

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 46(10), 791-797(2018)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2018.46.10.791

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

추력기 모듈을 포함한 우주발사체 고공환경모사

이성민*, 오범석**, 김영준***, 박기수****

High-Altitude Environment Simulation of Space Launch Vehicle Including a Thruster Module

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

Korea Advanced Institute of Science and Technology*,****

Korea Aerospace Research Institute**,****

ABSTRACT

In this work, the high-altitude environment simulation study was carried out at an altitude of 65 km exceeding Mach number of 6 after the launch of Korean Space Launch Vehicle using a shock tunnel. To minimize the flow disturbance due to the strut support of test model as much as possible, a few different types of strut configurations were considered. Using the configuration with minimum disturbance, the high-altitude environment simulation experiment including a propulsion system with a single-plume, was conducted. From the thruster test through flow visualization, not only a shockwave pattern, but a general flow-field pattern from the mutual interaction between the exhaust plume and the free-stream undisturbed flow, was experimentally observed. The comparison with the computation fluid dynamic(CFD) results, showed a good agreement in the forebody whereas in the afterbody and the nozzle the disagreement was about $\pm 7\%$ due to unwanted shockwave formation emanated from the nozzle-exit.

초 록

본 연구에서는, 충격파 터널을 이용하여 한국형발사체의 발사 후 마하수 6을 돌파하는 고도 65 km에서의 고공환경모사 연구를 수행하였다. 시험모델을 고정하는 지지대로 인한 유동교란 최소화를 위해 여러 다른 지지대 형상을 고려하였으며, 교란이 최소화된 지지대를 적용한 추력기 시험모델을 사용하여 단발-플룸의 추진기관을 포함한 고공환경모사 실험을 수행하였다. 가시화기법을 통한 추력기 시험을 통해 충격파 패턴뿐만 아니라 배기 플룸과 자유류 유동 간의 상호작용으로 발생하는 전반적인 유동 패턴을 실험적으로 확인하였다. 전산해석결과와 실험결과와의 비교를 통해 선단에서의 충격파 위치는 동일, 후단과 노즐부에서는 불필요 충격파로 인한 $\pm 7\%$ 의 오차 발생이 확인되었다.

Key Words : Propulsion System(추진기관), High-Altitude Environment Simulation(고공환경모사), Strut Support(지지대), Shock-Free(충격파 상쇄)

† Received : January 17, 2018 Revised : August 6, 2018 Accepted : September 5, 2018

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

I. 서 론

우주발사체 발사 및 고도 상승과정 중에 지속적으로 존재하는 추진기관 배기 플룸과 자유류 유동 간의 상호작용 현상을 파악하기 위해 추진기관을 포함하는 고공환경모사 실험적 연구가 선행되어야 한다. 이와 같은 유동 간의 상호작용 현상 파악에 대한 실험적 연구는 해외 우주선진기관에서 수행되어왔지만, 해당 내용은 보안상의 문제로 얻을 수 없는 실정이다[1-4].

선행연구로써, McGhee는 재진입 모델의 평평한 면에 대해 플룸-자유류 교란이 경계층 박리에 미치는 영향에 대해 마하수 4에서 6, 그리고 모델의 받음각(angle of attack; AOA) 0° 에서 14° 구간에서 수행하였다. 배기 플룸은 마하수 2.24로 분사되었으며, 솔리덴 가시화기법과 표면 압력 측정을 사용하여 데이터를 확보하였다. 동일조건에서 모델의 받음각 증가는 모든 마하수 영역에서 유동 박리 정도를 감소시켰는데, 이는 국소 레이놀즈수 변화로 인한 박리특성의 차이로 판단되었다[1]. Boger 등은 slender cone 모델을 사용하여 마하수 10의 자유류와 부족팽창하는 배기 플룸 간에 교란으로 인해 발생하는 박리 패턴 등과 같은 유동장 파악을 위한 연구를 수행하였다. 큰 모델에서의 박리와 플룸 경계에서 이탈된 경계층의 재부착 정도에 대한 예측 연구로 수행되었으며, 배기 플룸-자유류 상호작용으로 야기된 박리 패턴은 상류(windward)보다 하류(leeward) 쪽으로 증가됨을 확인하였다[2]. Bannink 등은 마하수 2에서 3의 자유류, 그리고 마하수 4의 배기 플룸 간의 교란에 관한 시험연구를 수행하였으며, 자유류 마하수(M_∞)와 압력비(p_{ij}/p_∞), jet정체압/자유류 정압)가 저부면 유동현상에 미치는 영향을 정의하였다[3]. Desikan 등은 특정 발사체 형상의 모델을 사용하여 극초음속 자유류(마하수 5)와 배기 플룸(마하수 3.2) 간의 상호작용으로 인한 기울기(pitch)와 빗놀이(yaw) 평면 특성에 대하여 실험적 연구를 수행하였다. 기울기 평면에서의 안정화 효과에 대해 모델 받음각 증가에만 따라 변화되는 결과를 확인하였고, 빗놀이 평면에서는 옆미끄럼 각도와 플룸 분사가 안정화 효과를 야기하는 것으로 확인되었다[4].

