

## 技術論文

## 로켓 부스터 분리 고속 풍동시험

라승호\*, 김인선\*, 옥호남\*, 오범석\*\*, 이준호\*\*

## High-Speed Wind Tunnel Test on Rocket Booster Separation

Seung-Ho Ra\*, Insun Kim\*, Honam Ok\*, Bum-Seok Oh\*\* and Joonho Lee\*\*

## ABSTRACT

Jettison, grid and CTS test are widely used for the store and stage separation studies. This is an introductory paper on the experimental methodology and typical results of grid and CTS test used for the Korean 3-stage sounding rocket development. Thirteen separation trajectories were evaluated in the ONERA S2MA wind tunnel at Mach numbers of 2.0 and 2.8. The test result was applied as the basic database for the design of optimized separation device.

## 초 록

낙하물 및 로켓 단분리 등과 같은 비행체 분리물의 궤적을 모사하기 위해 사출, 격자 및 CTS 시험과 같은 풍동시험 기법이 많이 사용된다. 본 논문에서는 3단형 과학로켓 개발 시 사용된 격자 및 CTS 시험 기법 및 대표적인 결과를 소개하였다. 시험에 사용된 풍동은 ONERA S2MA이며 마하수 2.0과 2.8에 대해 13개의 분리 궤적을 시험하였다. 시험 결과는 분리장치를 최적화하기 위한 데이터베이스로 활용되었다.

**Key Words :** High Speed Wind Tunnel Test (고속 풍동 시험), Booster Separation (부스터 분리), Grid Test (격자 시험), CTS Test, Captive Trajectory System

## I. 서 론

동일한 엔진을 여러 개 사용한 다단 방식 로켓이 전체적인 효율성과 개발비 측면에서 유리하다. 따라서 중앙 코어(Core)에 부스터(Booster)가 붙은 형태의 로켓이 많이 개발되고 있다. 부스터를 분리하기 위한 장치로는 폭약(Pyro) 또는 스프링이 사용되는데 최소한의 분리력으로 안전하게 분리되도록 최적 설계되어야 한다. 이를 위해서는 분리력에 따른 부스터의 분리 궤적을 제대로 모사할 수 있는 풍동 시험이 요구된다.

국내에는 아직 본격적인 분리시험을 할 수 있

는 설비가 없으며 항공기 외부 장착물 투하 시험 위주로 수행되었다. 국방과학연구소는 초등 훈련기 및 저속 통제기 시험을 미국 Lockheed Martin과 자체 아음속 풍동에서, 한국항공우주산업(주)은 고등 훈련기 시험을 미국 Veridian 및 영국 ARA에서 수행하였으나 자세한 내용은 아직 공개되지 않았다. 국내의 발사체 분리시험은 그동안 전무하였는데 여기서는 3단형 과학로켓(KSR-III, Korea Sounding Rocket-III) 개발 시 적용되었던 분리 시험기법들과 대표적인 시험결과를 소개하였다.

## II. 시험장치 및 방법

## 2.1 분리 시험기법 소개

항공기의 폭탄, 연료 탱크 등과 같은 투하물, 로켓의 단(Stage) 및 부스터 등과 같은 분리물

† 2005년 4월 18일 접수 ~ 2005년 8월 19일 심사완료

\* 정회원, 한국항공우주연구원 열/공력그룹

\*\* 정회원, 한국항공우주연구원 기술경영그룹

연락처, E-mail: ra@kari.re.kr

대전시 유성구 어은동 45번지

에 대한 풍동 시험은 특수한 시험 장치 및 기법을 필요로 한다. 이를 위한 여러 가지 시험기법이 개발되었는데[1,2] 그중 대표적인 방법으로는 사출 (Jettison), 격자 (Grid Test) 및 CTS (Captive Trajectory System) 시험이 있다.

### 2.1.1 사출 시험

이 방법은 풍동 안에서 시험조건에 따라 부스터를 투하시켜 고속카메라 또는 다중 노출 (Multiple Flash) 등의 광학적 방법으로 촬영하여 궤적을 찾는다. 시험 자체는 비교적 간단하나 낙하물의 공탄성적인 특성이 실제와 같도록 제작하여야 하며, 분리력을 조절할 수 있는 정교한 분리장치가 필요하여 제작비가 많이 든다. 이 고가 모형은 재사용이 곤란하며 사고 위험성이 높다. 또한 낙하물의 공력특성 측정이 불가능한 단점이 있다.

