

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 45(11), 914-921(2017)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2017.45.11.914

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

지상시험장비를 통한 우주발사체 고공환경모사 기법 연구

이성민*, 오범석**, 김영준**, 박기수***

High-Altitude Environment Simulation of Space Launch Vehicle
in a Ground-Test Facility

Sungmin Lee*, Bum-Seok Oh**, YoungJun Kim** and Gisu Park***

Korea Advanced Institute of Science and Technology, Daejeon 34141, Republic of Korea* **

Korea Aerospace Research Institute, Daejeon 34133, Republic of Korea**

ABSTRACT

The experimental research on a high-altitude environment simulation of space launch vehicle is important for securing independent technologies with launching space vehicles and completing missions. This study selected an altitude of 65 km for the experiment environment where it exceeded Mach number of 6 after the launch of Korean Space Launch Vehicle(KSLV-II). Shock tunnel was used to replicate the flight condition. After flow establishment, in order to confirm aerodynamic characteristics and normal and oblique shockwaves, the flow verification was carried out by measuring stagnation pressure and heat flux of a forebody model, and shockwave stand-off distance of a hemispherical model. In addition, a shock-free technique to recover free-stream condition has been developed and verified. From the results of the three verification tests, it was confirmed that the flow was replicated with the error of about $\pm 3\%$. The error between the slope angle of inclined shockwave of the scaled down transition section model using the shock-free shape and the slope angle of the horizontal plate model, and between the theoretical and the experimental value of the static pressure of the model were confirmed to be 2% and 1%, respectively. As a result, the efficiency of the shockwave cancellation technique has been verified.

초 록

우주발사체 고공환경모사의 실험적 연구는 우주발사체 발사 및 임무완수에 대한 독자적 기술력 확보를 위해 중요하다. 본 연구는 한국형발사체(Korean Space Launch Vehicle; KSLV-II)의 발사 후 마하수 6을 돌파하는 고도 65 km 조건을 선정하였다. 지상시험장비중 하나인 충격파 터널을 이용하여 고공환경모사를 수행하였다. 유동발달 이후 공기열역학적 특성과 수직 및 경사충격파 확인을 위해 선두부 모델의 정체 압력과 정체 열 유량, 그리고 반구형상 모델의 충격파 이탈거리 측정을 통해 유동검증을 수행하였다. 추가적으로 발사체 측면과 저부면 현상연구에 사용되는 시험모델의 자유류 회복을 위한 충격파 상쇄 기법을 개발 및 검증하였다. 세 가지 유동검증 결과를 통해 이론값과 약 $\pm 3\%$ 이내의 오차를 갖는 정확한 유동이 발달되었음을 확인하였다. 그리고 충격파 상쇄기법을 갖는 천이구간 축소 모델의 경사충격

† Received : July 28, 2017 Revised : October 18, 2017 Accepted : October 24, 2017

*** Corresponding author, E-mail : gisu82@kaist.ac.kr

파 경사각과 수평 평판모델의 경사각, 그리고 모델 측면 정압력의 실험값과 이론값의 오차가 각각 2%, 그리고 1% 으로 확인되었으며, 이를 통해 해당 충격파 상쇄 기법의 합리적인 효과가 검증되었다.

Key Words : High-Altitude Environment Simulation(고공환경모사), Space Launch-Vehicle(우주발사체), Shock-Free Technique(충격파 상쇄 기법)

1. 서 론

우주발사체의 성공적 발사와 임무완수, 그리고 비용 절감을 위해서는 우주발사체 고공환경모사의 실험적 연구가 선행되는 것이 중요하다. 추진기관을 포함한 고공환경모사의 실험적 연구는 미국과 독일 등 해외 선진연구기관에서 수행된 바 있지만, 국가안보와 연결되어있기에 관련 데이터를 얻을 수 없는 실정이다[1-4]. Stephan 등은 ludwig tube를 사용해 Ariane-5의 Vulcain-2 로켓 노즐 플룸(헬륨 및 공기 이용)을 해석하였고, 고도 51 km에서의 고공환경모사 실험과 노즐 후류의 비정상 유동특성의 실험적 연구를 수행하였다[1-2]. Nallasamy 등은 초음속 풍동장비를 사용하여 multi-노즐 플룸의 다양한 후류 지점에서 측정된 압력 및 열 유량 결과와 전산해석결과와의 비교 및 검증을 통해 특성연구를 수행하였다[3]. Saile 등은 Ariane-5의 로켓 노즐 플룸(공기) 해석, 그리고 마하수 6을 돌파하는 고도 50 km 환경을 모사하여 노즐 후류의 비정상유동 특성연구를 수행하였다[4].

국내에서는 추진기관을 포함하는 우주발사체의 고공환경모사에 관한 해석적 연구는 한국항공우주연구원(Korea Aerospace Research Institute; KARI)을 중심으로 일부 대학에서 수행되어 왔다. 이 등은 한국형발사체(KSLV-II) 형상에 대해 전산유동해석(CFD) 기법을 통해 고도에 따른 공력특성 및 하중예측을 수행한 바 있다[5]. 전 등은 2차원/축대칭 direct simulation montecarlo (DSMC) 해석기법을 이용하여 저고도-고고도의 로켓 노즐 플룸 유동을 해석하였고 [6], 안 등은 3차원 압축성 유동해석 코드를 개발하여 Saturn-5 발사체 형상에 대한 저고도에서 중고도까지의 로켓 배기 플룸 해석을 수행하였다[7]. 이와 같이 해당 분야에 대한 해석적 연구는 활발하게 진행되어왔으나, 실험적 연구는 전무하며 고공환경모사 연구결과를 얻을 수 없는 실정이다.