한편 국내에서는 해당 연구주제에 대한 해석적 연구가 항공우주연구원(Korea Aerospace Research Institute; KARI)을 중심으로 일부 대학에서 수행되어 왔다. Jeon 등은 2차원/축대칭 Direct Simulation Monte Carlo (DSMC) 해석기법을 이용하여 고도에 따른 로켓 노즐 플룸 유동을 해석

하였으며[5], Ahn 등은 3차원 압축성 유동해석 코드를 통해 Saturn-5 발사체 형상에 대한 저고도부터 중고도까지의 로켓 배기 플룸 해석을 수행하였다[6]. 예외적으로, 최근 Lee 등에 의해 우주발사체 고공환경모사를 위한 실험적 연구가 수행된 바 있으며, 해당 연구는 고공환경모사 기법 개발 및 검증, 그리고 지상시험장비에 사용되는 축소 시험모델에 필요한 충격과 상쇄기법의 개발 및 검증을 수행하였다[7]. 이는 우주선진기관들에 의해 활발히 수행되어 온 추진기관을 포함하는 고공환경모사의 실험적 연구들에서 해결되지 않은 한계점 중 하나인 유동교란 최소화에 관한 연구이다.

본 연구에서는, 고엔탈피/고마하수 유동 모사가 용이한 KAIST K1 충격파 터널을 통해 지지대 형상에 따른 교란 정도를 새도그래피와 솔리덴 가시화기법을 사용하여 측정하였다. 그리고 교란 최소화 효과가 검증된 형상의 지지대를 적용하여 구성된 추력기 시험모델을 통해 추력기 배기 플룸과 자유류 유동 간의 교란 현상에 대한 실험연구를 수행하였다.

II. 실험 구성

2.1 충격파 시험장비

충격파 시험은 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 mm 직경을 갖는 한국과학기술원 극초음속 시험장비인 K1 충격파 터널에서 수행되었다(Fig. 1). 노즐은 7.3° 의 확산 반각과 300 mm의 길이를 가지고, 공간을 구분하는 격막은 총 3개로, 완화부 양쪽에 0.25 mm, 0.20 mm, 그리고 저압관과 시험부(test section)

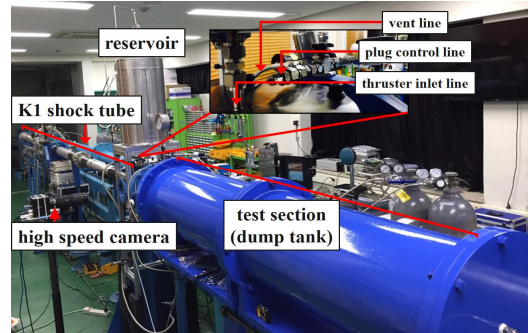


Fig. 1. Setup for Experiment in a Shock Tunnel

Table 1. Flow Condition[7]

| 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 |

를 구분하는 0.04 mm 폴리에틸렌 격막을 사용하였다. 고공환경모사 실험에 사용된 유동조건은 Table 1에 요약하였다[7].