### 2.1.2 격자점 시험

이 방법은 미리 정의된 측정 격자점에 대해 시험 모형의 위치 및 자세각에 따른 공력 특성을 측정 한 후 6 자유도 (DOF, Degree Of Freedom) 운동방정식으로 궤적을 계산하는 방법이다. 정확한 궤적 계산을 위해서는 조밀한 격자점과 많은 시험 조건이 필요하여 시험 횟수가 매우 많아진다. 따라서 분리 궤적의 형태를 미리 예측할 수 있어야 효율적인 측정 격자점 선정이 가능하다. 또한 분리 궤적을 실시간으로 알 수 없으며 정적 공력계수만 측정되므로 동적 효과는 모사할 수 없다.

### 2.1.3 CTS 시험

CTS는 위의 두 가지 방법의 단점을 보완하기 위하여 개발된 방법이다. 먼저 측정된 분리물의 공력특성과 초기 분리 조건으로 일정 시간 간격 (Time Step) 후의 위치와 자세각을 6 DOF 운동방정식으로 계산하여 모형을 그 위치와 자세로 변위시킨다. 새로운 위치와 자세에 대해 다시 위의 과정을 되풀이하여 전체적인 분리 궤적을 구한다. CTS는 현재까지 개발된 분리 시험법 중에서 가장 정확한 자료를 제공하나 고속 계측장비, 6 DOF 모형 이송장치 및 실시간 궤적 계산 S/W 등으로 구성된 고가의 시험 장비가 필요하다. CTS 장비는 항공우주 선진국에서도 희귀한 편이며 상세한 시험 기법 및 장치에 대한 자료는 공개하지 않고 있다.

## 2.2 풍동 및 CTS

현재 로켓 분리 시험에 이용할만한 CTS를 갖춘 고속풍동으로는 미국 AEDC (Arnold Engineering

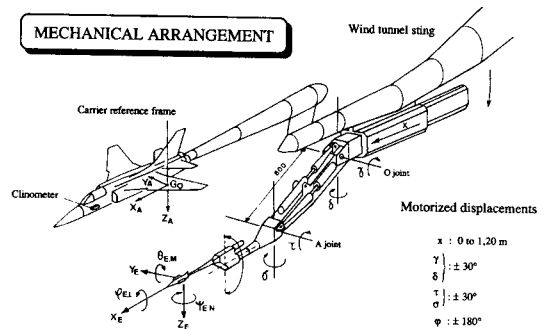


Fig. 1. Mechanical Arrangement of ONERA S2MA CTS

Development Center) VKF (von Karman Gas Dynamics Facility) Tunnel A[3], 러시아 TsAGI (ЦАГИ) T-109[4] 및 프랑스 ONERA (Office National d'Études et de Recherches Aéropatiales) S2MA[5] 정도를 꼽을 수 있다. 이중 ONERA S2MA는 가압식 폐쇄형 삼중음속 풍동 (Pressurized Closed-Circuit Trisonic Wind Tunnel)으로 대형 시험부 (1.77 x 1.75 m)이면서 연속 운전 (Continuous Operation)이 가능하여 단기간에 많은 시험 자료를 얻을 수 있어 효율적이다. 따라서 S2MA를 KSR-III 분리시험을 위한 풍동으로 선정하였다.

S2MA의 시험 마하수 범위는  $0.1 \leq M \leq 3.1$  인데 시험부 전방의 노즐을 변위시켜 조절한다. 소음 및 난류 강도는 시험 마하수와 정압에 따라 변하는데 최대 소음 강도 (Pressure Fluctuation Intensity)는 0.2%, 난류 강도 (Turbulence Intensity)는 0.25% 이내이다. 시험부 중심선을 따라 측정된 흐름각 (Flow Angularity)도 최대  $0.3^\circ$  정도로 균일하여 전반적으로 매우 우수한 풍동이다. 시험부 후방에는 Arc Strut MSS (Model Support System)이 설치되어 있어 Sting으로 지지되는 모형의 피치각을 조절할 수 있다[5].

