1개, 피토 프로브(pitot probe)에서 압력 1개의 센서로 압력 측정을 수행하였다. 흡입구를 통해 들어온 내부 유동이 격리부 출구를 지나 노즐 출구를 통해 밖으로 나가게 되는데 이 과정에서의 유동 특성을 분석하기 위해 각 위치에서의 유동 단면적을 Table 2에 나타내었다. Table 2에 나타낸 값은 격리부 출구 면적으로 모두 무차원화한 값이다.

밸런스는 비행체 안쪽에 내부 유동이 간섭되지 않도록 설치하였다. 또한 스팅(sting)을 이용한 모델 지지가 내부 유로 형상에 간섭이 불가피하기 때문에 스트러트(strut) 지지 방식을 이용하였다. 스트러트 지지 방식을 Fig. 3에 프로브 측정을 위한 시스템과 함께 나타내었다.

본 실험에서 계산된 마하수와 공력계수의 불확도는 Table 3과 같다. 불확도는 AIAA 불확도 분석 지침을 참고하여 구했다[9]. Table 3에서의 교정오차는 식 (1)과 같이 센서 자체의 불확도를 95%의 신뢰도로 구하였다. 센서 자체의 불확도를 포함하여 자료 처리 수식의 오차 민감도 분석을 통해서 최종적으로 공력계수의 불확도가 산출되는 방법을 사용했다. Table 3에 나타낸 불확도는  $\alpha=0^\circ$ 일 때의 불확도를 나타내었다. 기준 마하수 값의 측정 마하수와 공력계수가 갖는 불확도를 나타낸다.

$$U_{sensor} = \sqrt{(2\sigma)^2 + u_c^2} \quad (1)$$

Table 1. Test condition

Mach Number, $M_0$	4.5 / 5 / 6
Angle of attack, $\alpha$ [ $^\circ$ ]	$-5 \sim 6$

Table 2. Reference area of flow cross-section

Intake reference area, $A_{ref}$	5.16
Isolator exit area, $A_i$	1
Nozzle exit area, $A_e$	6.49

Table 3. The Uncertainties of aerodynamic coefficients

$\alpha=0^\circ$		Nominal Mach number		
		4.5	5.0	6.0
Value	M	4.4130	4.9270	5.8570
Uncertainties	$U_M$	0.0064	0.0050	0.0071
	$U_{c_x}$	0.0016	0.0013	0.0016
	$U_{c_y}$	0.0013	0.0010	0.0013
	$U_{c_z}$	0.0022	0.0018	0.0021
	$U_{c_l}$	0.0014	0.0011	0.0014
	$U_{c_m}$	0.0019	0.0011	0.0018
	$U_{c_n}$	0.0006	0.0004	0.0006

## 2.2 격리부 출구 압력 측정

격리부 출구 압력 측정은 Fig. 4에 나타난 바와 같이 연소실로 가기 직전, 격리부 출구의 피토포관과 내부 벽면 홀에서 측정하였다. Pitot-Rayleigh 관계식을 나타낸 식 (2)에 의해서 특정 지점에서의 정압과 전압을 알면 해당 지점에서의 유동 마하수를 구할 수 있다. 식 (2)의  $P_{s1,i}$ 에 해당하는 격리부 출구 벽면 압력과  $P_{t2,i}$ 에 해당하는 격리부 출구 피토포관 압력을 측정하여 격리부 출구의 내부 유동 마하수를 구할 수 있다. 이러한 방법으로 계산한 유동 마하수는 연소실로 유입되기 직전의 유동 속도이므로 이를 바탕으로 스크램제트 비행체에서 연소실로 유입되는 유동의 속도를 알 수 있다. 본 연구에서는 해당 지점에서 계산한 마하수를 통해 스크램제트 엔진 연소실에서 초음속 연소가 발생할 수 있는지에 대한 시동 조건을 판단하였다. 내부 유로에서 측정한 압력을 바탕으로 마하수 및 흡입구 성능 변수에 대해 분석할 수 있다. 식 (2)를 통해 내부 유동 마하수를 구한 후 식 (3)과 같은 충격파 관계식에 의해 격리부 출구에서의 전압  $P_{t1,i}$ 을 구하였다. 식 (4)에 의해 내부 유동의 질량 유량을 계산하여 식 (5)와 같은 질량유량비(mass flow ratio, MFR)와 전압회복율(total pressure recovery, TPR)을 바탕으로 받음각과 마하수에 따른 스크램제트 비행체 내부 유동 특성에 대해 분석하였다.