시험모델의 충격과 형상 및 유동교란 패턴 측정은 새도그래피와 솔리렌 가시화기법을 통해 수행되었다(Figs. 2, 3). 고속카메라는 FAST-CAM Mini UX100 Complementary metal-oxide-semiconductor CMOS를 사용하였고, 가시화를 위한 광원으로는 Laser Quantum Gem 사의 532 nm 파장의 레이저를 사용하였다. 고속카메라는 10 kHz의 프레임율과 4 μ s의 노출시간으로 설정하였으며, 블록렌즈로 확산된 레이저 광원은 초점거리 1.5 m 거리의 오목거울을 사용해 평행광이 형성되고 또 하나의 오목거울을 통해 초점거리를 맞추는 방식을 사용하여 충격과 형상 및 유동교란 패턴 측정을 이미지를 획득하였다. 모델 선단은 노이즈가 적고, 반점(speckle) 없이 모델과 강한 충격과가 선명하게 보이는 LED 광원과 칼날(knife edge)을 사용하는 솔리렌 가시화기법, 그리고 모델 후단에서는 복잡한 난류유동을 예민하게 측정가능한 레이저 광원을 사용하는 새도그래피 가시화기법을 사용하였다.

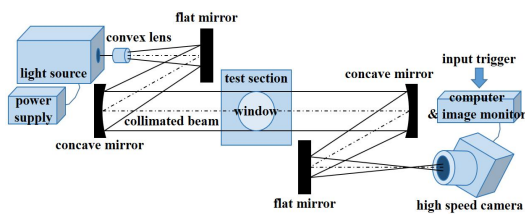


Fig. 2. Shadowgraphy Setup

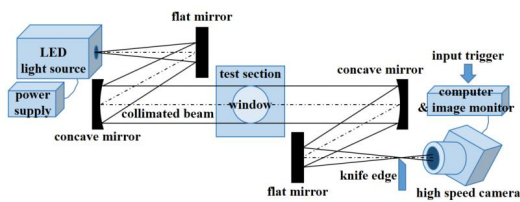
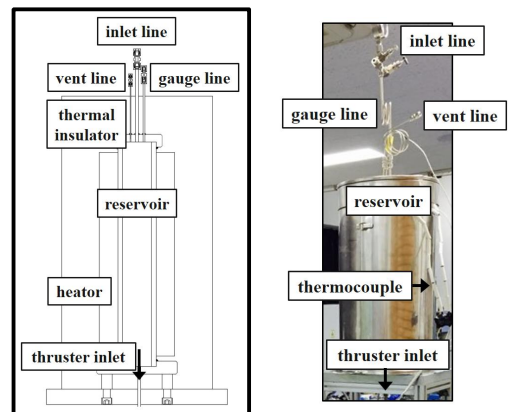


Fig. 3. Schlieren Setup

2.2 추력기 분사용기

정상유동 작동시간이 충격과 터널보다 상대적으로 길며, 유동 분사가 가능한 고압용기 제작을 통해 추력기 분사 시스템을 구축하였다. 효율적인 유동 분사를 위한 밸브 역할을 하는 플러그를 통해 유동의 흐름을 제어 할 수 있으며, 해당 용기는 다음과 같은 형상을 갖는다(Fig. 4).