Fig. 1에 ONERA S2MA CTS의 구조를 표시하였다. 모든 하드웨어와 소프트웨어는 자체적으로 개발한 것으로 1축 이송 (Translation) 1개, 2축 회전 2개 및 1축 회전 1개로 이루어진 관절을 사용하여 기준모형에 대한 분리모형의 3차원 위치와 자세각을 설정한다. 기준모형과 CTS는 동일한 Sting에 조립되어 MSS에 함께 장착된다. 따라서 MSS에서 받음각을 조정하여도 기준모형과 분리모형의 상대 위치 및 자세는 변하지 않는다[6, 7].

### 2.3 시험모형 및 장치

Fig. 2에 시험모형과 CTS의 제원을 표시하였

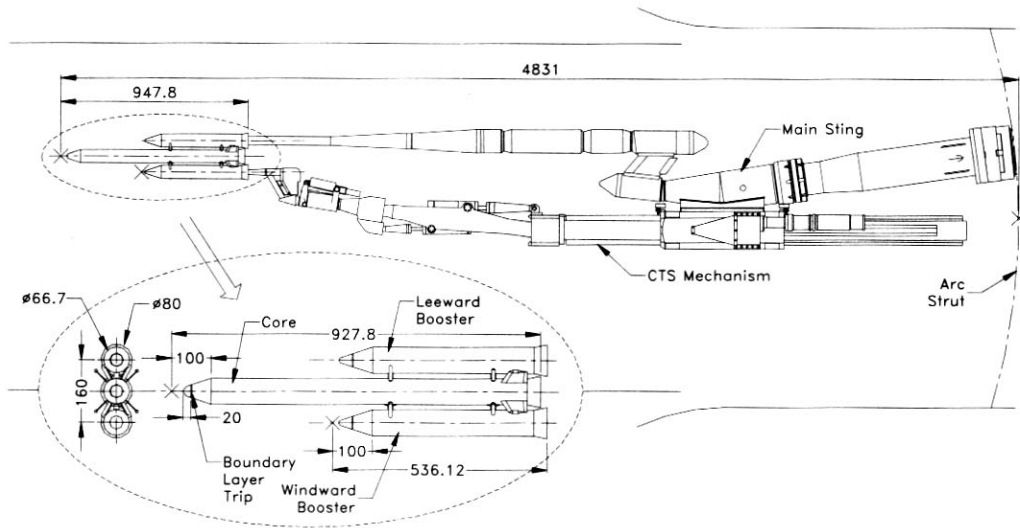


Fig. 2. Test Configuration and Model Geometry

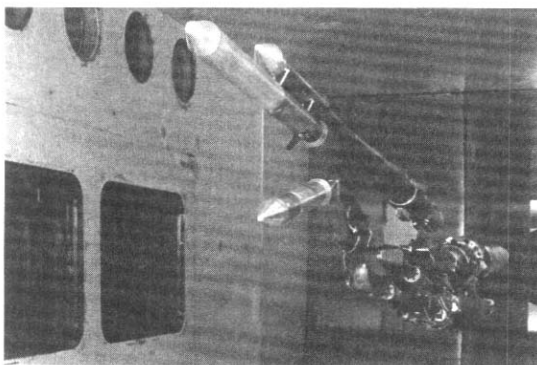


Fig. 3. Test Setup in Test Section

다. 시험모형은 1/15 축척의 KSR-III 형상이며 코어에 동일한 크기의 부스터 2기가 대칭으로 부착되고 코어에만 4개의 안정판이 달려있다. 코어와 부스터의 직경 (d)은 동일한데  $d = 66.67 \text{ mm}$ 이다. 코어 상부의 LB (Leeward Booster)와 CTS는 함께 MSS에 Sting으로 장착된다. 코어는 전방, 후방 각각 2개씩의 분리장치로 LB에 매달린다. 코어 하부의 WB (Windward Booster)는 안에 장착된 내부형 밸런스 (Internal Balance)를 거쳐 CTS에 부착된다. WB의 분리장치는 대칭성 유지를 위한 것으로 코어와는 최소 2 mm 정도의 유격을 유지한다. 시험모형의 설계/제작은 ONERA Châtillon GMT에서 수행하였는데 최대 제작 오차는 각도  $0.2^\circ$ , 길이 0.2 mm 정도이다. Fig. 3에 S2MA 시험부에 장착된 모형 및 CTS를 표시하였다.