본 연구는, 국내 우주발사체 독자적 개발에 필요한 고공환경모사 기법, 그리고 축소된 발사체 시험모델 측면의 자유류 회복을 위한 충격파 상쇄 기법 구축 및 검증을 위해 수행되었다. 실제

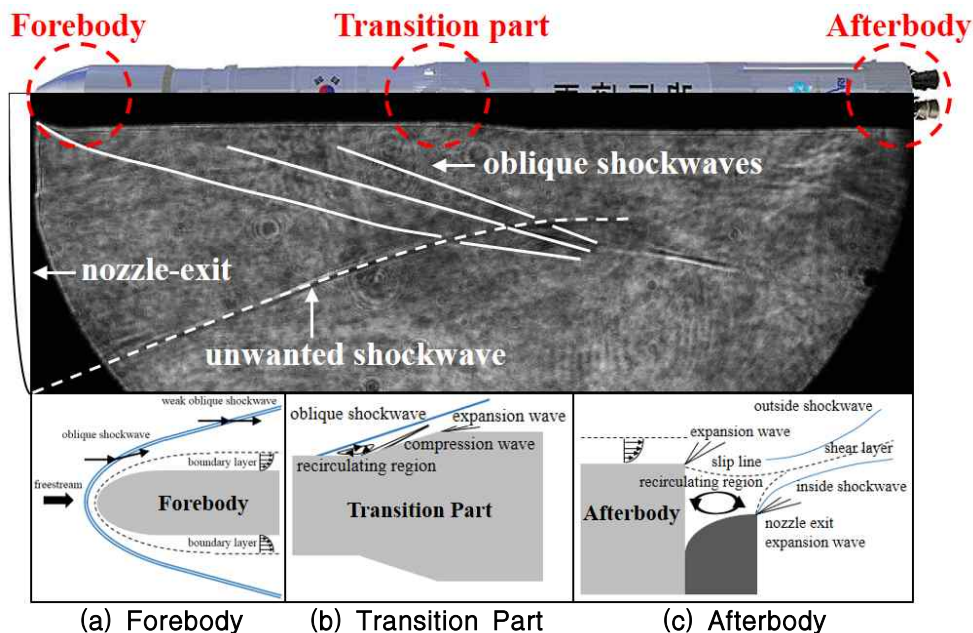


Fig. 1. Necessity of Shock-Free Technique in Ground Tests Using a Scaled Down Test Model

발사체의 경우 긴 동체의 형상으로 인해 선두부 (forebody)(Fig. 1(a)), 천이부(transition part)(Fig. 1(b)), 그리고 후단부(afterbody)(Fig.1(c))에서 자유류가 회복된 유동이 도달하게 되지만, 지상시험장비 시험부에 사용되는 축소 시험모델의 경우 노즐 출구에서 형성되는 불필요충격파(unwanted shockwave)로 인한 모델 장착가능 영역의 제한, 그리고 불필요충격파와 경사 충격파간의 교란 등으로 인해 그 크기가 제한된다(Fig.1). 이에 대한 극복방안으로써 충격파 상쇄기법(shock-free technique)을 고안하였다.

시험장비로는 구성이 간단할 뿐만 아니라 열 없이 고엔탈피/고마하수 유동을 모사 가능한 KAIST K1 충격파 터널을 사용하였으며, 모사 환경은 한국형발사체의 마하수 6을 돌파하는 고도 65 km 환경을 선정하였다. 발사체 선두부와 반구 형상 모델의 정체 압력, 정체 열 유량, 그리고 충격파 이탈거리 측정을 통해 유동검증을 수행하였다. 충격파 상쇄 기법은 평판모델에서 마하수 6이 유지되는 경사각과의 비교, 그리고 모델 측면 정압 측정결과와의 이론값과의 비교를 통해 충격파 상쇄 기법의 효과를 검증하였다. 본 연구를 통해 우주발사체 고공환경모사의 실험적 데이터베이스 구축을 위한 기초연구로써 유동검증 기법을 확보하였고, 충격파 터널 뿐만 아니라 다양한 지상시험장비에서 사용되는 시험모델에 효과적으로 적용 가능한 충격파 상쇄 기법을 확보하였다.