노즐 출구에는 팽창파(prandtl-mayer expansion fan)가 존재하고, 그로 인해 형성된 시험모델 선두부 표면을 따라 발달한 경계층이 물체에서 떨어져 나간 전단층(shear layer)이 생기게 된다. 이와 같은 혼합되는 층(mixing layer)은 다음 두 가지 변수에 지배됨이 확인된 바 있다[8-9]. 첫 번째로, 자유류 속도와 플룸 속도의 비율 $((u_p - u_\infty)/u_p)$ 은 전단층과 모델 후단의 비정상유동에 지배적이며, 두 번째로는 모멘텀 비 $(\rho_p u_p / \rho_\infty u_\infty)$ 는 전단층의 발달과 노즐 중심축으로부터의 위치에 영향을 미치게 된다. 본 연구에서는 속도비와 모멘텀비를 맞추기 위해 고순도 헬륨가스를 사용하였으며, 연소실 압력(chamber pressure; total pressure) 10 bar, 연소실 온도(chamber temperature; total temperature) 900K 조건의 분사를 고려하였다. 해당 조건에서의 속도비와 모멘텀비는 각각 0.40, 그리고 5.07으로써, 실제 KSLV-II의 비율인 0.49와 5.17과 잘 일치된 합리적인 모사 조건을 선정하였다. 본 연구에서는 실제 추력기 배기 플룸 및 자유류 유동의 정상유동시간이 1 ms 이내로 짧을 뿐만 아니라 상온에서 수행되었기 때문에 노즐을 통해 유동이 가속되며 팽창될 때 발생하는 온도하강으로 인한 동결(freezing)현상은 무시 가능하다고 판단하였다. 기초연구로써 고공환경모사에 상대적으로 지배적



(a) Schematic

(b) Photograph

Fig. 4 Reservoir Details

인 영향을 미치는 가압조건을 우선적으로 모사하여 유동현상 측정 및 single-플룸의 고공환경모사에 대한 가능성을 확인하였다.

2.3 검증을 위한 수치해석

실험적 결과와 충격파 위치 등을 확인하기 위해 ANSYS사의 FLUENT 16.1 도구를 사용하여 이차원 시험모델에 흐르는 자유류를 모사하여 수치해석을 수행하였다. 축 대칭 계산을 위한 이차원 격자 생성은 본 연구에서 사용된 K1 충격파 터널 실험과 동일하게 구성되었으며, 경계조건과 격자 구성은 다음과 같다(Fig. 5). 난류 소용돌이(turbulent eddy) 점도를 예측하기 위해 k- ω SST 난류 모델을 사용하였고, 축 대칭 이차원 모델 주변의 유동흐름 계산과 관련된 큰 계산시간을 줄이기 위해 도메인 분해 전략이 기반된 병렬 알고리즘이 사용되었다.

본 연구는 175,448(1), 161,394(2), 그리고 143,884(3)개의 격자수로 총 480,726개의 격자를 사용하여 수행되었다. 모델 표면은 실험조건과 일치하는 300K으로 설정된 온도에서 접촉(no-slip) 등은 표면으로 가정되었다.

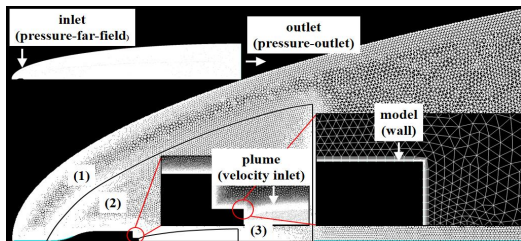


Fig. 5. Boundary Conditions

III. 시험 모델

3.1 지지대

추력기 모듈의 지지대 형상을 결정하기 위하여, 기준이 되는 무딘 물체인 환봉(cylinder), 일반적으로 지상시험에서 사용되어온 지지대 형상인 마름모(diamond), 그리고 충격파 상쇄 기법을 선단에만 적용한 하프-상쇄형(half shock-free; half-SF)와 선단과 후단 모두 적용한 상쇄형(SF) 모델들에 대해 가시화기법 측정을 수행하였고, 이를 통해 모델 후단에 형성되는 재압축 충격파(recompression shockwave) 두께를 비교하였다(Fig. 6).