부스터 및 코어의 노즈부에는 경계층 천이 장치 (Boundary Layer Trip Device)를 부착하였는데 이는 시험 시와 실제 비행 시의 레이놀즈수가 다르기 때문에 경계층을 강제로 난류화하기 위한 것이다. 천이 장치의 위치는 선단에서 20 mm 떨어진 곳으로 Grain을 2.5 mm 폭으로 부착하였다. 사용된 Grain은 Grain No. 90 Carborundum Particles로 평균 직경은  $145 \mu\text{m}$ 이다. Grain 크기 선정은 ONERA의 경험적 데이터베이스를 이용하였는데 마하수가 커지면 더 큰 Grain이 필요하나 여기서는  $M = 2.0$ 에 적합한 Grain으로 모든 시험을 수행하였다.

시험에 사용된 내부형 6분력 밸런스도 ONERA에서 자체 제작한 PHI20N10 모델로 규격은 Table 1과 같다. Table 2는 측정량의 정밀도를 모사한 것으로 측정 전기신호 1 mV의 오차에 대한 측정 물리량 오차를 표시한다. Table 2의 기호 정의는 Fig. 1과 같다. 밸런스 신호는 0.4초 간격으로 4개씩 읽어서 평균하는데 측정방향 (Z) 성분이 가장 민감하며 11 Counts의 오차를 가지는 것을 알 수 있다. 평균적으로 오차가  $\pm 3 \text{ mV}$ 라고 하는데 항력의 오차가 비교적 크지만 항력이 궤적에 미치는 영향은 그다지 크지 않다 (2.4절 참조).

WB 배면압력 (Base Pressure)은 부스터 스퀀트 끝단을 수직판으로 막고 2개의 압력공을 뚫어  $\pm 5 \text{ psi}$  압력변환기 (Pressure Transducer)로 측정하였다. 보다 정확한 시험을 위해서는 실제의 배면압력 값으로 CTS 궤적을 계산하여야 하지만

Table 1. Specification of PHI20N10 Internal Balance

Component	Load Range
Axial Force	± 254 N
Side Force	± 1160 N
Normal Force	± 2800 N
Roll Moment	± 33 Nm
Pitch Moment	± 60 Nm
Yaw Moment	± 30 Nm

Table 2. Measurement Accuracy

		X	Y	Z	$\psi$	$\theta$	$\omega$
$\Delta$ Signals	mV	1	1	1	1	1	1
Coefficients	N, Nm/mV	0.025	0.076	0.125	0.0090	0.005	0.003
Efforts	N, Nm	0.025	0.076	0.125	0.0090	0.0045	0.0027
$\Delta$ Coefficients		0.0002	0.0006	0.0011	0.0012	0.0006	0.0004
$\Delta$ Efforts & Moments	N, Nm	10	31	50	54	27	17
$\Delta$ Accelerations	m/s <sup>2</sup> , %g	0.010	0.029	0.048	20.23	0.33	0.20
$\Delta$ Speeds	m/s, %s	0.005	0.015	0.024	10.11	0.17	0.10
$\Delta$ Positions in flight	m, %	0.001	0.004	0.006	2.53	0.04	0.03

1/1000 of balance capacity:							
Efforts & Moments	N, Nm	0.25	1.16	2.8	0.033	0.06	0.03
Signals balance	mV	10	15	22	3.7	13	11
Coefficients		0.002	0.010	0.024	0.004	0.008	0.004

이를 유추할 방법이 없고 항력의 영향이 크지 않으므로 측정값을 그대로 사용하였다.

코어/LB 조립체의 받음각 (Angle of Attack,  $\alpha$ )은 코어 내부에 Q-Flex Inclinometer를 장착하여 측정하였다. WB의 각도는 CTS에 부착되어 있는 엔코더 (Encoder)와 스트레인게이지 (Strain Gauge)를 사용하여 유추하는데 수직, 수평용으로 2개씩 사용된다. 정확한 분리 궤적 추적을 위해서는 초기 위치를 정확히 알아야 하므로 이를 위해서 시험모형의 연결핀 주위에 광학센서 (Optical Sensor)를 4개 부착하였다. 위와 같이 3가지 방법을 병행하면 분리 궤도 추적이  $\pm 0.1$  mm,  $\pm 0.1^\circ$  까지 가능하다고 한다. 광학 거리센서도 초소형 상용 센서에 전류 측정회로와 주변 광 영향을 제거하는 교정방법을 추가하여 ONERA에서 자체적으로 개발한 것인데 측정거리는 10 mm 이내이고 오차는 0.1 mm 이내라고 한다[6, 7].

