

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 45(7), 539-549(2017)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2017.45.7.539

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

초음속 비행환경 조건에서의 슈라우드 분리시험 연구

김정영*, 이동민**

Experimental Investigation for the Shroud Separation
in the Supersonic Flow

Jung-Young Kim* and Dong-Min Lee**

The 1st Research and Development Institute, Agency for Defense Development, Korea* , **

ABSTRACT

In this paper, experimental studies on the shroud separation were performed to investigate characteristics of the shroud separation at mach 3. Shroud separation tests were carried out in the vertical free-jet wind tunnel that is capable of testing separable structures. A shroud model was miniaturized to meet test objectives and test section dimensions of the wind tunnel. Pneumatic Locking and separation mechanisms were designed considering external force due to free stream. High speed cameras were used to record the shroud motion and unsteady shock patterns over the deploying shrouds during the shroud separation process. Also, unsteady pressures on the nose surface were measured by using the pressure sensors. Through the tests, the measurement data necessary for researches on the shroud separation technology were obtained. Shroud separation behaviors and characteristics of unsteady pressure on the nose surface for each external flow conditions were analyzed.

초 록

본 논문에서는 마하 3의 초음속 유동 환경에서의 슈라우드 분리 특성 연구를 위한 시험을 수행하였다. 시험은 분리 구조물의 시험이 가능한 수직 자유 젯 풍동에서 이루어졌다. 분리시험용 슈라우드는 시험 목적과 시험 환경에 맞게 소형화된 축소형 모델을 사용하였으며 외부 유동의 하중을 고려해 잠금/전개장치를 설계하였다. 고속카메라를 활용해 슈라우드가 전개되는 동안 슈라우드에서 생성되는 충격파 변화 양상과 슈라우드 전개/분리 거동을 기록하였다. 또 첨두부 동체 표면에는 압력센서를 적용해 슈라우드가 전개되는 동안 첨두부 표면에 작용하는 비정상 압력을 계측하였다. 시험자료 분석 결과, 슈라우드 분리기술 연구에 필요한 슈라우드 분리 영상 및 첨두부 비정상 압력 자료를 획득하였다. 아울러 외부 유동의 온도와 방향 조건에 따른 슈라우드 분리 거동과 충격파 변화 양상 그리고 첨두부 표면 압력 변화 특성을 확인하였다.

Key Words : Shroud Separation(슈라우드 분리), Supersonic Flow(초음속 유동)

† Received : March 22, 2017 Revised : June 16, 2017 Accepted : June 21, 2017

* Corresponding author, E-mail : jung02@add.re.kr

I. 서론

고속으로 비행하는 비행체는 대기와의 마찰로 유발되는 공력가열 환경에 노출된다. 특히 비행체의 침두부는 극심한 공력가열로 구조물의 온도가 급격히 상승하는 부분이다. 정밀 타격을 목적으로 광학장비를 탑재한 초고속 유도탄에는 주로 침두부 표면에 광학창이 적용된다. 슈라우드트는 고온, 고압 환경으로부터 광학창 등의 주요 탑재물 보호를 목적으로 이용되는 구조물이다. 이 구조물은 내부 주요 탑재물을 안전하게 보호하다 일정 시점이 되면 비행체에서 분리된다. 분리되기 전까지 초기 고정 상태를 견고하게 유지해야 하고 분리 시에는 충분한 분리력을 부가해 동체와 충돌 없이 정상적으로 분리되도록 설계되어야 한다.

유도탄의 슈라우드트는 다양한 고도와 속도, 자세각(받음각, 옆 미끄럼각) 조건 하에서 유도탄 동체로부터 분리된다. 유동 환경에 따라 슈라우드트가 전개되지 않거나 분리되는 과정에서 동체와 다시 충돌해 손상을 줄 가능성도 있다. 따라서 분리 운용 가능한 비행 환경에 대해 분리 성능을 확인하는 것은 필수적이며 이를 위한 슈라우드트 분리 시험과 해석 기술의 확보가 중요하다.

고속의 비행환경을 모사한 슈라우드트 분리시험은 난이도가 매우 높은 시험이다. 동체로부터 분리되는 슈라우드트에 의해 시험시설이 손상될 수 있는 위험이 있고 고온 고압의 유동 환경에서 수십 msec 이내에 이루어지는 슈라우드트의 분리 거동과 슈라우드트가 전개되는 동안의 비선형 유동 특성을 분석할 수 있는 정밀 계측 기술이 수반되어야 한다. 이 때문에 슈라우드트 분리 시험은 일부 시설에서만 극히 제한적으로 수행되어 왔다.

초음속 비행환경을 모사한 유도탄 슈라우드트 분리 시험은 1990년대에 이르러서야 문헌을 통해 보고되었다. NAVSWC (Naval Surface Warfare Center)의 hypersonic wind tunnel No. 9을 이용해 Mach 8의 극초음속 영역에서 실물 크기의 HEDI (High Endoatmospheric Defense Interceptor) 슈라우드트를 대상으로 분리시험을 했으며 슈라우드트 분리 궤적과 충격파에 의한 침두부 압력 변화를 계측하였다[1]. 이후 2008년에 LENS II(Large Energy National Shock Tunnels)를 이용하여 실물 크기의 US Army interceptor와 Navy/DARPA HyFly 슈라우드트를 대상으로 분리시험이 수행되었다[2]. 이들 시험은 전산해석 코드와 해석 결과 검증은 목적으로 이뤄졌으며 관련 연구[3, 4]에 중요한 자료로 활용되었다. 슈

라우드 분리 기술은 국가적으로 보호되는 핵심 기술이다. 이 때문에 분리 시험 기술이나 결과에 대한 상세 내용은 외부에 공개되지 않고 관련된 일부 기관에서만 제한적으로 활용하고 있는 실정이다.

본 논문에서는 수직 자유 제트(free jet) 풍동시설을 이용해 초음속 영역에서의 슈라우드트 분리시험 연구를 수행하였다. 시험은 시험 환경에 맞게 설계된 축소형 슈라우드트 모델을 대상으로 Mach 3의 유동 조건하에서 이루어졌다. 시험을 통해 슈라우드트 전개 영상과 침두부 표면의 비정상 압력 데이터 등 슈라우드트 분리 특성 연구를 위한 중요 자료들을 확보하고자 하였다. 침두부 표면의 비정상 압력은 슈라우드트에서 생성된 충격파와 침두부 경계층간 상호작용의 결과이다. 이러한 상호작용은 과도적(transitional)이고 비정상적(unsteady)이어서 수치해석 계산으로는 정확하게 예측하기 어려운 것으로 알려져 있다[4]. 본 연구를 통해 확보한 계측 자료들은 전산해석 도구를 활용한 분리해석 결과 검증과 해석 기법의 신뢰도를 높이는 데 유용한 자료로 활용될 것이다.