$$\frac{P_{t2,i}}{P_{s1,i}} = \left( \frac{6M_i^2}{M_i^2+5} \right)^{3.5} \left( \frac{6}{7M_i^2-1} \right)^{2.5} \quad (2)$$

$$\frac{P_{t2,i}}{P_{t1,i}} = \left( \frac{6M_i^2}{M_i^2+5} \right)^{3.5} \left( \frac{6}{7M_i^2-1} \right)^{2.5} \quad (3)$$

$$\dot{m}_i = \frac{P_{t1,i} A_i}{\sqrt{T}} \sqrt{\frac{\gamma}{R}} M_i \left( 1 + \frac{\gamma-1}{2} M_i^2 \right)^{-\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \quad (4)$$

$$MFR_i = \frac{\dot{m}_i}{m_0}, \quad TPR_i = \frac{P_{t1,i}}{P_{t0}} \quad (5)$$

## 2.3 내부 항력 보정의 실험 기법

내부 항력을 보정하기 위해서는 비행체 노즐 출구의 유동 특성을 알아야 한다. 본 연구에서는 노즐 출구의 전압과 정압을 측정하여 내부 항력을 보정해주었다. 비행체의 내부 유로 형상이 폭 방향으로 형상 변화가 없고 수직방향으로 형상 변화가 커서 2차원 유동의 특성을 보일 것으로 예측된다. 본 연구에서는 경계층 및 3차원 유동의 영향성을 고려하지 않았고 2차원 유동으로 가정하여 결과를 분석하였다. Fig. 5는 비행체 내부 유로에서의 2차원 유동을 개략적으로 보여주고 있다. 비대칭 노즐이기 때문에 노즐 출구를 빠져나가는 유동에 흐름각이  $\theta$ 만큼 생기게 되고 전압과 정압을 측정하기 위해서는 노즐 출구에서의 흐름각  $\theta$ 를 알아야 한다. 본 연구에서는 스크램제트 엔진을 갖는 초고속 비행체의 내부 항력 보정을 위해 다음과 같은 식 (6)~식 (12)에 해당하는 실험적 기법을 제시하였다.

- 1) 첫 번째 시험: 각  $\theta_1$ 으로 웻지 프로브를 설치하여  $\Delta P_1$  획득

$$\Delta P_1 = P_{wed,1} - P_{wed,2} \quad \text{at } \theta_1 \quad (6)$$

- 2) 두 번째 시험: 각  $\theta_2$ 로 웻지 프로브를 설치하여  $\Delta P_2$  획득

$$\Delta P_2 = P_{wed,1} - P_{wed,2} \quad \text{at } \theta_2 \quad (7)$$

- 3) 식 (6), 식 (7)로부터 구한  $\Delta P_1$ ,  $\Delta P_2$ 로 노즐 출구 흐름각  $\theta$  계산

$$\theta = \frac{(\theta_2 - \theta_1) \Delta P_1}{\Delta P_1 - \Delta P_2} + \theta_1 \quad (8)$$

- 4) 세 번째 시험: 각  $\theta$ 로 콘 프로브를 설치하여  $P_c$  획득

- 5) 네 번째 시험: 각  $\theta$ 로 피토포 프로브를 설치하여  $P_{t2,e}$  획득

- 6)  $P_c$ 와  $P_{t2,e}$ 를 바탕으로 식 (9)~식 (12) 계산

$$\text{(가정) } P_{s1,e} = P_c \quad (9)$$

$$\frac{P_{t2,e}}{P_{s1,e}} = \left( \frac{6M^2}{5} \right)^{3.5} \left( \frac{6}{7M^2-1} \right)^{2.5} \quad (10)$$

$$P_{s1,e} = f_{TM}(M, P_c, \theta_e) \quad (11)$$

$$|M - M_{prev}| < \epsilon, \quad M_{1,e} = M \quad \text{or iterate (9) ~ (12)} \quad (12)$$

식 (6)~식 (11)에 대한 자세한 설명은 2.3.1~2.3.3의 프로브에 대한 내용과 함께 자세히 기술하였다.

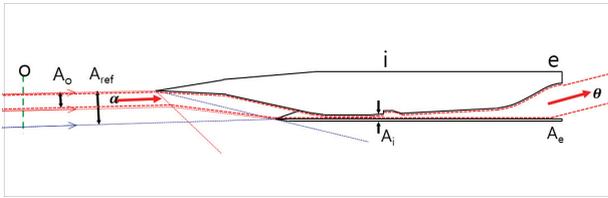


Fig. 5. The internal flow path of the flow-through model

### 2.3.1 웨지 프로브

웨지 프로브는 Fig. 6(a)와 같이 윗면과 아랫면 각각의 압력을 측정한다. 웨지 프로브는 노즐 출구에서의 흐름각  $\theta$ 를 측정하기 위해서 이용하였다. 흐름각은 웨지 프로브 윗면과 아랫면의 압력차에 의해 구할 수 있다[10]. 두 번의 시험을 통해  $\theta_1$ 일 때 압력차  $\Delta P_1$ ,  $\theta_2$ 일 때 압력차  $\Delta P_2$ 를 구하여 식 (8)에 의해 흐름각  $\theta$ 를 구하였다. 식 (8)은 흐름각에 따른 압력차를 직선으로 그렸을 때  $\Delta P=0$ 이 되는  $\theta$ 를 구하는 방법을 식으로 나타낸 것이다.