시험모형에는 전기적으로 접촉을 확인하는 간단한 장치가 두 군데 설치되었다. 첫 번째로는 코어/LB 조립체와 WB/CTS를 전기적으로 절연시켰다. 이는 분리 궤도를 모사하다가 WB가 코어나 Sting에 충돌하는 경우를 감지하는 것이다. 두 번째는 WB 장착용 CTS Sting의 배압 수직 관 통과 부위에 전기적으로 절연된 동판을 부착하였다. 이는 공력 하중으로 밸런스가 과도하게 변위되어 Sting과 접촉하는지 조사하기 위한 것이다.

실제 비행시간 0.5초에 해당하는 시간에 대해

CTS 시험을 수행하였는데 위의 접촉 장치에서 이상을 감지하는 경우에는 중간에 종료하였다. 따라서 시험시간은 궤적에 따라 달라지는데 5 ~ 15분 정도가 소요되었다. 이와 같이 시험 궤적이 실시간으로 재현되지 않기 때문에 동적 효과는 제대로 모사되지 않는데 상대속도를 감안하여 이를 일부 보정하였다. 실제 부스터는 Fig. 4에 보듯이 분리 후에 자체 속도,  $V_B$ 로 이동하므로 국부 속도는  $V_R$ 이다. CTS 시험 시에는  $V_B = 0$  이어서 국부 속도가  $V_L$ 이 되는데 자세각만  $\theta_C$  만큼 줄여 보정한다. 보정량은 경우에 따라 0.28 ~  $7^\circ$  까지도 달했는데 큰 경우에는 후속 궤적 계산에 상당한 오차가 포함되었을 것이다.

## 2.4 시험항목 선정

최적화된 분리력의 형태와 크기를 시험을 통해 확인하기 위해서는 많은 변수와 시험 조건으로 인하여 많은 예산과 시간이 필요하다. 시험 항목을 줄이기 위해서는 여러 변수 및 분리 조건 등에 대한 이해와 민감도 (Sensitivity) 해석이 필수적이거나 아직 기초적인 자료조차 공개되어 있지 않다. 이에 따라 본 시험을 본격적인 분리시험을 위한 예비 단계로 설정하고 주요 변수의 영향을 확인하는 것을 주목적으로 하였다.

부스터 분리의 물리적 특성을 확인하기 위하여 한국항공우주연구원 열/공력그룹에서 자체적으로 개발한 6 DOF 운동방정식 Code 인 PASEM, 상용 정상/비정상 Full Navier-Stokes CFD Code 인 CFD-Fastran 등을 이용한 해석을 수행하였다 [8-10]. 이 결과를 요약하면 아래와 같으며 시험항목 선정 시 고려하였다.

1) 비행조건에 따라  $\alpha$  및 옆미끄럼각 (Side Slip Angle,  $\beta$ )의 조합별로 해석한 결과  $\beta$ 의 영향이 더 크며  $\alpha = 0^\circ$ ,  $\beta = -5^\circ$ 의 경우가 최악의 조건이었다. 분리 시험도 코어와 부스터로 이루

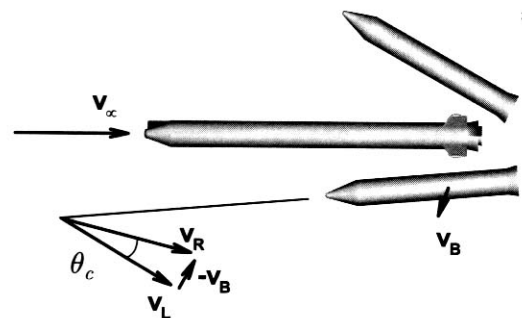


Fig. 4. Correction of Relative Velocity

어진 2차원 수직 평면에 대해 위의 조건만 고려한다.

2) 2차원 평면이므로 공력의 6분력계수 중 측력 (Side Force,  $C_Y$ ), 요잉모멘트 (Yawing Moment,  $C_n$ ), 및 축력 (Axial Force Coefficient,  $C_A$ )만 궤도에 영향을 미치는데  $C_A$ 의 영향은 다른 공력 계수에 비해 그다지 크지 않았다.

3) 실제 비행 시에는 2개의 부스터가 동시에 분리된다. 시험 상의 편의를 위하여 LB를 고정시켜도 WB의 궤적은 큰 차이를 보이지 않았다. 즉, 부스터 간의 상호 간섭 (Interference) 효과는 무시할만하다.