하프-상쇄형과 상쇄형 모델은 시험모델의 앞부분의 첨단부를 통해 압축파와 팽창파를 상쇄시

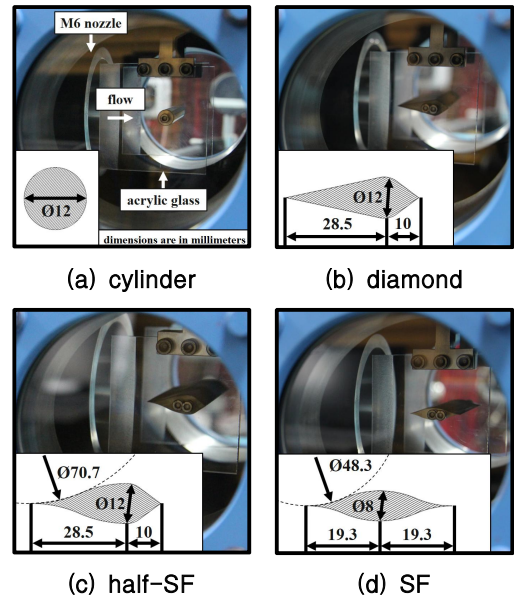


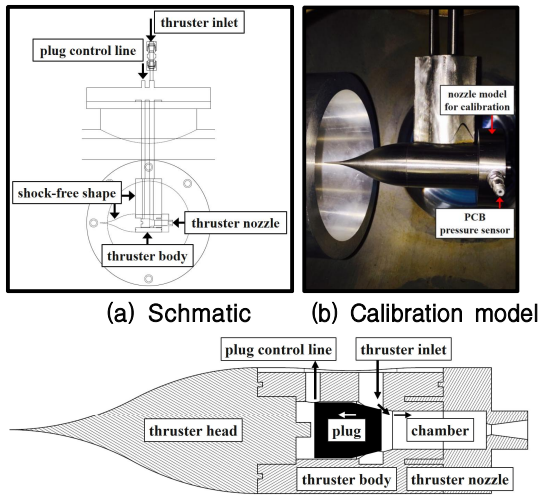
Fig. 6. Strut Support Test Models

켜 자유류 유동을 확보하는 충격파 상쇄 기법(shock-free; SF)[7]을 각각 선단에만 적용, 그리고 선단과 후단 양쪽에 적용된 모델을 의미한다. 모델 장착 및 가시화측정을 위해 아크릴 유리(acrylic glass)를 사용하였고, 자유류 유동의 간섭을 방지하기 위해 M6 노즐 출구직경보다 가로 방향으로 길이가 긴 모델을 장착하였다.

모델 선단은 노이즈가 적고, 반점(speckle) 없이 모델과 강한 충격파가 선명하게 보이는 LED 광원을 사용한 솔리렌 가시화기법, 그리고 모델 후단은 밀도차이가 복잡한 난류 유동을 예민하게 측정 가능한 laser 광원을 사용하는 새도우그래피 가시화기법을 사용하였다.

3.2 추력기

실제 발사체에서 일반적으로 사용되는 다중-플룸 실험연구를 진행하기에 앞서, 단발-플룸 냉가스 추력기 모델을 설계 및 제작하였다. 실제 우주발사체의 경우, 발사체 앞단에서 발생한 수직 및 경사충격파의 영향이 15~20 이상의 큰 종횡비(길이/직경)로 인해 회복되어 발사체 후단 표면에 충격파의 간섭 없는 자유류 유동이 흐르게 된다. 하지만, 공간적 제한이 있는 지상시험장비의 경우에는 유동 간섭 상쇄효과를 통해 시험 모델 후단에 자유류 형성이 가능한 충격파 상쇄 기법이 적용되어야 하며[7], 충격파 상쇄 기법이 적용된 추력기 시험모델은 KSLV-II 1단의 100:1 축소모형(직경 26 mm)을 사용하였다(Fig. 7(a)).



(a) Schematic (b) Calibration model
(c) Flow-on/off System
Fig. 7. Thruster Model

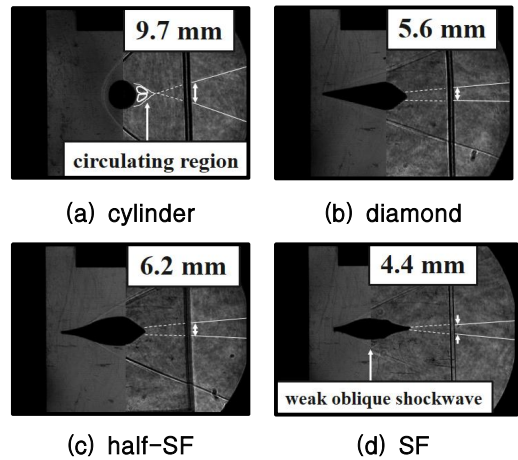
정상유동 발달의 지표인 추력기 연소실에서의 정체압 형성 여부를 확인하기 위해 연소실 끝단에서의 정체압 측정을 통해 압력 보정을 수행하였다(Fig. 7(b)).