II. 실험 구성

2.1 충격파 시험 장비

충격파 시험은 한국과학기술원 극초음속 시험장비인 K1 충격파 터널에서 수행되었다(Fig. 2). 고압관(driver tube) 2.4 m, 완화부(transition section) 0.06 m, 그리고 저압관(driven tube) 3.4 m의 길이를 가지며, 각각 68 mm, 68 mm, 그리고 47.5 mm의 직경을 갖는다. 노즐은 7.3°의 확산 반각과 300 mm의 길이를 가지며, 공간을 구분하는 격막은 총 3개로, 완화부 양쪽에 0.35

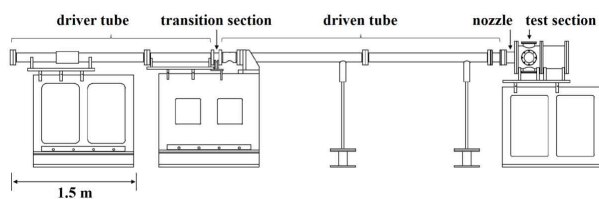


Fig. 2. Schematic of a K1 Shock Tunnel[8]

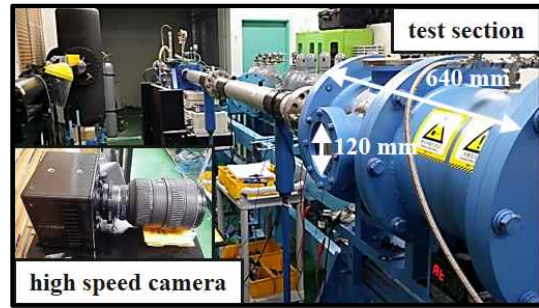


Fig. 3. Digital Image of a K1 Shock Tunnel

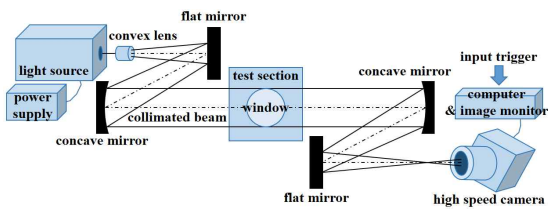


Fig. 4. Shadowgraph Setup

mm, 0.20 mm, 그리고 저압관과 시험부(test section)를 구분하는 0.04 mm 폴리에틸렌 격막을 사용하였다. 시험장비는 Fig. 3과 같이 구축하였으며, 시험부 내에 장착된 시험모델의 충격파 형상 및 경사각 측정을 위해 shadowgraph 가시화 기법을 사용하였다.

본 연구에서는 FASTCAM Mini Ux100 CMOS 고속카메라를 사용하였고, 가시화를 위한 광원으로는 Laser Quantum Gem 사의 532 nm 파장의 레이저를 사용하였다. 고속카메라는 10 kHz의 프레임율과 4 μs의 노출시간으로 설정하였으며, 볼록렌즈로 확산된 레이저 광원은 초점거리 1.5 m 거리의 오목거울을 사용해 평행광이 형성되고 또 하나의 오목거울을 통해 초점을 맞추는 방식을 통해 이미지를 획득하였다(Fig. 4).

2.2 유동조건 계산

Figure 5는 유동조건 계산 순서도를 보여준다. 목표 고도 환경에서의 압력, 온도, 그리고 밀도 데이터와 CEA 프로그램을 통해 정압 비열(C_p), 음속 (a_1), 점성계수(μ_1), 그리고 비열비(γ_1)를 구하고, 이를 통해 자유류 조건의 마하수(M_1), 속도(u_1), 그리고 레이놀즈수(Re_1)을 계산한다. 엔탈피 관계식과 Rayleigh pitot formula를 사용해 전엔탈피(H_1)와 피토 압력(p_{pitot})을 계산하고, 이 값들을 사용해 시험모델 표면을 의미하는 post-shock condition의 온도(T_2), 밀도(ρ_2), 점성계수(μ_2), 그리고 레이놀즈수 (Re_2)를 얻게 된다. 시험에 사용될 축소모형 모델의 2항 비례 축소(binary scaling; $\rho \cdot D$)를 사용하는 레이놀즈수 상사를 통해 축소모형에 해당하는 밀도(ρ)

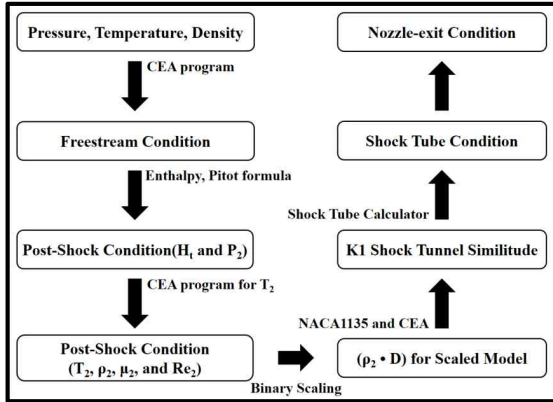


Fig. 5. Flow Similitude Procedure

Table 1. Flow Condition

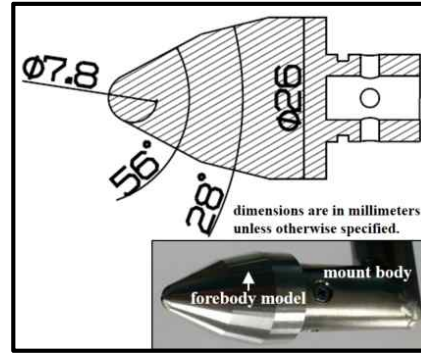
Property	Value
M_∞ [-]	6
P_∞ [Pa]	1058
T_∞ [K]	231
ρ_∞ [kg/m ³]	0.016
R_∞ [J/kg·K]	289
u_∞ [m/s]	1833

2)를 얻는다. 본 연구에서 사용하는 K1 충격파 터널의 노즐 출구 유동조건을 계산하기 위해 이상기체를 가정한 1차원 수직 충격파 관계식을 사용해 상사된 밀도(ρ_1)를 계산한다. 최종적으로 NASA 기술보고서 NACA1135, CEA 프로그램, 그리고 충격파관 계산기를 사용하여 K1 충격파 터널의 충격조건과 자유류 조건을 확보한다[9-10]. Table 1은 KSLV-II의 직경 26 mm을 갖는 축소 시험모델에 대한 유동조건이다.