4) 부스터 분리장치는 폭약 또는 스프링이 사용되는데 각 경우의 충격 함수 (Impulse Function)가 Pulse 및 선형/비선형 형태로 서로 다르다. 그런데 분리력의 형태보다는 전 충격량 (Total Impulse)의 크기가 주로 영향을 미쳤다. CTS 시험 시 분리력의 형태는 편의상 선형인 경우만 고려하였다.

### III. 시험 결과

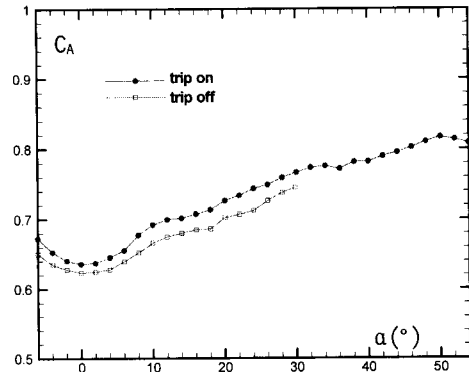
여기서는 대표적인 시험 결과만 간략하게 소개하였다. 보다 상세한 시험 결과 및 분석은 참고 문헌[6, 11]에 기술하였다.

#### 3.1 자유흐름 시험

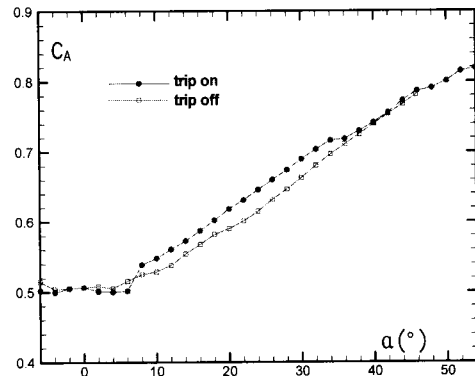
시험의 첫 단계로 자유흐름 (Free Field)에 대한 부스터만의 공력특성을 시험하였는데 이는 격자시험 결과와 함께 궤도계산에 이용되며, 격자 및 CTS Test 시험 범위를 정하기 위해 필요하다. 시험조건은 마하수,  $M = 2.0, 2.8, \alpha = 0^\circ \sim 50^\circ$  ( $2^\circ$  간격)이고 경계층 천이장치의 효과도 시험하였다.

Fig. 5(a)에  $M = 2.0$ 인 경우의 측정 결과를 표시하였는데 받음각 변화에 따라 결과가 매끄럽지 못하다. 이는 부스터에서 생성되는 충격파 및 확산파들이 CTS에서 생성되는 파 (Wave)들과 상호 간섭을 일으켜 전체 흐름장을 교란시키기 때문이다. 부스터의 위치와 자세에 따라 CTS는 다양한 관절의 조합을 사용한다. 본 실험에서는 받음각을  $50^\circ$ 까지 올리기 위해 서로 다른 3가지 조합이 사용되었는데 조합이 바뀌면 흐름 교란 형태가 달라져 시험치가 불연속하게 된다. 이러한 영향은 Fig. 5(b)의  $M = 2.8$ 인 경우에도 동일하게 나타난다.

Fig. 5(a)를 보면 경계층 천이장치의 효과가 뚜



(a)  $M = 2.0$



(b)  $M = 2.8$

Fig. 5. Free Field Test Results for Axial Force (Booster Only)

렷이 나타나  $C_A$ 가 약 3% 정도 증가한다. 그러나 Fig. 5(b)의 경우에는  $8^\circ < \alpha < 36^\circ$ 의 구간에서만  $C_A$ 가 증가되고 다른 영역에서는 천이장치가 제 역할을 하지 못하였다. 이는 2.3절에 언급한 바와 같이 경계층 천이장치를  $M = 2.0$ 에 적합하도록 선정하여  $M = 2.8$ 에서는 흐름이 충분히 난류화 되지 못하였기 때문이다. 2.4절에 보듯이 분리 궤도에는 축력이 크게 영향을 미치지 않으므로 편의상 이와 같이 한 가지 천이장치만 사용하여 시험하였다. 시험 결과를 표시하지는 않았으나 다른 공력계수의 경우에는 후방 CTS의 형태와 경계층 천이에 따른 효과가 매우 미미하였다.