본 연구에서는 웨지 프로브를 이용하여 마하수 별로 흐름각을 구해보았다. 비행체의 받음각을 변화시키면서 흐름각이 어떻게 변하는지 Fig. 7에 나타내었

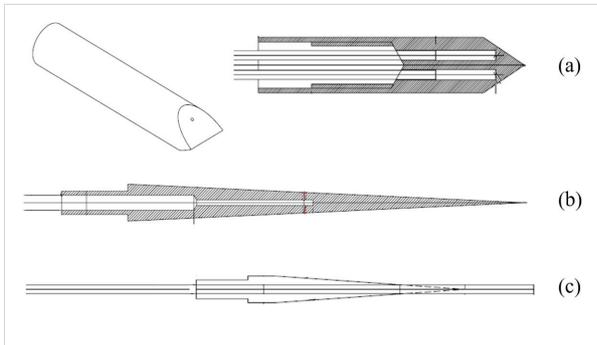


Fig. 6. Wedge probe(a), cone probe(b) and pitot probe(c)

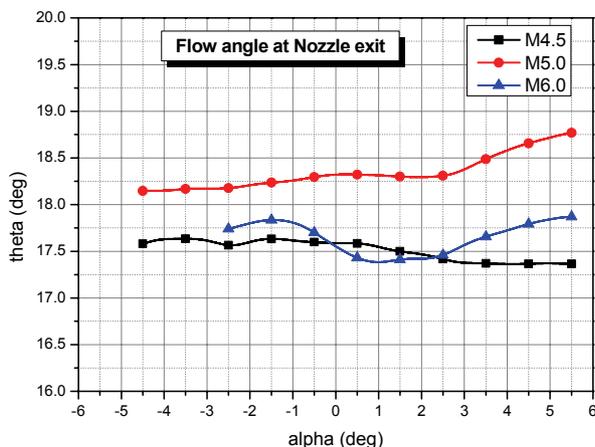


Fig. 7. Flow angle at nozzle exit

다. 받음각에 따른 흐름각이  $0.5^\circ \sim 1^\circ$  정도 차이를 보였으나 마하수 별 흐름각을 상수로 가정하여 콘 프로브와 피토 프로브를 이용한 실험을 진행하였다. 마하 4.5와 6.0에서 흐름각은  $17.6^\circ$ , 마하 5.0에서 흐름각은  $18.7^\circ$ 로 설정하였다. 콘 프로브와 피토 프로브가 비행체와 이루는 각은 해당 흐름각과 동일한 각도로 프로브를 설치하였다.

### 2.3.2 콘 프로브

초음속 유동에서 정압은 미압이므로 측정 난이도가 높다. 특히 본 실험의 초고속 비행체는 노즐 출구 형상이 비대칭 직사각형이고 콘 흐름각을 가질 것으로 예상되어 측정이 더 어려웠다. 본 연구에서는 정압을 구하기 위해 원뿔각(apex angle)이 작은 콘 모양의 프로브를 이용하였다. Fig. 6(b)에 나타낸 것이 콘 프로브이다. 콘의 원뿔각을  $5.2^\circ$ 로 매우 작게 설계하여 충격파에 의한 영향을 줄일 수 있도록 설계하였다[11]. 압력 홀의 위치는 침부로부터 콘 프로브 직경의 5배 거리에 위치하게 해 정압 측정의 정확도를 높였다. 상하 두 개 홀에서 하나의 센서로 측정하였고 초음속 유동에서 정압은 미압이기 때문에 좋은 해상도를 갖는 작은 정격의 압력 센서를 사용하였다. 또한 측정 시 시간 지연이 발생하지 않도록 압력 튜브도 최대한 짧게 하여 측정하는 것이 필요하다[11]. 본 실험에서는 압력 튜브를 5 cm 이하로 짧게 하여 압력 센서와 홀 사이를 가깝게 하여 압력 측정 시 시간 지연이 발생하지 않도록 하였다.