II. 시험 개요

2.1 시험 구성

분리시험은 전통적인 불어내기식(blowdown) 고온 풍동인 수직 자유 제트 풍동시설을 이용하였다. Fig. 1은 수직 자유 제트 풍동시설의 시험장(test room) 내부 구조이다. 풍동 노즐은 시험장 바닥 중심부에 위치하고 있다. 외부 저장용기에 저장된 압축공기가 시험장 하부의 축열장치(heat storage)를 거치면서 설정 온도로 가열되고 노즐을 통해 시험장 내부로 분출된다. 주유동은 그림

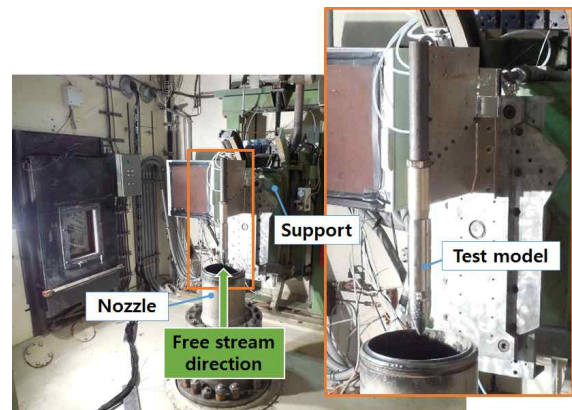


Fig. 1. Test room of the vertical free-jet wind tunnel

과 같이 수직 방향으로 형성된다. 시험모델은 측면의 고정대(support)에 연결되고 그림과 같이 노즐 출구 중앙에 위치한다.

2.2 시험 모델

슈라우드 분리시험은 유동 환경이 모사되는 시험 영역(test rhombus) 내에서 슈라우드 분리 거동을 분석할 수 있어야 한다. 이 때문에 시험 영역의 크기는 시험에 가장 큰 제약 조건이 된다. Fig. 2는 시험시설의 마하수별 노즐 직경과 시험 영역의 크기를 나타낸다. 시험 영역의 크기는 각 마하수별 노즐 직경과 마하각으로 결정된다. 시험 시설에서 사용되는 최대 크기의 노즐은 마하수 3.0 노즐로 직경은 312.0mm이다. 여기서 붉은 색 실선은 본 연구에서 사용한 시험모델의 크기이다.

Figure 3은 시험모델 형상을 나타낸 것이다. 시험 모델은 크게 슈라우드, 침두부, 동체, 홀더로 구성되어 있다. 동체 직경은 65mm, 슈라우드의 축 방향 길이는 105mm이다. 여기서 홀더는 시험 시설에 모델을 고정하기 위한 연결 구조물이다. 본 연구에서 사용한 시험모델은 시험 영역

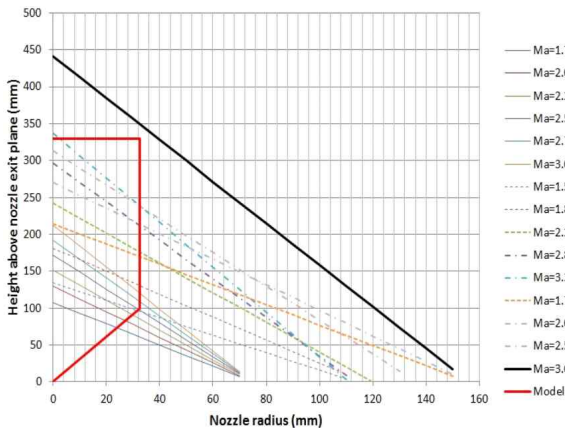


Fig. 2. Test rhombi in the wind tunnel for available supersonic nozzles

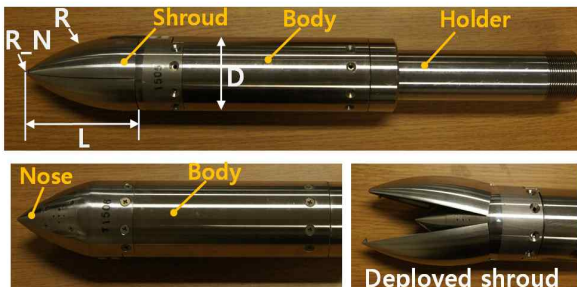


Fig. 3. Test model for the shroud separation test

내에서 슈라우드 분리 거동을 관찰할 수 있도록 소형화한 가상의 슈라우드 모델이다.

Figure 4는 슈라우드 전개/분리 개념과 구조에 대한 이해를 돕기 위하여 시험모델의 내부 단면 구조를 나타낸 것이다. 슈라우드와 동체는 힌지 구조로 연결되어 있다. 잠금장치와 전개장치는 작동력 제어가 용이하고 반복 시험이 가능한 공압 방식으로 적용되었다. 이들 장치는 동체 구조물 내부 공간에 배치해 작동 시 유동에 영향이 없도록 설계하였다. Fig. 5는 슈라우드 잠금장치와 전개장치 작동 원리를 나타낸다. 초기에 잠금

Table 1. Test model dimensions

Dimensions(Unit: mm)			
Body diameter(D)	Nose radius(R_N)	Shroud radius(R)	Shroud length(L)
65.0	1.0	156.5	105.0

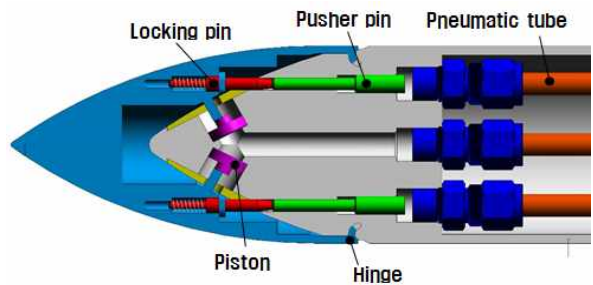


Fig. 4. Cutaway of the test model

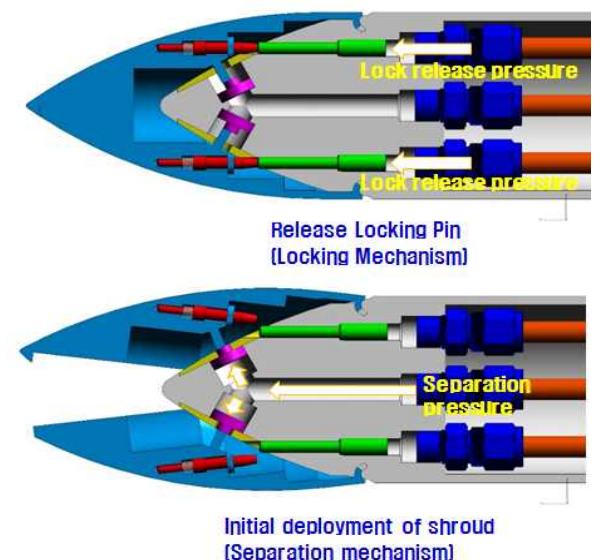


Fig. 5. Locking and separation mechanism of the test model

용 핀이 동체 흡에 삽입되어 슈라우드는 동체에 고정된 상태이다. 구속해제 압력이 가해지면 잠금용 핀이 동체 내부 흡에서 빠져나오면서 슈라우드 잠금이 해제된다. 이후 전개압력이 가해지면 전개 피스톤이 움직여 슈라우드를 전개시킨다. 슈라우드는 힌지를 기준으로 회전하면서 전개되고 설정된 각도에 동체와 분리된다.