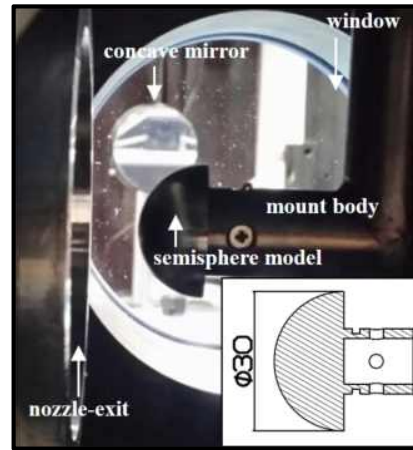
2.3 유동검증 기법

2.3.1 정체 압력 및 열 유량

정체 압력 및 열 유량 측정모델은 KSLV-II의 직경 26 mm의 선두부 축소 시험모델을 사용하였다(Fig. 6(a)). 선두부 모델의 특성상 작은 진원도(roundness)를 갖는 노즈콘 부분으로 인해 압력센서(PCB piezoelectric transducer) 표면이 노출된 flush-mount 방식이 아닌, 공동(cavity)을 갖는 recessed-mount 방식을 사용하여 정체 압력을 측정하였다. 비교대상의 정체 압력 이론값은 Rayleigh pitot formula(Eq. 1)를 통해 49,520 Pa으로 계산되었다[11]. 식 1에서 사용된 p , ρ , u , γ , 그리고 M 은 각각 압력, 밀도, 속도, 비열비, 그리고 마하수를 의미하며, 하첨자 pitot와 ∞ (infinite)는 정체점과 자유류를 의미한다. 정체 열 유량의 경우, 본 연구진이 제작한 K-type 열전대를



(a) Forebody



(b) Hemisphere

Fig. 6. Test Models for Flow Verification

장착하여 선두부 모델 정체점에서의 온도차 및 열 유량 측정을 수행하였고(Eq. 2), Fay 등의 극초음속 유동의 정체 열 유량 이론값(1.32 MW/m²)과의 비교를 통해 실험값을 검증하였다[11-12].

$$\frac{p_{pitot} - p_\infty}{\frac{1}{2} \rho_\infty u_\infty^2} = \frac{\gamma + 1}{\gamma} \left[\frac{(\gamma + 1)^2 M_\infty^2}{4\gamma M_\infty^2 - 2\gamma + 2} \right]^{\frac{1}{\gamma - 1}} - \frac{2}{\gamma M_\infty^2} \quad (1)$$

$$q = \frac{2\sqrt{\rho c_p \lambda}}{\sqrt{\pi}} \sum_{i=1}^n \frac{T(t_i) - T(t_{i-1})}{(t_n - t_i)^{0.5} + (t_n - t_{i-1})^{0.5}} \quad (2)$$

식 2에서 T 는 측정된 온도, t 는 시간, ρ , c_p , 그리고 λ 는 각각 밀도, 비열, 그리고 열전도율을 가리키며 이들의 곱은 모델 재료의 thermal product를 의미하는데 동일한 재료에서 일정한 값을 가진다. 데이터 측정은 약한 신호를 위한 증폭기와 데이터 획득 장치를 통해 수행하였다.

2.3.2 충격파 이탈거리

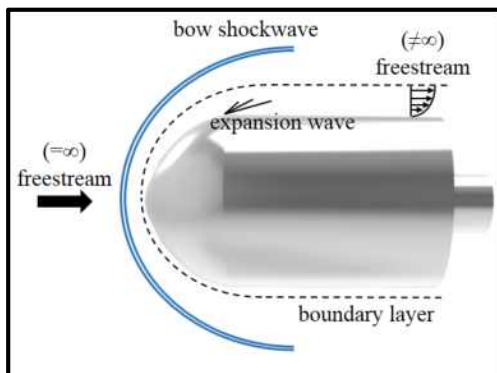
충격파 이탈거리는 충격파 터널의 유동 품질 평가에 중요한 요소이다. 노즐 출구에서 평형 유동을 형성하는 것이 이상적이지만, 실제 다수의

실험에서 극초음속 노즐을 통과하며 강하게 팽창되는 매질로 인해 노즐 출구에서 열화학적 비평형 유동이 발생한다. 이와 같은 비평형 유동은 '충격파 이탈거리' 등과 같은 유동 품질에 직접적인 영향을 미치므로 이에 대한 검증이 필요하다. Fig. 6(b)는 충격파 이탈거리에 사용되는 반구 형상 모델을 보여준다.