### 2.3.3 피토 프로브

본 실험에서 사용한 피토 프로브는 Fig. 6(c)와 같다. 일반적인 프로브 형상이며 측정 시에 x축 방향으로 노즐 출구면과 피토 프로브 끝단이 동일하도록 설치하였다. 피토 프로브에서 측정한 압력  $P_{t2,e}$ 와 콘 프로브에서 측정한  $P_c$ 로 Pitot-Rayleigh 관계식 (10)에 의해 노즐 출구 마하수  $M_{1,e}$ 를 구하였다. 계산된  $M_{1,e}$ 와 콘 프로브에서 측정한 압력  $P_c$ , 콘 프로브의 원뿔각  $\theta_c$ 를 바탕으로 Taylor-Maccoll 관계식 (11)을 이용하여 노즐 출구 정압  $P_{s1,e}$ 를 구할 수 있다[12]. 본 연구에서는 원뿔각  $2.6^\circ$ 에서의 Taylor-Maccoll 관계식을 따르는 3차 다항식 근사 모델을 만들어  $P_{s1,e}$ 를 구하였다. Fig. 8에 3차식 근사 모델을 나타내었다. 자유류 마하수에 따른 콘 마하수 및  $P_c/P_1$ 의 압력비를 볼 수 있다. 새로 계산한  $P_{s1,e}$ 와 측정값  $P_{t2,e}$ 로  $M_{1,e}$ 값을 업데이트하고 식 (12)와 같이 이전에 구한 마하수와 업데이트된 마하수 값의 차이가 일정 오차 이내가 될 때까지 이 계산을 반복한다. 일정 오차 이내가 되면 노즐 출구의 마하수  $M_{1,e}$ 값을 획득하게 되고 그때의  $P_{s1,e}$ 값이 노즐 출구의 정압이 된다.

### 2.3.4 내부 항력 보정

세 가지 프로브에서 획득한 압력 측정 결과로부터

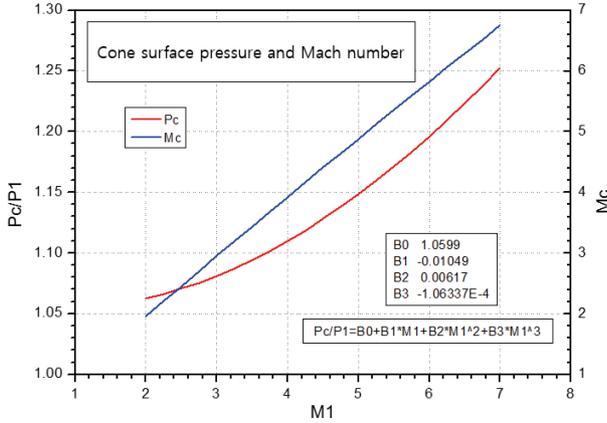


Fig. 8. Polynomial regression model based on Taylor-Maccoll Equation

내부 항력을 보정할 수 있다. 실험한 초고속 비행체는 좌우로 대칭, 상하로 비대칭 형상이기 때문에 내부 항력은 축방향 및 수직방향에 영향을 크게 준다. 따라서 본 연구에서 제시한 기법으로 보정한 공력계수는 축력계수(axial force coefficients), 수직력계수(normal force coefficients), 피칭모멘트계수(pitching moment coefficients)이다.

먼저 내부 유동에 의한 축력은 흐름각의 코사인(cosine) 방향으로 작용한다. 흡입구로 들어온 유동과 노즐 출구로 나가는 유동의 모멘텀 차이와 흡입구와 노즐 출구의 압력차이를 계수화한다. 이를 식으로 나타낸 것이 식 (13)이다. 내부 유동에 의한 축방향 힘계수  $Cx_i$ 는 식 (13)으로부터 계산된다. 이를 식 (14)와 같이 밸런스에서 측정된 힘계수  $Cx_t$ 에서 빼면 보정된 축력계수를 얻을 수 있다.

$$Cx_i = (\gamma P_0 M_0^2 A_0 \cos\alpha - \gamma P_{s1,e} M_e^2 A_e \cos\theta) + \left( \frac{A_e}{A_{ref}} (P_{s,0} - P_{s1,e}) \right) \quad (13)$$

$$= A_{ref} \left( \frac{\dot{m}_e}{m_0} \gamma P_0 M_0^2 \cos\alpha - \frac{A_e}{A_{ref}} \gamma P_{s1,e} M_e^2 \cos\theta + \frac{A_e}{A_{ref}} (P_{s,0} - P_{s1,e}) \right) / QS$$

$$Cx = Cx_t - Cx_i \quad (14)$$

내부 유동에 의한 수직방향 힘은 사인(sine) 방향으로 작용한다. 수직방향은 축방향과 다르게 압력차에 의한 힘은 없다. 수직방향으로 들어오고 나가는 모멘텀 차이를 계수화한  $Cz_t$ 를 식 (15)와 같이 계산하였다. 이를 식 (16)과 같이 밸런스 측정 수직력계수  $Cz_t$ 에서 빼면 보정된 수직력계수를 얻을 수 있다.

$$Cz_i = A_{ref} \left( \gamma P_0 M_0^2 \frac{\dot{m}_e}{m_0} \sin\alpha - \frac{A_e}{A_{ref}} \gamma P_{s1,e} M_e^2 \sin\theta \right) / QS \quad (15)$$

$$Cz = Cz_t - Cz_i \quad (16)$$

피칭모멘트계수의 경우는 내부 유동에 의한 수직력계수에 모멘트암에 대한 비  $l$ 만큼 곱해주면 된다. 식 (17), (18)과 같은 계산으로 보정된 피칭모멘트계수를 계산한다. 모멘트 암에 대한 비는 노즐 출구에서 힘이 측정되는 밸런스 중심(BMC) 사이 거리에 대한 비행체 흡입구부터 노즐 출구까지의 거리의 비가 된다.