2.3 시험 계측

시험에는 주유동 조건을 비롯해 슈라우드 잠금장치와 전개장치의 작동 압력, 슈라우드가 전개되는 동안 생기는 충격파에 의한 첨두부의 비정상 압력 그리고 슈라우드 전개 거동 분석을 위한 고속 영상 등 다양한 계측 기술들이 적용되었다.

Figure 6은 시험 계측 항목과 위치를 나타낸 것이다. 주유동의 전압력(Total pressure)과 전온도(Total temperature)는 노즐 목 아래쪽의 압력과 온도, 대기압(Ambient pressure)은 시험장 외부의 제어실 압력을 계측한다. 슈라우드 잠금장치와 전개장치 작동 압력은 시험모델 후방위치에서 계측하였다. 슈라우드가 전개/분리되는 과정에서 생성되는 충격파와 슈라우드 분리 거동 분석을 목적으로 2대의 고속카메라를 이용해 광학(모델명: Photron Fastcam SA-X type 324L-M4) 영상과 schlieren(모델명: Photron Fastcam APX-RS model 250K) 영상을 기록하였다. 고속카메라는 Fig. 7과 같이 시험장 외부에 설치하고 창을 통해 영상을 기록할 수 있도록 하였다. 이는 고온/고압의 유동과 고속으로 분리되는 슈라우드 구조물로부터 장비의 손상을 방지하기 위함이다.

슈라우드가 분리되는 동안 첨두부 표면에 부과되는 과도 압력을 계측하였다. 과도 압력은 슈라우드가 전개되는 동안 슈라우드에서 생성되는 충격파와 첨두부 표면의 경계층과의 상호작용에 의한 것이다. 이 상호 작용은 과도적이고 매우 비정상(unsteady)적인 특성 때문에 전산 해석을 통해서도 정확하게 예측하기는 어려운 것으로 알려져 있다[4]. 첨두부 표면의 압력 계측을 위해 첨두부 동체 내부에 압력센서를 적용하였다. Fig. 8은 첨두부 상·하부에 적용된 압력계측용 덮개와 압력센서 연결 형상이다. 덮개에는 직경 1.6mm의 압력 계측용 구멍이 뚫려 있다. 시험 온도조건을 고려해 덮개 안쪽에는 강관(steel tube)을 적용하였다. 강관과 압력센서는 테플론 소재의 튜브를 이용해 연결하였다. 테플론 튜브는 최대 운용 온도 260°C의 Zeus사의 AWG15-SW모델을 사용하였다. 테플론 튜브와 강관/압력센서 연결부에는 그림과 같이 Helical tubing clamp

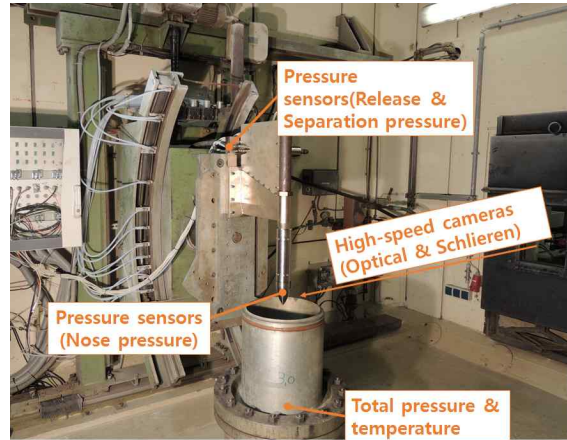


Fig. 6. Measurement techniques

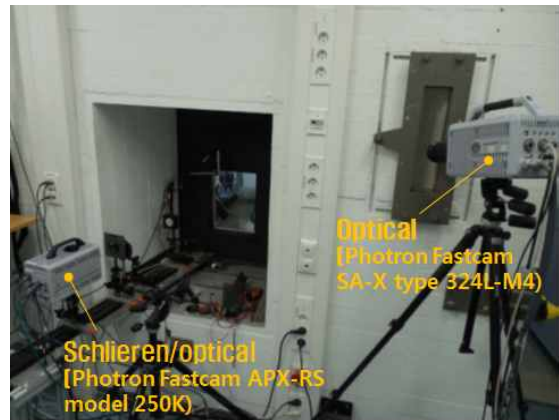


Fig. 7. High speed camera arrangement

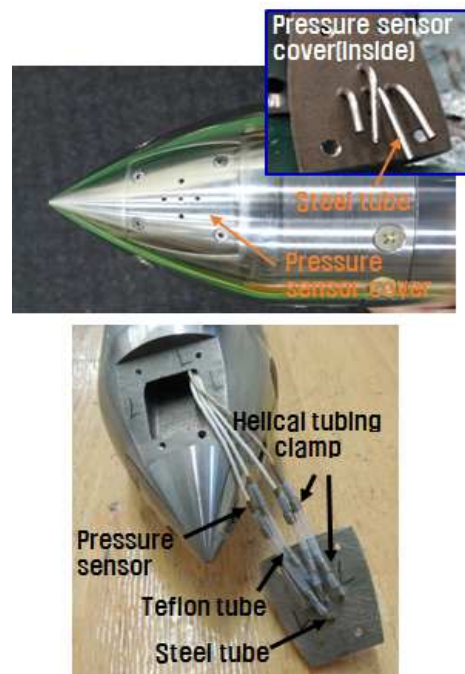


Fig. 8. Pressure sensor of the nose surface

Table 2. Measurement items and sensors

Measurement items	Sensor type	Range
Reservoir pressure	Tronic Line 891.23.510	60 bar
Total pressure & temperature	Type K Thermocouple	-200~1250°C
	PMP 4010 a	40 bar
Ambient pressure	Barometer 811 (S/N 380005)	945 ~ 1055 mbar
Lock release pressure	PDCR 10/T	15 bar
separation pressure	PDCR 921 sg	135 bar
Model orientation angle	Digital protractor (AngleStar DP 60)	0° - 45°
Stead & unsteady pressure	Kulite XCE-062 (operation temp -55 ~ 273°C)	7 ~ 17 bar (100~250psi)

(Nyclamp-063 s.s.)를 적용해 기밀 성능을 유지하였다. 압력 계측용 센서는 최대 운용 온도 273°C의 Kulite사의 XCE-062 모델을 사용하였다. 센서의 압력 계측 범위는 사전 전산 해석 결과를 참고해 선정하였다. 본 연구의 계측 항목과 적용 센서 사양은 Table 2에 정리하였다.