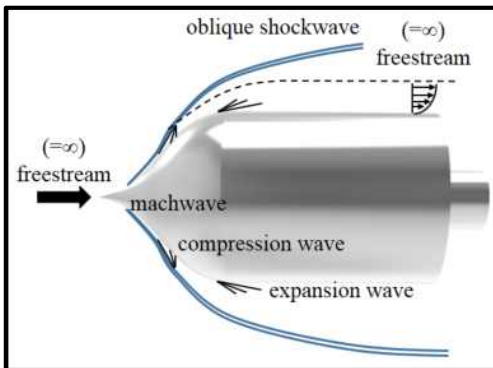
2.4 충격파 상쇄 기법

실제 우주발사체의 경우, 종횡비(길이/직경) 15~20 이상의 길이로 인해 앞단에서 발생한 수직 및 경사충격파의 영향 없이 발사체 후단 발사체 표면에 충격파의 간섭 없는 자유류 유동이 흐르게 된다. 해당 기법은 초음속/극초음속 환경의 지상시험장비에서 사용되는 수 센티미터 이내 크기의 시험모델을 사용함에 있어서, 모델 벽면의 유동 간섭 상쇄효과를 통해 시험모델 후단에 자유류 유동이 흐르는 것을 목표로 한다(Fig. 7).

충격파 상쇄 기법은 시험모델 앞부분의 첨단부를 통해 압축파와 팽창파를 상쇄시켜 자유류 유동을 확보하는 원리이다. 오목부와 볼록부의 곡률에 상응하는 원의 반지름(R)과 원호에 해당하



(a) Bluntbody



(b) Shock-Free Shape

Fig. 7. Principle of Shock-Free Technique

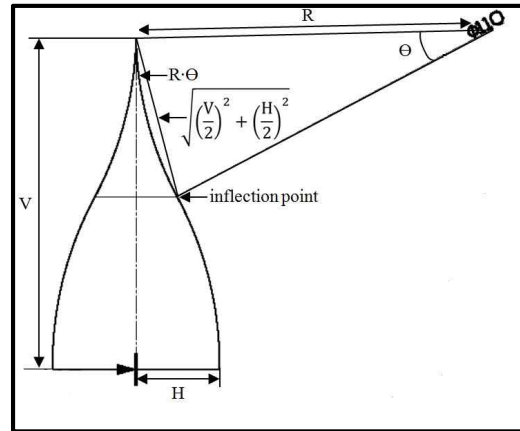


Fig. 8. Design of Shock-Free Shape

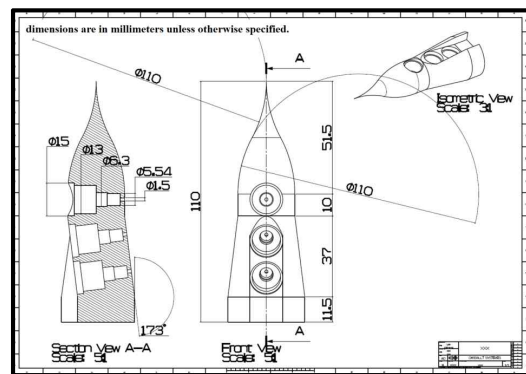


Fig. 9. Schematic of Shock-Free Shape Model

는 각도(θ) 산출방식은 다음과 같이 정의된다 (Fig. 8). 실험적으로 확인된 대칭 형태의 원호(arc)에 대한 치수 및 비율을 사용하였으며, 첨단부의 수직거리(V)와 수평거리(H)가 변하더라도 제한 조건으로 고정 가능한 매개변수를 정의하였다. 고정 매개변수와 코사인 제2법칙, 그리고 반복계산법을 통해 다양한 크기의 시험모델에 대해 원호에 대한 치수가 선형적으로 정해지지 않고, 각각 최적의 조건을 갖는 비율이 존재함을 확인하였다.

충격파 상쇄 기법 시험모델로는 KSLV-II 1단과 2단 사이 직경 천이구간의 100:1 축소모형을 사용하였다(Fig. 9). 충격파 상쇄 기법 적용을 통한 자유류 회복의 정량적 검증을 위해 경사충격파 경사각 측정과 시험모델 벽면에서의 압력 측정을 수행하였다.