$$Cm_i = -Cz_i \times l : l = \frac{x_{exit} - x_{nose}}{x_{exit} - x_{BMC}} \quad (17)$$

$$Cm = Cm_t - Cm_i \quad (18)$$

## 2.4 실험 결과 및 분석

본 연구에서 제시한 내부 항력 보정 기법을 적용하기 위해서는 네 번의 실험이 필요하다. 웻지 프로브를 이용하여 두 번의 실험으로 흐름각을 계산한다. 콘 프로브를 설치한 실험, 피토 프로브를 설치한 실험으로 노즐 출구의 마하수 및 압력 정보를 모두 획득한다. 본 실험을 수행하기에 앞서 압력 측정에 이용하는 압력센서는 시험 전 교정을 통해 측정 정확도를 미리 검증하였고 6분력 측정에 쓰인 6분력 내장형 밸런스로도 3축 방향의 힘과 모멘트에 대해 모두 하중 검사를 실시하였다.

본 실험에서 획득한 결과는 크게 공력계수와 격리부 출구의 압력 및 흡입구 성능 변수, 노즐 출구의 압력 및 내부 유동에 의한 공력계수 보정 값이다. 2.4.1에서 격리부 출구면에서 측정된 압력을 바탕으로 내부 유동 마하수를 구한 결과와 흡입구 성능 변수에 대해 계산한 결과에 대해 분석하였다. 2.4.2에서는 내부 항력 보정 기법으로 보정한 공력계수에 대해 분석하였다.

### 2.4.1 내부 유동 특성

격리부 출구에서 측정된 압력을 기반으로 내부 유동 특성을 파악하였다. 흡입구 램프에서 생긴 경사충격파가 벽면에 반사되어 내부 유로를 따라 격리부에 충격과 열이 생길 수 있으며 받음각에 따른 충격과 열의 위치 변화가 격리부 출구면 압력 변화에 영향을 줄 수 있다. 이러한 충격과 열을 관찰하기 위해서는 벽면의 다수 포트에서 압력 측정이 필요하다[13]. 본 풍동실험에서는 다수 포트에서 압력을 측정하지 못하여 한 지점에서 측정된 압력을 통해 격리부 출구 압력의 대략값으로 보아 유동 특성을 분석하였다.

Figure 9의 압력을 바탕으로 구한 내부 유동 마하수를 Fig. 10에 나타내었다. 마하 4.5 조건에서는 마하 2 정도의 내부 유동 마하수가 계산되었고 마하 6에서는 그보다 빠른 마하 2.4 수준의 내부 유동 마하

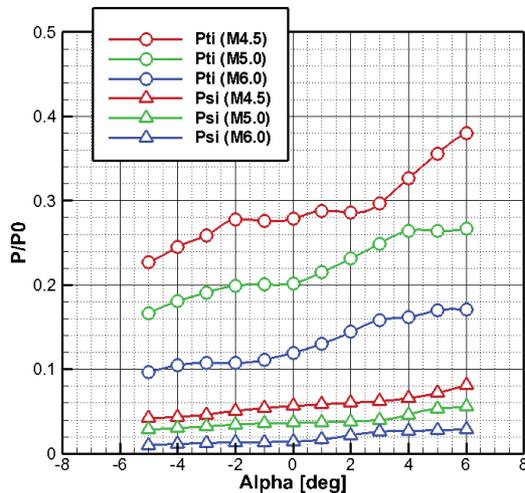


Fig. 9. The pitot and static pressure at the isolator exit

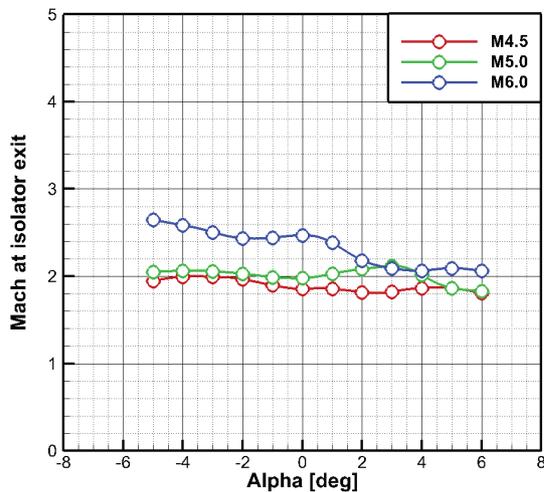


Fig. 10. Mach number at isolator exit

수가 계산되었다. 격리부 출구에서 측정된 압력을 토대로 계산한 내부 유동 마하수는 모두 초음속 상태인 것을 알 수 있었고 이 유동이 연소실로 유입된다면 초음속 연소가 이루어지는 시동 조건이 된다. 본 연구에서 실험한 마하수 조건 및 받음각 조건은 초고속 비행체의 연소실에서 모두 초음속 연소가 이루어질 수 있는 시동 조건이다.