고압 헬륨(He)가스 분사는 압력차에 의한 플러그 이동을 통해 제어하였다. 추력기 모듈은 추력기 주입구(thruster inlet)와 플러그 제어라인(plug control line)을 포함하고 있으며, 추력기 본체(thruster body) 내부에 플러그를 장착하여 플룸 생성 소요시간을 최소화하였다(약 70 μ s)(Fig. 7(c)). 본 연구에서 사용된 추력기의 연소실은 8 mm의 직경을 가지며, 노즐목 2 mm, 그리고 노즐출구 4 mm의 팽창비 4의 노즐형상을 갖는다. 연소실에서의 정체압 형성 여부를 확인하기 위해 연소실 끝단에서 정체압 측정을 수행하였으며, 해당 측정은 압전효과를 통해 발생한 전기적 신호를 사용함으로써 수 마이크로초(μ s)의 빠른 반응속도를 갖는 PCB 압력센서를 사용해 1 밀리초(ms) 내 짧은 정상유동시간을 갖는 유동특성을 측정하였다.

IV. 실험 결과

4.1 지지대 후류유동 측정

본 연구에서는 환봉 모델을 기준으로 하여, 일반적으로 지상시험에서 사용되어온 마름모 모델과 충격파 상쇄기법이 적용된 SF 모델의 후류 두께에 대해 측정 및 비교를 수행하였다. 추력기 모듈 지지대 형상 모델인 네 가지 형상에 대한



(a) cylinder (b) diamond
(c) half-SF (d) SF
Fig. 8. Optic Images for Strut Support

schlieren 및 shadowgraph 가시화기법 결과는 다음과 같다(Fig. 8). 환봉 모델의 경우, 무딘 표면으로 인해 모델 후단에 순환영역(circulating region)이 확인되었고, 이후 교차점을 지나 순환영역에서 시작된 유동박리(separation)로 인해 해당 위치에서의 재압축 충격파의 두께는 약 9.7 mm로 측정되었다(Fig. 8(a)). 두께 측정은 유동 가시화측정에 왜곡영향을 미칠 수 있는 아크릴 유리를 지나간 직후 위치에서 수행되었다. 마름모 모델의 충격파 두께는 약 5.6 mm로 측정되었고, 이는 환봉 모델 대비 두께가 약 43% 감소된 결과이다(Fig. 8(b)). 하프SF 모델에서는 두께가 6.2 mm로 환봉 모델 대비 약 36% 감소된 두께가 측정되었으며, 이는 충격파 상쇄 기법이 적용된 하프SF모델이 오히려 마름모 모델보다 두께 감소에 덜 효과적임을 나타낸다(Fig. 8(c)). 반면, SF 모델에서는 두께가 4.4 mm로 환봉 모델 대비 약 53%가 감소되었고, 모델 선단을 지나며 형성되는 경사충격파(oblique shockwave)의 두께가 얇아지는 결과를 확인하였다(Fig. 8(d)).

각 모델들의 후류유동을 가시화기법으로 측정하여 비교 및 분석한 해당 연구를 통해 충격파 상쇄 기법이 적용된 SF 모델의 효율성 및 적합성이 확인되었고, 해당 기법의 양측으로의 적용을 통해 시험모델 주변의 유동교란을 최소화 할 수 있음을 확인하였다.