III. 실험 결과

3.1 유동검증

정체 압력, 정체 열 유량, 그리고 충격파 이탈

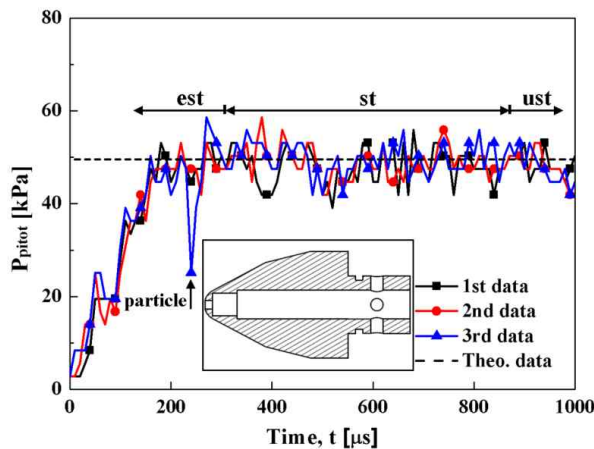


Fig. 10. Pitot Pressure Comparison

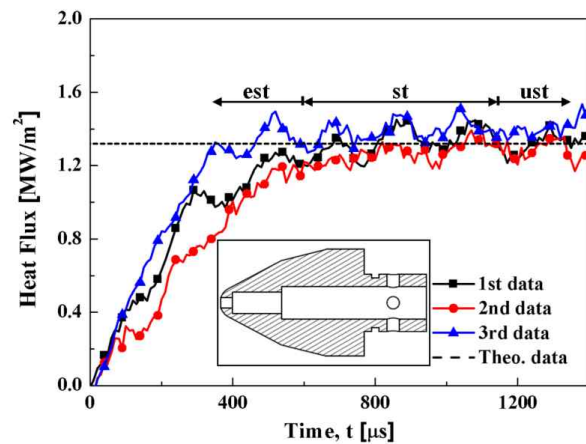


Fig. 11. Stagnation Heat Flux Comparison

거리 측정에 대한 실험 결과이다. Fig. 10은 정체 압력의 이론값과 측정된 실험값의 비교를 나타낸다. 재현성 확보를 위해 총 3 번의 실험을 수행하였으며 측정된 압력계측은 유동발달(flow establishment; est), 정상상태(steady state; st), 비정상상태(unsteady state; ust) 구간으로 구분하여 나타내었고, 정상상태구간은 평균값 대비 $\pm 5\%$ 의 안정적인 압력계측이 형성되는 구간으로 간주하였다. 압전효과를 통해 발생한 전기적 신호를 사용함으로써 수 마이크로초(μs)의 빠른 반응속도를 갖는 PCB 압력센서를 사용해 1 밀리초(ms) 내의 유동특성을 측정할 수 있었으며, est와 st는 각각 약 300 μs 와 600 μs 로 측정되었다. 정상상태구간에서의 반복성 실험을 통해 49038 ± 1824 Pa의 평균값 대비 약 3.7%의 압력섭동(신뢰도 95%를 갖는 2*표준편차 범위)을 갖는 유동이 안정적으로 발달되었고, 식 1을 통해 계산된 이론값과도 약 1%내의 오차로 합리적인 유동이 발달됨을 확인하였다. 격막 파편의 영향, 센

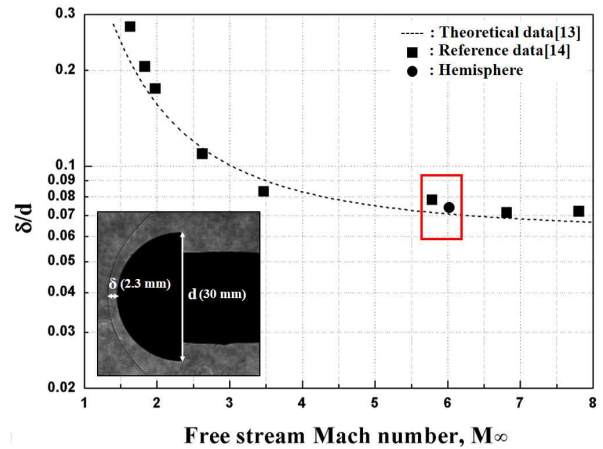


Fig. 12. Shock Stand-Off Distance

서의 예민도 등으로 인한 압력계측의 불안정한 부분이 존재하지만 그 크기나 빈도가 크지 않으며, 이는 해당 시험모델의 특성으로 적용된 recessed-mount 방식, 그리고 예민한 pcb 센서 사용으로 야기되는 것으로 판단된다. Fig. 11은 동일한 형상의 시험모델을 사용한 정체 열 유량 측정 결과를 보여주며, K-type 열전대 특성인 극한 유동과 고엔탈피 환경에 대한 적합성과 이로 인해 동반되는 낮은 반응속도를 확인할 수 있다. est는 약 600 μs 으로 압력 측정 대비 약 2배의 유동발달구간, 그리고 st는 약 600 μs 으로 확인되었으며, (Eq. 2)를 통한 반복성 실험에서 측정된 정체 열 유량은 1.33 ± 0.12 MW/m²으로 계산되었다. 이는 해당 유동조건인 마하수 6 극초음속 유동의 정체 열 유량 이론값과 약 $\pm 1\%$ 의 오차를 가지며 잘 일치함을 보여준다. 정체점의 두 가지 측정을 통해 동일한 유동조건에서도 측정센서의 크기 및 민감도에 따라서 반응속도와 섭동 정도에 대한 차이가 발생할 수 있고, 사용목적 및 조건에 따라 적절한 선택이 필요함을 확인하였다.

Figure 12는 유동검증의 세 번째 기법인 충격파 이탈거리 측정 결과를 나타낸다. 본 연구에서 반구 형상 모델을 사용한 실험 결과를 Serbin에 의해 정립된 이론값(theoretical data)[13], 그리고 Liepmann 등이 수행한 실험적 데이터(reference data)[14]와 비교하였으며 각각 7.43%, 그리고 0.13%의 차이가 확인되었다. 해당 가시화 측정 결과는 이미지 상에서 해상도로 인한 불확실성(uncertainty)이 0.15%로 낮기 때문에 마하수 6에 충분히 적합한 충격파 이탈거리가 측정되었음을 의미한다[15].