2.4 시험 조건 및 시험 방법

본 연구의 슈라우드 분리 시험은 마하수 3의 초음속 유동 환경 하에서 수행되었다. 슈라우드가 분리되는 실제 분리환경의 마하수와 고도 조건을 정확히 모사하기 위해서는 마하수, 압력, 온도 조건을 맞추어야 한다. 마하수와 압력만을 모사한 상온시험과 달리 온도 조건까지 모사하는 고온시험은 계측과 시험 수행의 난이도가 높고 시험 횟수도 제한적인 값비싼 시험이다. 본 연구에서는 주유동의 마하수는 3.0, 전압력은 2.58 MPa로 고정시키고 온도가 다른 2가지 유동 조건에 대해 시험을 하고 그 결과를 비교하였다. Table 3은 시험에 적용한 두 유동 조건을 정리한 것이다. P_0 와 T_0 는 전압력과 전온도, P_∞ 와 T_∞ 는 노즐 출구에서의 압력과 온도이다. Flow1은 상온의 압축공기를, Flow2는 450°C까지 가열한 고온의 압축공기를 이용한다. 노즐 출구의 압력은 동일하며 비교적 낮은 고도(약 3km 수준)의 동압 조건이 적용되었다.

슈라우드 분리에는 마하수와 고도만큼 유동 방향도 중요한 변수가 된다. 특히 동압이 높은 환경일 때는 더욱 그러하다. 본 연구에서는 시험모델의 자세각을 조정하는 방법으로 유동 방향 조건에 따른 슈라우드 분리 거동과 압력 변화 특성

Table 3. Flow conditions of the wind tunnel

Flow condition	Flow1	Flow2
Mach	3.0	
P_0 (MPa)	2.58	
T_0 (K)	288.15	723.15
Density(Kg/m ³)	2.38	0.95
P_∞ (MPa)	0.0702	0.0702
T_∞ (K)	102.9	258.3
Re[1/m]	203.8x10 ⁶	56.0x10 ⁶

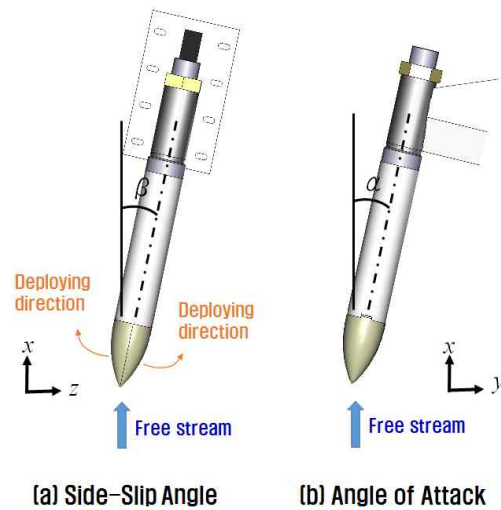


Fig. 9. Side slip angle and angle of attack of the test model

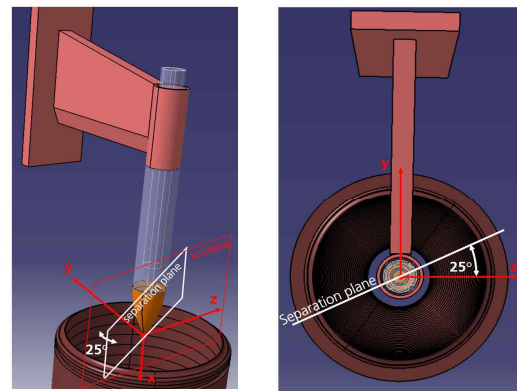


Fig. 10. Test model orientation (separation plane)

을 확인하였다. Fig. 9는 시험모델의 자세각 조정 방향과 유동 방향을 나타낸 그림이다. 슈라우드 분리면이 x-y 평면에 일치한다고 가정했을 때 시험모델 중심 축과 x-y 평면이 이루는 각은 옆 미끄럼각(β), x-z평면과 이루는 각은 받음각(α)이

Table 4. Position of the separation plane with respect to the coordinate system planes

Test model orientation Angle		Side-Slip Angle (deg)	Angle of Attack (deg)
Direction	Angle(deg)		
y	5	-4.5	2.1
y	10	-9.1	4.3
z	5	2.1	4.5
z	10	4.3	9.1

된다.

시험 여건상 시험모델은 Fig. 10과 같이 슈라우드 분리면과 x-y 평면이 65도의 각도를 이루도록 설치되었다. 이 때문에 시험모델 자세각을 조정하는 방법으로 받음각 또는 옆 미끄럼각만을 단독으로 적용하기는 어려웠다. 시험은 Table 4와 같이 받음각과 옆 미끄럼각 조건이 함께 적용되는 조건하에서 이루어졌다.

2.5 시험 결과

Table 5는 본 연구의 시험행렬(test matrix)로 각 시험별 조건을 상세히 나타내었다. 표에서 파란색으로 표시된 시험은 Table 3의 Flow1 조건을 적용한 상온시험, 붉은색으로 표시된 시험은 Flow2 조건을 적용한 고온시험을 의미한다. 슈라우드 잠금장치 구속해제 압력은 15bar, 전개장치 압력은 50bar와 100bar를 적용하였다. 전개장치 압력은 사전 전산해석 결과를 참고해 슈라우드 전개에 충분한 압력으로 설정하였다.

Figure 11은 Test04의 전 압력과 전 온도, 잠금/전개장치의 압력 계측 결과이다. 주유동이 형성되는(build-up) 단계에서 전 압력과 전 온도가

Table 5. test matrix

Test No.	Flow condition	Test model orientation (direction)	Separation pressure
		(deg)	(bar)
Test01	Flow1	0.0	50
Test02	Flow1	0.0	50
Test03	Flow2	0.0	50
Test04	Flow2	0.0	50
Test05	Flow1	5.0(y)	100
Test06	Flow1	10.0(y)	100
Test07	Flow1	10.0(z)	100

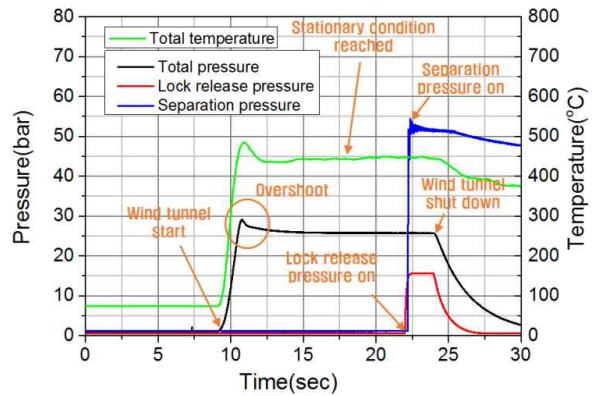


Fig. 11. Total pressure, total temperature, release and separation pressure for Test04

Table 6. test results

Test No.	P ₀ (MPa)	T ₀ (°C)	separation pressure(bar)	Remark
Test01	2.60	312.95	34.0	successful separation
Test02	2.58	286.63	42.0	successful separation
Test03	2.62	708.85	38.2	successful separation
Test04	2.58	720.13	50.0	successful separation
Test05	2.57	289.71	80.0	successful separation
Test06	2.57	289.71	75.0	Only one shroud separation (Fig. 14)
Test07	2.57	285.29	70.0	successful separation

오버 슈트 되었다가 정상 상태에 도달한다. 슈라우드 전개/분리는 주유동이 충분히 정상 상태에 도달한 시점에 이루어졌다. 잠금장치 구속 해제 압력이 부가된 다음 약 100msec의 시간차를 두고 전개 압력이 가해졌다.