4.2 추력기 분사 실험

Single-플룸 노즐모델의 챔버 압력 10 bar 형성조건 확인을 위한 압력 보정을 수행하였다(Fig. 9). 압력 보정은 0.5 MPa, 1.0 MPa, 1.5 MPa, 그리고 2.0 MPa 순으로 순차적으로 수행

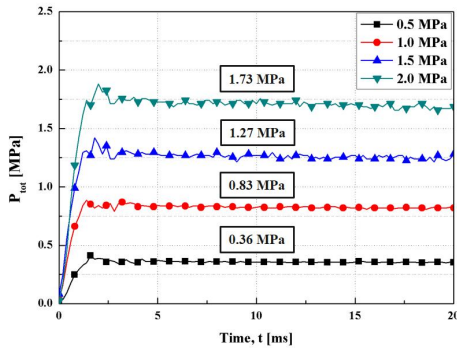


Fig. 9. Pressure Calibration Results

하였고, 그 결과 각각 0.36 MPa, 0.83 MPa, 1.27 MPa, 그리고 1.73 MPa의 전압력(total pressure)이 측정되었다. 이를 통해 single-플룸 노즐모델의 경우, 1.19 MPa 가압조건에서 챔버 압력 10 bar를 형성할 수 있음을 확인하였다.

확인된 가압 조건에서의 single-플룸과 자유류 간의 상호작용 및 교란으로 인한 유동현상을 전체 추력기 모델(모델 및 지지대 포함)에 형성되는 충격파 패턴 및 저부면 유동에 대한 가시화측정을 통해 파악하였다.

추력기 모델 주변 전반적인 유동현상 측정을 통해서 얻은 마하수 6의 자유류 정상유동 발달 이후 이미지들의 중첩기법을 통해 노이즈 제거 및 이미지의 선명도를 높였다(Fig. 10).

경사충격파(oblique shockwave), 불필요 충격파(unwanted shockwave), 팽창 팬(expansion fan),

부족팽창 플룸(underexpanded plume), 전단층(shear layer) 등이 확인되었다. 높은 고도, 누셀 수 0.01 이상의 희박영역(rarefied region)에서 CFD 뿐만 아니라 실험의 고속유동 가시화측정이 제한적이라는 어려움이 다소 존재하지만, 배기 플룸과 자유류 유동의 패턴이 합리적으로 형성되었음을 확인하였다[10,11]. 또한, 중첩기법을 통해 얻은 가시화기법 실험 결과의 합리성을 보완하기 위해 CFD 해석을 얻은 마하수 등고선 결과와 비교를 수행하였다. 충격파 상쇄 기법이 적용된 모델 선단 곡선부 직후에 형성된 경사충격파 두께는 약 9 mm로 두 결과가 일치하였으며, 유동 흐름방향으로 30 mm 이후의 위치에서 측정된 충격파는 CFD와 실험 결과 각각 약 23 mm, 그리고 약 21 mm로 후자가 약 8.7%의 감소된 두께를 가짐이 확인되었다. 이는 가시화측정 결과에서 확인된 바와 같이 불필요 충격파의 형성으로 야기된 결과이다. 한편, 추력기 배기 플룸의 경우에는 CFD 결과 대비 약 0.5 mm 두꺼워진(약 7.7% 증가) 충격파를 확인할 수 있으며, 이는 불필요 충격파 및 여러 개의 이미지를 중첩하여 나타내는 과정에서 자유류 및 플룸의 연속적인 분사로 인해, 시간 흐름에 따라 상승하는 환경 압력(ambient pressure)의 영향으로 판단된다.