3.2 충격파 상세 기법

Figure 13은 KSLV-II 1단과 2단 직경 천이구

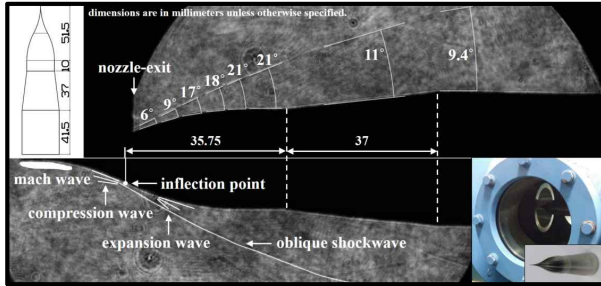


Fig. 13. Visualization of Shock-Free Model during Steady Flow

간의 축소 시험모델을 통한 충격파 상쇄기법 원리와 경사충격파의 경사각 측정결과를 보여준다.

Figure 13 상단과 하단 가시화기법에 사용된 모델은 1단 부분이 각각 41.5 mm, 그리고 11.5 mm로 길이의 차이가 있으며 하단 이미지의 우측에는 시험부 장착모습을 나타낸다. 상단 모델은 경사각의 진행상황을 관측하여 자유류 회복지점을 확인하기 위해 사용하였다. 하단 모델의 경우, 시험모델 앞부분의 침단부를 통해 이뤄지는 충격파 상쇄 과정 및 현상 파악을 위해 시험되었다. 충격파 상쇄는 빠른 침단부를 통해 형성된 마하파(mach wave)를 지나, 변곡점(inflection point) 전후로 형성되는 압축파(compression wave)와 팽창파(expansion wave)의 상쇄를 통해 약한 경사충격파(weak oblique shockwave)가 형성되어 자유류 유동회복을 가능케 한다. 경사각이 없는 평판을 지나는 유동의 경우 마하수 6이 유지되는 경사충격파 경사각은 9.6°로 확인되었다[16]. 본 연구의 경사각 측정 실험에서는 변곡점 이전에 미세한 경사충격파가 발생하기 시작하는데, 이는 마하파를 지나 압축파를 지나며 수직 충격파(normal shockwave)가 형성되는 현상이다. 변곡점을 지나 팽창파를 지나며 35.75 mm 이후의 평평한 지점에서 약 21°의 경사각을 갖게 된다. 이후 직경천이구간을 지나며 약한 경사충격파의 경사각이 완화되며, 37 mm의 축소 시험모델 이후 평평한 모델표면에서의 경사각은 9.4°로 확인되었다. 이는 평판 위 유동에서 마하수 6이 유지되는 경사각 9.6°와 약 2%의 오차를 가지며 충격파 상쇄 기법을 통해 자유류가 회복되었음을 의미한다.

뿐만 아니라 노즐 출구에서의 모델 벽면의 정압 측정을 통해 자유류 회복의 정량적 측정을 추가적으로 수행하였다. Fig. 9에 도시된 바와 동일한 시험모델을 사용하였으며, 노즐 출구로부터 Ch1, Ch2, 그리고 Ch3 위치에서의(Fig. 14) 정압 측정 결과는 Fig. 15에 나타내었다.



Fig. 14. Pressure Sensor Positions

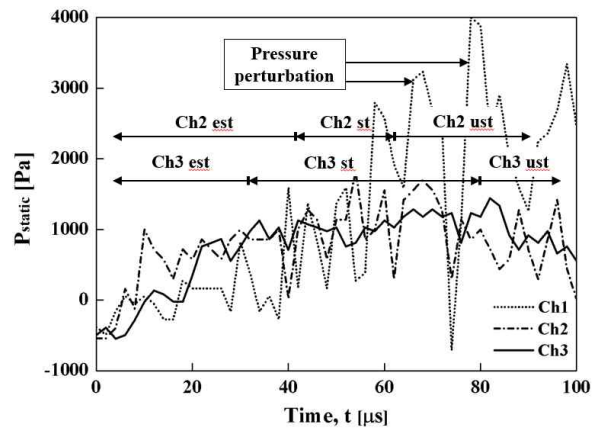


Fig. 15. Static Pressure Measurement for Shock-Free Model Verification

Ch1의 경우에는 자유류 회복이 충분히 이루어지지 않고 압력섭동이 지속적으로 발생하였으며 팽창파의 영향과 천이구간의 경사면으로 인해 불안정한 정압이 측정되었다. 반면, Ch2와 Ch3에서는 유동 도달 이후, 유동발달 및 정상상태구간이 상대적으로 안정적인 것을 확인하였다. 유동발달 및 정상상태구간은 Ch2에서 대략적으로 40 μs와 20 μs, 그리고 Ch3에서 30 μs와 50 μs의 시간을 가짐이 확인되었다. 정압은 Ch2와 Ch3에서 각각 1151±703 Pa과 1050±325 Pa으로 측정되었으며, 측정된 평균값은 이론값인 1057 Pa과 각각 8.9%와 0.7%의 오차를 가지며, 이는 충격파 경사각이 회복된 Ch3 위치에서 자유류 회복이 합리적으로 진행되었음을 의미한다. 이를 통해 유동이 흐름 방향으로 전개될수록 경사각이 줄어들 뿐만 아니라 안정적인 유동이 형성되어 유동발달구간이 짧아지고 정상상태구간이 길어지는 것을 확인하였다. 한편, 해당 실험값의 오차에 대해서는 낮은 압력범위, 센서의 민감도, 그리고 축소칭 모델로 인한 recessed-mount의 사용을 감안하였을 때, 피할 수 없는 압력섭동의 감쇄에 대한 추가 연구가 필요할 것으로 판단된다. 또한, 해당 충격파

상쇄 기법을 적용하였을 때, Ch1 위치에서 자유류 회복이 이뤄지지 않은 점, 그리고 Ch2와 Ch3에서 자유류 회복의 충격과 상쇄효과를 위해서는 정량적 확인을 통한 유동 흐름방향으로의 최소 필요길이에 대한 연구가 필요할 것으로 사료된다.