Table 6은 각 시험별 슈라우드 전개 시작시점에서의 전 압력, 전 온도, 전개 압력, 그리고 정상 전개/분리 여부를 정리한 것이다. 시험은 Table 3에서 제시한 유동 조건과 유사한 조건 하에서 이루어졌다. 슈라우드는 Table 5의 설정된 전개압력보다 낮은 압력에서 전개되기 시작하였다. Test06을 제외한 모든 시험에서 슈라우드는 정상적으로 분리되었다. Test06은 좌우 슈라우드에 작용하는 유동 비대칭이 가장 큰 시험 조건이다. 전개장치에 의한 슈라우드 초기 전개는 정상적으로 이루어졌으나 전개되는 과정에서 한쪽 슈라우드가 유동압력을 이기지 못하고 다시 접히는 비정상 분리 거동이 발생하였다.

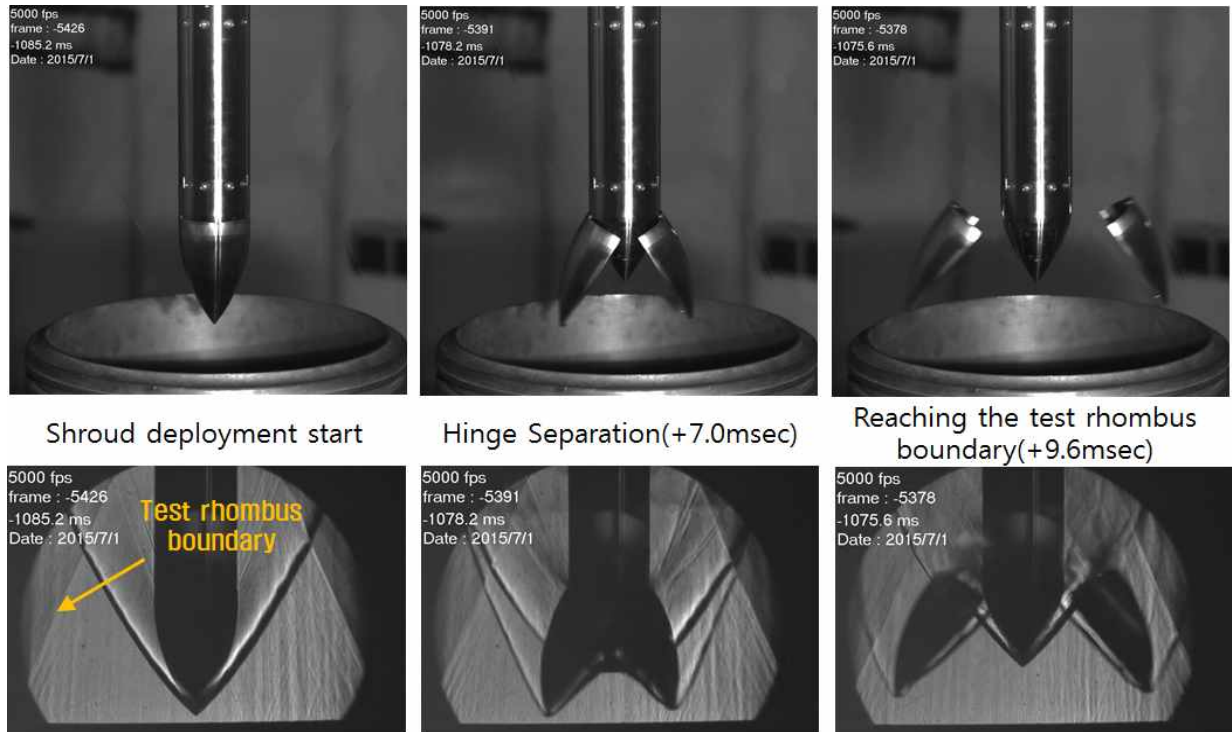


Fig. 12. Shroud separation behavior of Test01



Fig. 13. Shroud separation behavior of Test03 and Test04

2.5.1 슈라우드 분리 거동

고속카메라 영상을 이용해 슈라우드 전개 과정의 충격과 변화 양상과 슈라우드 분리 거동을 확인하였다. Fig. 12는 Test01의 슈라우드 분리 거동 영상이다. 슈라우드는 힌지를 중심으로 설정

된 각도까지 전개된 후 동체에서 자연스럽게 분리되었다. 전개 시작 시점을 기준으로 약 7msec에 슈라우드가 동체에서 분리되었고 9.6msec에는 시험영역 경계에 도달했다. 시험 조건에 따라 다소 차이는 있었지만 시험영역에서의 슈라우드 분

리 거동은 대부분 10msec 이내에 이뤄졌다. 전개 초기에 슈라우드 선단에서 생성된 강한 충격파는 슈라우드가 전개되는 동안 내부 첨두부 구조물 및 첨두부에서 생성된 충격파와 간섭을 일으키며 슈라우드 내부 공간에 복잡한 비정상 유동장 변화를 만들어 냈다. 슈라우드가 동체에서 분리된 이후에는 첨두부 전방에서 생성된 충격파와 슈라우드 후방부 사이 간섭이 생겼다. 이로 인해 동체에서 분리된 슈را워드는 전개방향으로 회전하다가 시험영역 경계에 도달하기 전 회전 방향이 바뀌는 거동을 보였다. 이러한 분리 거동 변화는 Test02~Test04의 영상에서도 재현되었다.

Figure 13은 Test03과 Test04의 schlieren과 광학 영상을 나타낸 것이다. 두 시험은 Test01과 온도 조건이 다른 고온시험이다. 마하수와 압력 조건은 동일하게 적용했다. 두 시험의 슈라우드 분리 거동과 충격파 변화 양상은 Test01과 거의 동일했다. 본 연구의 분리시험은 고도 3.0km에 해당하는 비교적 높은 동압 조건의 시험이다. 따라서 슈라우드 분리 거동에는 유동온도 차이에

따른 유동 특성보다 동압에 의한 영향이 월등하기 때문에 슈라우드 거동의 변화가 거의 나타나지 않은 것으로 판단된다.