Figure 11은 마하수 별 내부 유동의 질량유량비와 전압력회복율을 나타내었다. 본 형상의 질량유량비는 받음각에 따라서 증가하는 특성을 보인다. 이는 Fig. 4의 흡입구 형상으로부터 이해할 수 있는 경향성이다. 받음각이 증가하면서 흡입구 유동 단면적이 증가하기 때문에 비행체 내부 유량이 증가한다. 특히 마하 5, 6에서는 각각 받음각 4°, 2° 이상에서 질량유량비가 1보다 큰 값이 계산된다. 질량유량비가 1이 넘는 것은 물리적으로 불가능하지만 해당 계산에서 1

이 넘게 나온 이유는 기준 면적 설정 때문이다. 식 (2)와 (3)의 질량유량비를 구하는 과정에서 자유류의 기준 면적이 계산에 포함된다. 그러나 자유류의 기준 면적은 Fig. 8과 같이 받음각에 따라서 변하게 된다. 해당 그림에서 알 수 있듯이 받음각에 따라 충격파 각도 변화에 따라 흡입구로 들어가는 유효한 흐름의 유동 단면적이 달라지기 때문이다. 본 연구에서는 받음각에 따라 달라지는 유동 단면적을 모두 계산에 넣을 수 없었기 때문에 기준 면적을 받음각 0°일 때의 단면적으로 설정하였다. 받음각이 커지면서 흡입구로 들어오는 면적은 증가하나 질량유량비 식에서의 기준 면적은 그대로이기 때문에 질량유량비가 1이 넘는 결과가 나온다. 마하수가 올라갈수록 질량유량비가 증가하는 것을 볼 수 있고 마하 6에서는 0.83, 마하 5에서 0.76, 마하 4.5에서 0.68로 질량유량비가 계산되었다. 전압력회복율의 경우는 받음각에 따라 약간의 변화가 있지만 받음각 0° 기준으로 간단히 살펴보면 마하 4.5일 때 0.35, 마하 5일 때 0.28, 마하 6일 때 0.24 정도의 값을 보인다. 마하수가 올라갈수록 전압력 손실은 더 커지는 것을 알 수 있다. 본 실험은 충격파열이 발생할 것으로 예상되는 격리부 근처 복잡한 유동이 흐르는 지점에서 한 지점의 압력값을 측정하고 그것을 대포트값으로 설정하여 질량유량비와 전압력회복율을 구해보았다. 실험 모형의 물리적 크기의 한계로 인하여 내부 유동에서 다수의 포트에서 압력 측정을 수행하지 못했다. 따라서 Fig. 11의 질량유량비와 전압력회복율 계산은 대포트값 설정에 따른 오류가 포함되어 있을 것으로 생각되며 이러한 결과는 본 실험이 아닌 흡입구를 크게 하여 여러 지점에서 압력을 측정하여 유량을 측정하는 흡입구 실험에서 결과를 검증하는 것이 바람직하다. 본 실험에서는 격리부 출구의 한 지점에서 측정된 압력으로 해당 성능 변수를 계산하였는데 이에 대한 결과는 향후 흡입구 실험을 수행하여 검증해볼 것이다.

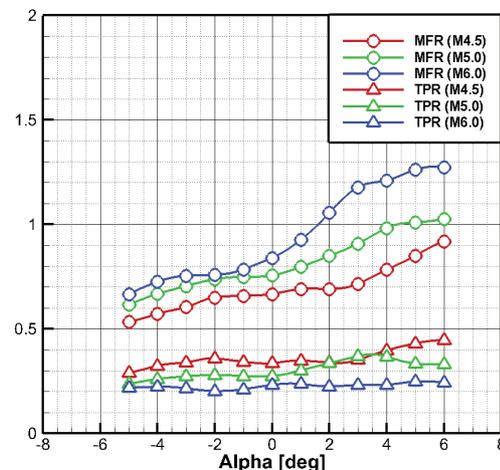


Fig. 11. Mass flow ratio and total pressure recovery

2.4.2 비행체 공력 특성

유동관통형 모델의 6분력을 밸런스로 측정하였다. 받음각에 따른 비행체 공력계수를 Figs. 12~14에 마하수 별로 나타내었다. Figs. 12~14의 공력계수는 마하 6.0에서의 최대 공력계수로 나눈 값이다. 각 경우에 대해서 값과 기울기가 상대적으로 어느 정도 차이가 있는지 참고가 될 것이다. 횡방향 공력계수는 비행체가 좌우 대칭이고 받음각에 따라 크게 변하지 않아 별도로 나타내지 않았다.