IV. 결 론

노즐 출구에서의 자유류 유동검증과 축소 시험모델의 충격과 상쇄 기법 검증을 수행하였다. 지상시험장비 구축 직후 필요한 유동검증을 세 가지 방식을 통해 확인하였고, 새로이 도입한 축소 시험모델 앞단의 첨단부를 통한 충격과 상쇄를 검증하였다. 향후, 추진기관을 포함한 추력기 시스템을 사용하여 목표 고공환경에서의 유동흐름과 유동간의 간섭에 대한 연구가 진행될 예정이다. 해당 연구내용은 국내 우주발사체 임무 관련 독자적인 기술력 확보에 관심이 커짐에 따라 동반될 것으로 예상되는, 지상시험장비를 통한 독자적인 공력특성 데이터베이스 구축 및 확보에 대한 기초연구로써 도움 될 것으로 기대된다.

후 기

본 연구는 한국항공우주연구원 한국형발사체 개발사업 위탁과제의 지원을 받아 수행되었으며, 이에 감사드립니다.

References

- 1) Stephan, S., Radespiel, R., and Muller-Eigner, R., "Jet Simulation Facility using the Ludwig Tube Principle," *5th European Conference for Aeronautics and Space Sciences(EUCASS)*, 2013.
- 2) Stephan, S., Wu, J., and Radespiel, R., "Propulsive Jet Influence on Generic Launcher Base Flow," *CEAS Space J.*, Vol.7, No. 4, 2015, pp.453-473.
- 3) Nallasamy, R., Kandula, M., Duncil, L., and Schallhorn, P., "Numerical Simulation of the Base Flow and Heat Transfer Characteristics of a Four-Nozzle Clustered Rocket Engine," *40th Thermophysics Conference*, AIAA 2008-4128, 2008.
- 4) Saile, D., and Gulhan, A., "Plume-Induced Effects on the Near-Wake Region of a Generic

Space Launcher Geometry," *32nd AIAA Applied Aerodynamics Conference*, AIAA 2014-3137, 2014.

- 5) Lee, J. H., Ok, Honam, Kim, Y., and Kim, I., "A Numerical Analysis of Aerodynamic Characteristics and Loads for KSLV-II Configuration at the System Design Phase," *Aerospace Engineering and Technology*, Vol. 12, No. 1, 2013, pp.73-80.

- 6) Jeon, W., Baek, S., Park, J., and Ha, D., "Rocket Plume Analysis with DSMC Method," *Journal of KSPE*, Vol. 18, No. 5, 2014, pp.54-61.

- 7) Ahn, S. J., Hur, N., and Kwon, O. J., "Numerical Investigation of Plume-Induced Flow Separation for a Space Launch Vehicle," *Journal Comput. Fluids Eng.*, Vol. 18, No. 2, 2013, pp.66-71.

- 8) Lee, S., Song, H., Lee, J. K., and Park, G., "Free-Falling Heated Sphere in a Shock Tunnel," *AIAA Journal*, Vol. 55, No. 11, 2017, pp.3995-3998.

- 9) "Equations, Tables, and Charts for Compressible Flow," NACA Rept. 1135, 1953.

- 10) *Gas Dynamics Calculator*[online database], Univ. of Wisconsin, Wisconsin Shock Tube Lab., Madison, WI, <http://silver.neep.wisc.edu/~shock/tools/gdcalc.html> [retrieved 28 Oct. 2016]

- 11) Park, G., "Hypervelocity Aerothermodynamics of Blunt Bodies Including Real Gas Effects," *Ph.D. Thesis, Univ. of New South Wales, Canberra, Australia*, 2010.

- 12) Fay, J. A., and Riddell, F. R., "Theory of Stagnation Point Heat Transfer in Dissociated Air," *Journal of the Aerospace Sciences*, Vol. 25, No. 2, 1958, pp.73-85.

- 13) Serbin, H., "Supersonic Flow Around Blunt Bodies," *Journal of the Aeronautical Sciences*, Vol. 25, No. 1, 1958, pp.58-59.

- 14) Liepmann, H. W., and Roshko, A., "Elements of Gas Dynamics," *John Wiley and Sons, New York*, 1957, pp.102-106.

- 15) Moffat, R. J., "Describing the Uncertainties in Experimental Results," *Experimental Thermal and Fluid Science*, Vol. 1, 1988, pp.3-17.

- 16) *Compressible Aerodynamics Calculator*, <http://www.dept.aoe.vt.edu/~devenpor/aoe3114/calc.html>, *Javascript by William J. Devenport, Department of Aerospace and Ocean Engineering, Virginia Tech*, retrieved on October 11, 2017.