Figure 14는 시험모델에 자세각을 적용한 Test05 ~ Test07의 슈라우드 분리 영상이다. Test05와 Test06은 y방향, Test07에는 z방향의 자세각이 적용되었다. Test05는 옆 미끄럼각 -4.5도, 받음각 2.1도 조건의 시험이다. 슈라우드 거동을 살펴보면 우측 슈라우드가 동체에서 분리되는 시점에도 좌측 슈را워드는 전개가 진행 중이다. 우측 슈라워드가 시험영역을 벗어나는 시점이 되어야 좌측 슈라워드는 동체에서 분리되었다. Test06은 옆 미끄럼각 -9.1도, 받음각 4.3도 조건의 시험이다. 슈라워드는 약 75bar의 전개 압력에서 전개되기 시작하였다. 우측 슈라워드는 정상적으로 분리된 반면 좌측 슈라워드는 전개되는 과정에서 전개를 방해하는 힘을 이기지 못하고 되접혀 동체에서 분리되지 않았다. Test07은 옆 미끄럼각 4.3도, 받음각 9.1도 조건의 시험이다. 옆 미끄럼각 조건은 Test05와 유사하지만 받

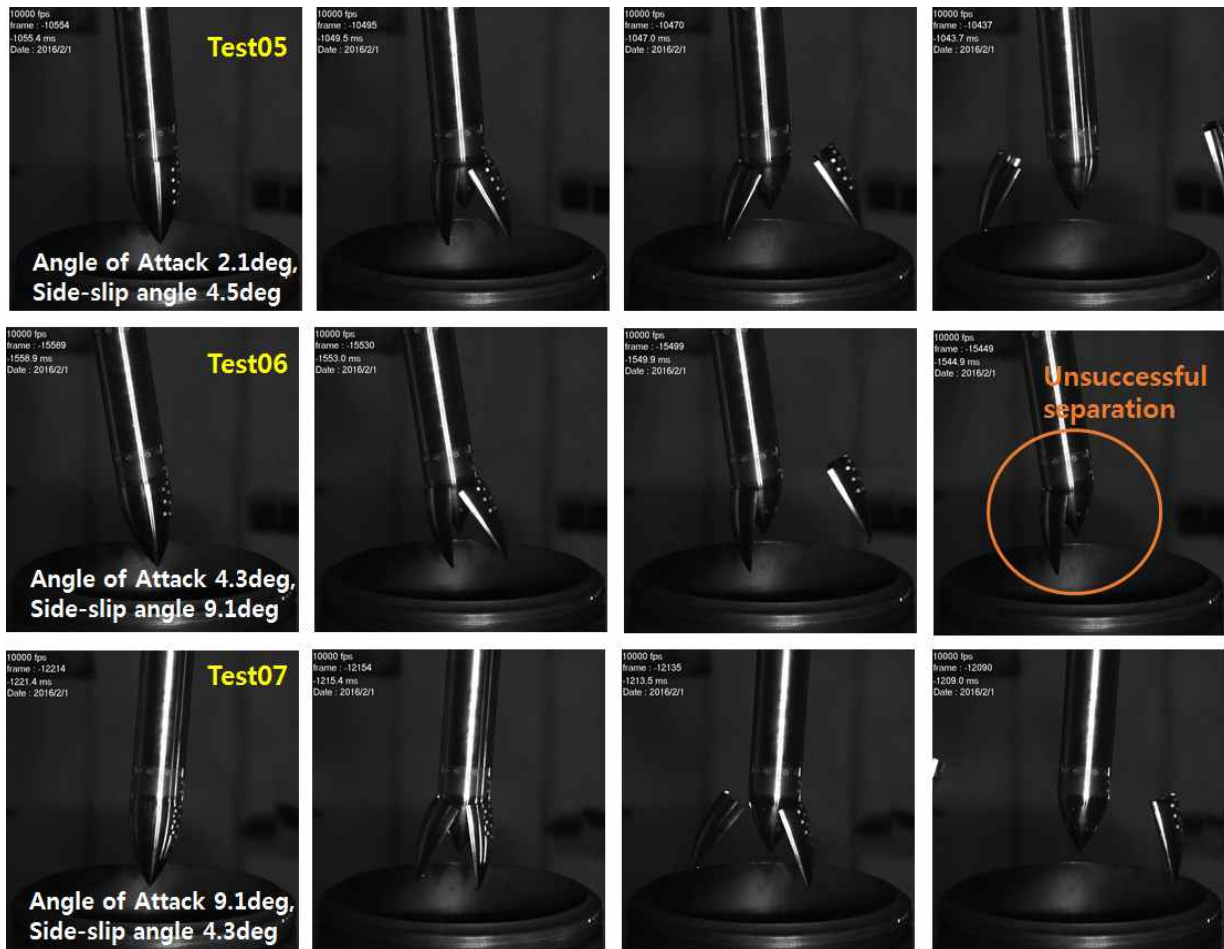


Fig. 14. Shroud separation behavior of Test05 ~ Test07

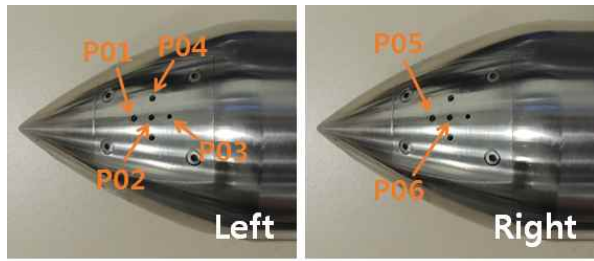


Fig. 15. Measurement point of unsteady pressure on the nose surface

음각 조건은 7도가 증가하였다. 받음각 차이가 컸음에도 Test07의 슈라우드 분리거동은 Test05와 비슷했다. 시험 결과는 옆 미끄럼각 조건이 슈라우드 비대칭 분리거동을 유발하고 심한 경우에는 정상 분리가 어려울 수 있음을 보여준다. 슈라우드 설계 시에는 이를 고려해 전개 성능이 충분히 확보되도록 해야 할 것이다.