V. 결론

지상시험장비에서 시험모델을 고정하는 지지대로 인한 교란이 최소화되는 형상을 실험적으로

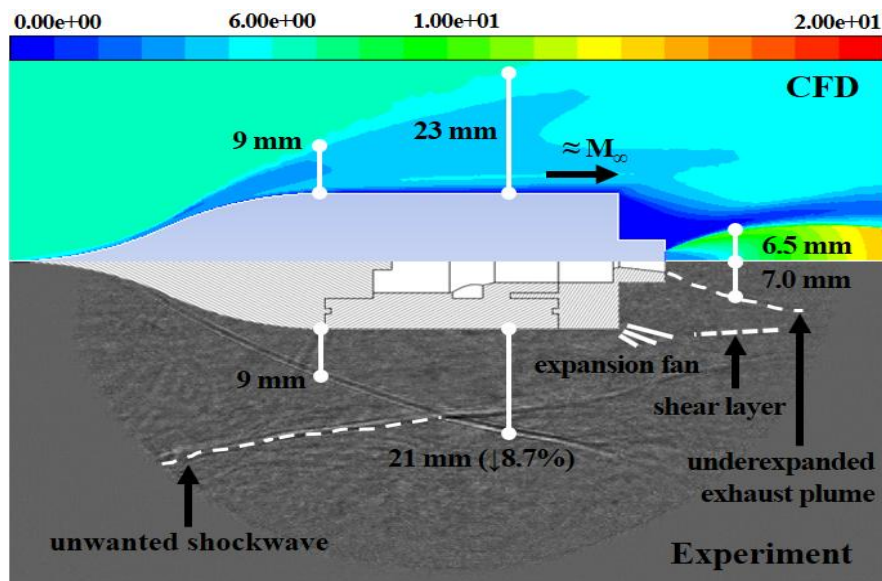


Fig. 10. Comparison with CFD

확인하였으며, 해당 형상을 지지대로써 사용한 추력기 시험모델을 사용하여 추진기관을 포함하는 고공환경모사 연구를 수행하였다. 충격과 상세 기법을 통해 단면 형상이 후류유동에 미치는 영향을 확인하였고, 자유류 유동교란이 최소화된 추력기 실험을 수행하였다. 실험의 충격과 패턴과 그 위치가 전산해석결과와 잘 일치됨을 확인하였고, 불필요충격과가 미치는 영향 또한 확인하였다. 향후 불필요 충격과의 유동간섭 영향을 제거하기 위한 연구, 그리고 보다 상세한 추력기 배기 플룸과 자유류 유동 간의 교란 측정과 다중-플룸에 관한 연속연구가 수행될 예정이다. 해당 연구내용은 지상시험장비를 통한 지지대가 필요한 초음속/극초음속 시험연구 및 추진기관을 포함하는 고공환경모사 연구에 대한 기초연구로써 도울될 것으로 기대된다.

후 기

본 연구는 한국항공우주연구원 한국형발사체 개발사업 위탁과제(No. 2016M1A3A1A02021183) 및 정부(교육부)의 재원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행된 기초연구사업 연구이며(No. 2018R1A6A3A01010886), 이에 감사드립니다.

References

1) McGhee, R. J., "Jet-Plume-Induced Flow Separation on a Lifting Entry Body at Mach Numbers from 4.00 to 6.00," *NASA Technical Memorandum X-1997*, 1970.

2) Boger, R. C., Rosenbaum, H., and Reeves, B. L., "Flowfield Interactions Induced by Underexpanded Exhaust Plumes," *AIAA Journal*, Vol. 10, No. 3, 1972, pp.300-306.

3) Bannink, W. J., Houtman, E. M., and Bakker, P. G., "Base Flow/Underexpanded Exhaust Plume Interaction in a Supersonic External Flow," *8th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and*

Technologies Conference, 1998.

4) Desikan, S. L. N., Suresh, K., Saravanan, R., Patil, M. M., Balasubramanian, P., and Prasath, M., "Effect of Freestream-Plume Interaction on Launch Vehicle Aerodynamics," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 53, No. 2, 2016, pp.354-369.

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

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

7) Lee, S., Oh, B.-S., Kim, Y., and Park, G., "High-Altitude Environment Simulation of Space Launch Vehicle in a Ground-Test Facility," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 45, No. 11, 2017, pp.914-921.

8) 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.

9) Stephan, S., Wu, J., and Radespiel, R., "Propulsive Jet Influence on Generic Launcher Base Flow," *CEAS Space Journal*, Vol. 7, No. 4, 2015, pp.453-473.

10) Glass, C. E., and Horvath, T. J., "Comparison of a 3-D CFD-DSMC Solution Methodology With a Wind Tunnel Experiment," *23rd International Symposium on Rarefied Gas Dynamics*, 2003.

11) Li, Z., Li, Z., Li, H., Yang, Y., and Jiang, X., "N-S/DSMC Hybrid Simulation of Hypersonic Flow Over Blunt Body Including Wakes," *29th International Symposium on Rarefied Gas Dynamics*, 2014.