먼저 Fig. 12의 축력계수를 살펴보았다. 점선과 흰색 기호로 나타낸 밸런스 측정 축력계수  $C_{x_t}$ 는 낮은 받음각에서 모두 유사한 값을 나타냈으나 받음각이 올라가면서 높은 마하수에서 더 가파르게 증가하는 것을 볼 수 있다. 마하 6에서는 마하 5보다 높은 축력계수 값까지 증가하는 것을 확인할 수 있다. 내부 항력을 보정하여 나타낸 축력계수  $C_x$ 를 살펴보면 받음각을 따라 올라가는  $C_{x_t}$  값이 보정되어 받음각에 따라서 비교적 일정한 값을 보인다. 내부 유동이 받음각에 따라 측방향 힘으로 측정되는 값의 10% 이상 되는 크기만큼 영향을 주는 것을 볼 수 있다.

Figure 13의 수직력계수를 살펴보았다. 마하 6에서의 수직력계수가 다른 두 마하수에서의 값보다 기울기가 작은 것을 볼 수 있었다. 마하 4.5와 마하 5는 수직력계수가 큰 차이를 보이지 않는다. 보정되기 이전의 수직력계수는 받음각 0°에서 0보다 큰 값을 나타내어 위로 향하는 수직력을 받는 것을 알 수 있다. 내부 항력을 보정한 수직력계수는 받음각 0°에서 모두 0보다 작은 값을 보인다. 비행체 노즐 출구에서 나가는 흐름이 15° 이상인 것을 본 연구를 통해서 알 수 있었으며 이러한 내부 유동이 위로 향하는 힘을 유발하여 밸런스에서 측정되는 수직력이 위로 향하는 것을 볼 수 있다.

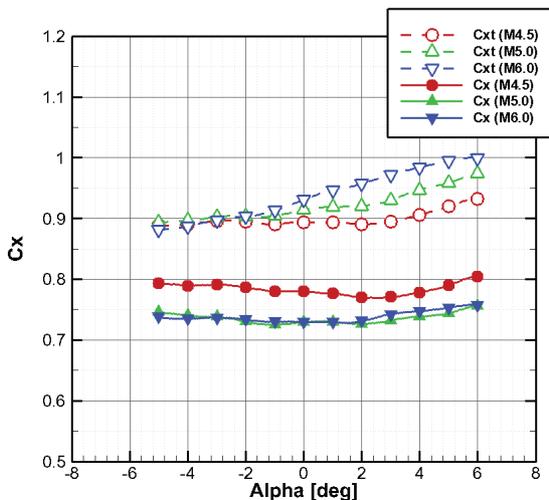


Fig. 12. Axial force coefficients

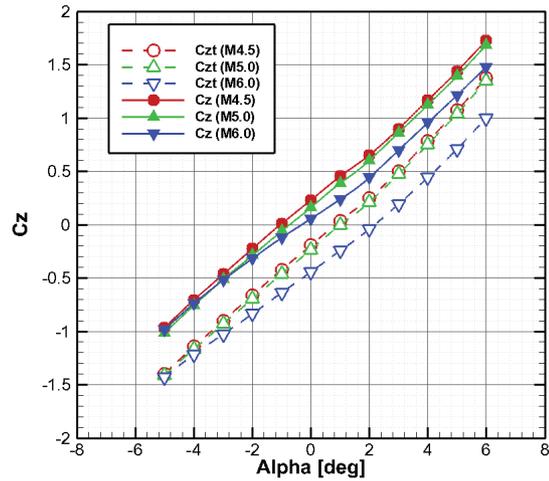


Fig. 13. Normal force coefficients

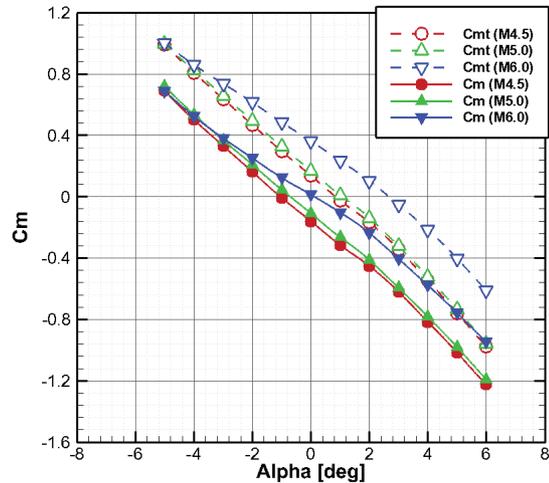


Fig. 14. Pitching moment coefficients

Figure 14의 피칭모멘트계수의 경우는 비행체 노즈(nose)를 모멘트 중심점으로 놓고 분석한 값이기 때문에 수직력계수에 의한 영향이 지배적이다. 이 때문에 수직력계수에서 본 결과와 마찬가지로 마하 6에서의 피칭모멘트 기울기 절대값이 작은 것을 볼 수 있고 다른 두 마하수에서는 역시 이에 비해 큰 차이를 보이지 않는다. 피칭모멘트계수도 보정 전후 값을 비교해보면 내부 유동에 의한 힘이 받음각 0°에서 노즈업(nose-up)을 유발하는 것을 알 수 있었다.