2.5.2 침두부 비정상 압력

슈라우드가 전개되는 동안 침두부 표면에 작용

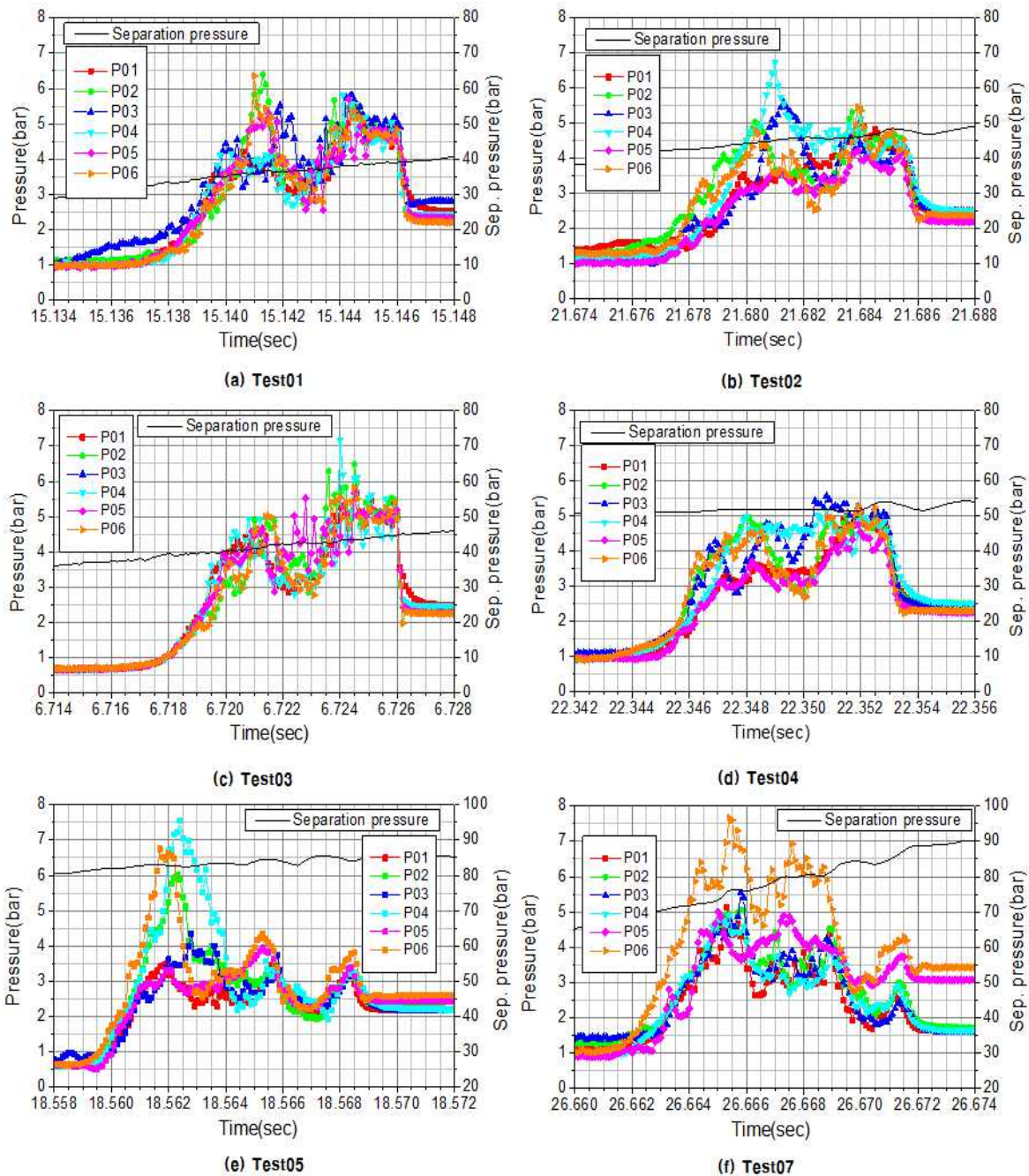


Fig. 16. Unsteady pressure measured on the nose surface

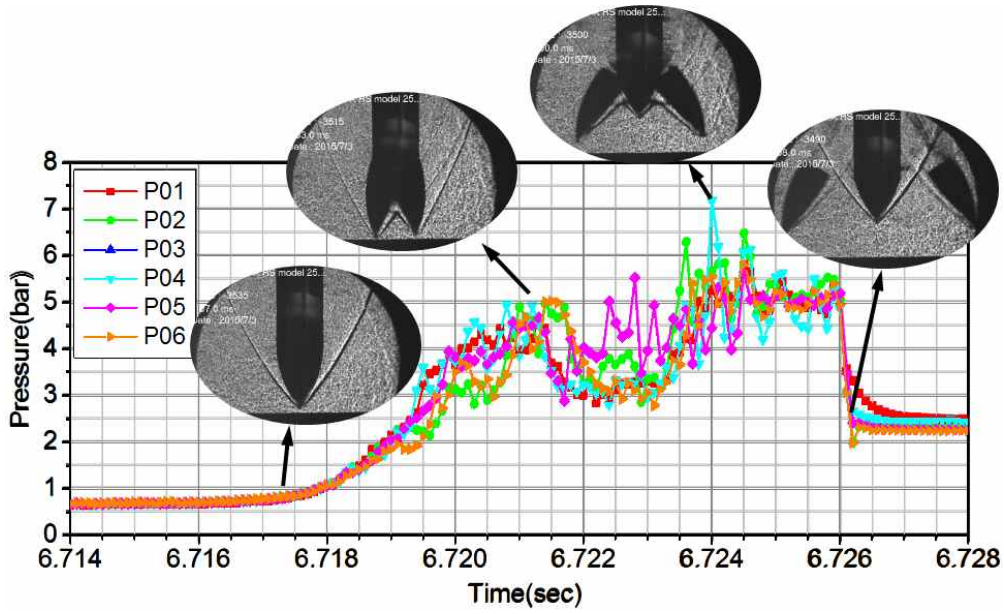


Fig. 17. Unsteady pressure measured on the nose surface of Test03

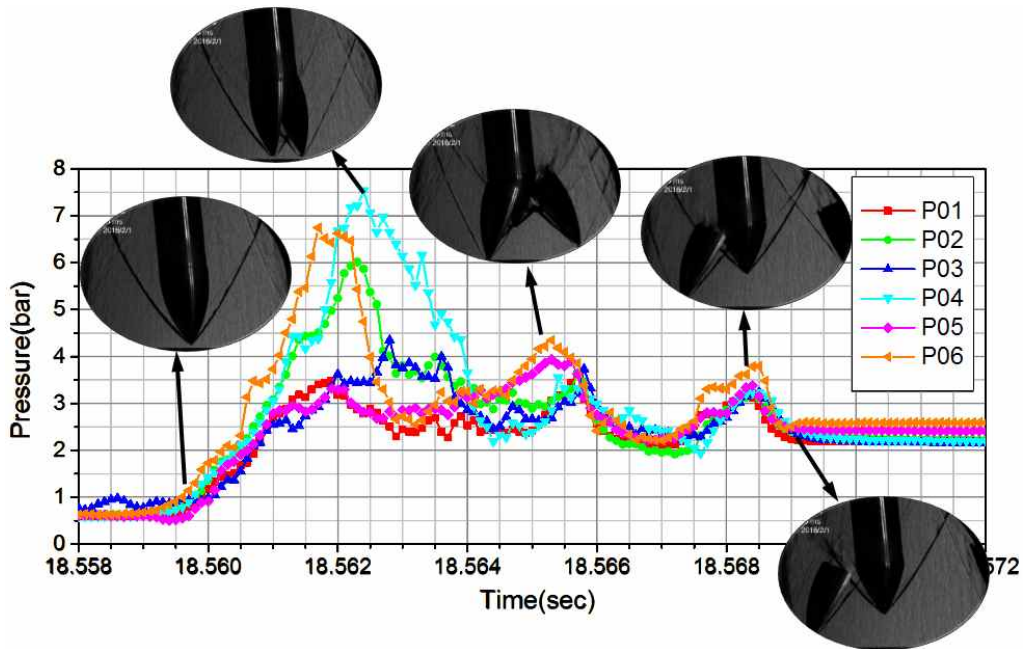


Fig. 18. Unsteady pressure measured on the nose surface of Test05

하는 비정상 압력 변화를 계측하였다. Fig. 15와 같이 첨두부 표면에 총 6개의 압력센서를 적용하였다. 압력 계측은 10kHz의 샘플링율을 적용하였다.

Figure 16은 각 시험에서 계측된 첨두부 표면의 압력 변화이다. 슈라우드가 전개되는 동안 첨두부 표면에는 2중 또는 3중 피크 형태의 압력 변화가 계측되었다. Test01 ~ Test04의 계측 결과를 보면 전반적인 압력 수준과 변화 양상은 유사하다. 각 시험의 순간적인 압력 피크의 최대 압

력은 5.57 ~ 6.74bar로 다소 차이를 보였다. 최대 압력은 슈라우드가 동체에서 분리된 후 작용하는 정상상태 압력 2.2 ~ 2.5bar의 약 2.7배 수준이었다. 시험모델에 자세각을 적용한 Test05와 Test07 시험에서는 세 번째 압력 피크가 관찰되었으며 과도 압력이 작용하는 시간도 약 1.0msec 증가했다. 압력 피크의 최대 압력은 7.5 ~ 7.6bar 수준이다. 슈라우드가 전개되는 동안 작용하는 비정상 압력이 비록 순간적인 하중이긴 하지만 광학창이 탑재된 경우에는 이를 고려한 구조적인 손

상 여부 확인이 반드시 이루어져야 한다. 따라서 분리 시의 압력 변화를 정확하게 예측하는 것이 무엇보다 중요하다.

Figure 17과 Fig. 18은 압력 계측 결과와 압력 피크가 생기는 시점의 schlieren 영상을 나타낸 것이다. 그림을 통해 압력 피크가 생기는 시점의 슈라우드 거동과 충격파의 형상을 확인하였다. Fig. 17은 Test03의 압력 계측 결과이다. 첫 번째 압력 피크는 전개 시작 후 슈라우드가 약 7.0도 전개된 시점(+4.0msec)에, 두 번째 피크는 슈라우드가 동체에서 분리된 직후(+7.0msec)에 나타난다. 슈라우드가 동체에서 분리되고 침두부가 충격파 간섭의 영향권에서 벗어나면서 압력은 정상 상태로 회복되었다. Fig. 18은 Test05의 계측 결과이다. Test05는 y방향 5도의 자세각이 적용된 시험이다. 여기서는 좌우 슈라우드가 비대칭으로 분리되었다. 전개 초기에 작용하는 첫 번째 압력 피크는 일부 센서(P02, P04, P06 위치)에서만 계측되었다. 두 번째 피크는 우측 슈라우드 분리시점, 세 번째 피크는 좌측 슈라우드 분리시점에 나타난 압력 피크이다. 좌우 슈라우드의 분리 시점이 분산되면서 압력 피크의 크기는 작아졌다.

침두부 표면의 비정상 압력 계측 결과는 과도적이고 매우 비정상적이어서 전산해석으로 예측하기 어렵다. 향후 슈라우드 분리해석 기술의 정확성 검증과 신뢰도 확보에 꼭 필요한 자료를 확보하였다는 점에서 본 연구 결과는 중요한 의의가 있다.

III. 결 론

본 논문에서는 초음속 유동 환경에서의 유도탄 슈라우드의 분리시험 연구를 수행하였다. 시험은 수직 자유 젯 풍동시설을 이용해 마하수 3, 고도 3.0km에 해당하는 비교적 높은 동압 조건하에서 이루어졌다. 시험모델은 시험목적과 환경에 맞게 축소 설계된 슈라우드를 사용하였다.

본 연구에서는 유동의 온도와 방향 조건에 따른 슈라우드 분리거동과 침두부 표면의 압력 변화 특성을 확인하였다. 슈라우드 분리에는 동압의 영향이 지배적이다. 따라서 마하수와 압력 조건이 같은 경우에 유동온도가 달라져도 슈라우드 분리 거동은 거의 동일했다. 시험 목적과 분리되는 동압 환경에 따라 달라질 수 있겠지만 마하수

와 압력 조건만 모사한 시험으로도 슈라우드 분리 거동 분석이 충분히 가능할 것으로 판단된다.

유동 방향이 적용된 시험에서는 옆 미끄럼각 조건에 의해 슈라우드 비대칭 거동이 유발됨을 확인하였다. 비대칭 거동에 의해 침두부에 작용하는 압력 변화 형태도 달라졌다. 비대칭 거동은 슈라우드 분리 성능과 안정성에 중대한 영향을 미친다. 따라서 슈라우드 설계 시에는 분리 시의 마하수, 고도, 유동방향 등의 유동 환경을 충분히 고려한 분리 성능과 안정성 확인이 필수적이다.

본 연구의 시험을 통해 슈라우드가 전개되는 동안의 고속카메라 광학 영상과 schlieren 영상 그리고 침두부 표면의 압력 변화 등 슈라우드 분리 특성 연구에 필요한 주요 계측 자료들을 확보하였다. 확보된 자료들은 향후 전산유체 해석 결과의 검증을 위한 자료로 활용할 예정이며 신뢰도 있는 분리해석 기술 확보에 기여할 것으로 판단된다.

References

- 1) L. Resch, C. Decesaris, and E. Hedlund, "The Naval Surface Warfare Center Hypervelocity Wind Tunnel 9 Hypersonic Shroud Separation Testing Capability," AIAA 92-0676, 30th Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, 1992
- 2) Michael S. Holden, Timothy P. Wadhams, Matthew MacLean, "Experimental Studies in the LENS Supersonic and Hypersonic Tunnels for Hypervelocity Vehicle Performance and Code Validation," AIAA 2008-2505, 15th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, 2008
- 3) R. Chamberlain, J. Baltar, "Time Accurate Calculation of Hypersonic Shroud Separation," AIAA 93-0317, 31st Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, 1993
- 4) P.A. Cavallo and S.M. Dash, "Aerodynamic of Multi-Body Separation Using Adaptive Unstructured Grid," AIAA-2000-4407, 18th AIAA Applied Aerodynamic Conference, 2000