III. 결 론

마하 4.5에서 마하 6 속도 영역에서 내부 유동 마하수로 비추어 볼 때, 초고속 비행체가 모두 시동 조건에 만족하는 결과를 보였다. 격리부 출구 압력 측정을 통해 마하수에 따른 질량유량비 및 전압력회복

을 구할 수 있었다. 본 연구에서는 격리부 출구면에서의 압력을 측정했으나 받음각에 따라 충격파 열의 위치가 조금씩 변하기 때문에 격리부의 다수 포트에서의 압력을 측정한다면 더 정확한 실험 결과를 획득하는 데에 도움이 될 것으로 생각된다.

내부 항력 보정을 위해서 세 가지 프로브를 이용한 실험 기법을 제시하였다. 내부 항력을 보정하여 초고속 비행체 공력계수를 계산할 수 있었고 보정 전후 공력계수 비교 분석을 통해 내부 유동이 초고속 비행체에 미치는 영향에 대해 알 수 있었다. 받음각이 올라감에 따라 증가하는 축력계수는 내부 유동에 의한 영향인 것을 알 수 있었고 마하수가 높을 때 내부 유동에 의한 보정 값이 더 컸다.

본 실험에서는 스트러트 지지 방식을 이용하여 내부 유로를 그대로 모사한 채로 실험을 진행했지만 향후 스팅 지지 방식을 이용하여 내부 유로를 수정 설계한 모델로 실험한 결과와 비교하여 지지 방식에 대한 영향성을 살펴볼 예정이다. 또한 비대칭 형상 노즐 출구면의 더 넓은 범위의 압력을 측정하는 방법으로 실험한다면 더 정확한 내부 항력 보정을 할 수 있을 것으로 기대된다.

## References

- 1) Fry, R. S., "A century of Ramjet Propulsion Technology Evolution," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 20, No. 1, 2004, pp. 27~58.
- 2) Marimon, M. M., "Study of an air-breathing engine for hypersonic flight," 2013.
- 3) Moses, P. L., Rausch, V. L., Nguyen, L. T. and Hill, J. R., "NASA hypersonic flight demonstrators-overview, status, and future plans," *Acta astronautica*, Vol. 55, Issues 3-9, 2004, pp. 619~630.
- 4) Won, S. H., Jeung, I. S. and Choi, J. Y., "Overview on Hypersonic Scramjet Engine Developments," *Journal of Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 9, No. 1, 2005, pp. 67~83.
- 5) Haberle, J. and Gulhan, A., "Investigation of the Performance of a Scramjet Inlet at Mach 6

with Bopoundary Layer Bleed," AIAA 2006-8139, 14<sup>th</sup> AIAA Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, 2006.

- 6) Walker, J. J., "Internal Drag Coefficient Correction," General Dynamics Corporation Fort Worth Division, 1980, pp. 1~7.

- 7) Kim, J. M. and Lee, Y. B., "A Study on Effective Correction of Internal Drag and Wall Interference Using Response Surface in Wind Tunnel Test," *Journal of the Korea Institute of Military Science and Technology*, Vol. 22, No. 5, 2019, pp. 637~643.

- 8) Kim, S. H., Kim, Y. J., Lee, J. G. and Kim, N. G., "Introduction of ADD Hypersonic Wind Tunnels," *Proceeding of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Spring Conference*, November 2017, pp. 23~25.

- 9) AIAA Standard, "Assessment of Experimental Uncertainty with Application to Wind Tunnel Testing," AIAA S-071A-1999, 1999.

- 10) Bobbitt, P. J., Maglieri, D. J., Banks, D. W. and Fuchs, A. W., "Wedge and Conical Probes for the Instantaneous Measurement of Free-Stream Flow Quantities at Supersonic Speeds," AIAA-2011-3501, 29<sup>th</sup> AIAA Applied Aerodynamics Conference, Honolulu, Hawaii, 27-30, June 2011.

- 11) Häberle, J. and Gülhan, A., "Experimental Investigation of a Two-Dimensional and a Three Dimensional Scramjet Inlet at Mach 7," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 24, No. 5, September-October, 2008, pp. 1023~1034.

- 12) Lassaline, J. V., "Supersonic Right Circular Cone at Zero Angle of Attack," High-Speed Aerodynamics, Ryerson University, March, 2009, pp. 1~3.

- 13) Herrmann, C. D. and Koschel, W. W., "Experimental Investigation of the Internal Compression of a Hypersonic Intake," AIAA-2002-4130, 38<sup>th</sup> AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 7-10, July, 2002.