#### 3.2 격자점 시험

2.4절의 내용을 고려하여 측정점을 Fig. 6과 같이  $7 \times 14$  개로 선정하였다. 그림의 위치는 WB의 무게 중심점을 의미하는데 첫 번째 점은 공유되므로 전체 측정점은  $7 \times 14 - 6 = 92$  개이다. 각 측정점에 대해  $M = 2.0, \beta = 0, \pm 5^\circ$  및  $M =$

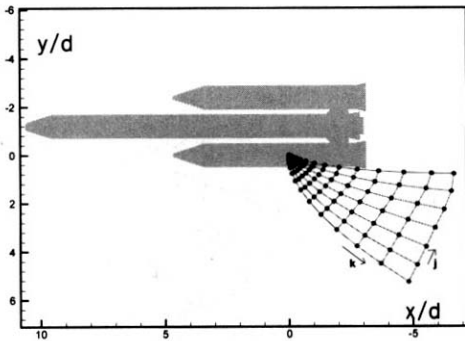


Fig. 6. Test Points Distribution for Grid Test

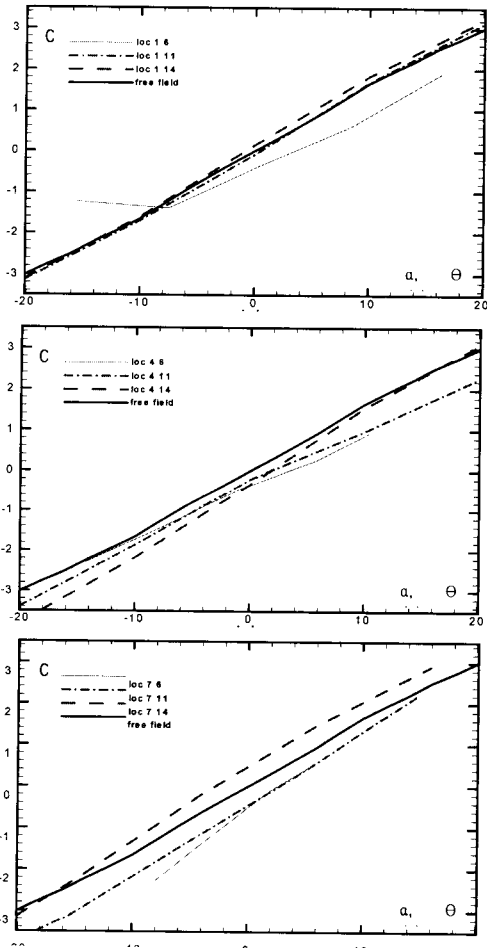


Fig. 7. Grid Test Result for Yawing Moment ( $M=2.0, \beta=0^\circ$ )

2.8,  $\beta = 5^\circ$ 의 조건에 대해 시험하였다. 또한 각 점에서 WB 자세각의 변화도 고려하여야 하는데 2.4절에 따라 2차원으로 가정하여  $\beta$  평면상의 자세각,  $\theta = -20 \sim 20^\circ$ 에 대해서만 시험하였다. 이

와 같이 시험 조건을 최소로 하였음에도 전체적인 총 시험 회수는 449회에 이른다.

Fig. 7에  $M = 2.0, \beta = 0^\circ$ 인 경우의 요잉모멘트 계수를 자유흐름 시험 결과와 비교하여 표시하였다. 그림에서 loc j k 는 Fig. 6의 Grid Point (j, k)를 의미한다. j는 숫자가 작을수록, k는 클수록 코어로부터 멀어진다. 자유흐름 시험 결과와 비교하면 코어에 가까울수록 상호간섭의 영향으로 차이가 많이 나타났다. 간섭량은 일정한 패턴이 없는 것으로 파악되며 위치 및 시험 조건에 따라 큰 변화를 보인다. 그림에는 표시하지 않았으나 이러한 간섭효과는 다른 공력계수의 경우에도 예측하기 곤란한 형태로 나타났다.

### 3.3 CTS Test

CTS 시험은 총 13회를 수행하였는데 흐름 조건은 격자점 시험의 경우와 같다. CTS의 경우에는 분리력이 주요 시험변수인데 5가지 경우의 분리력에 대해 WB의 궤적 및 공력 특성을 측정하였다. Fig. 8에 대표적인 예로 최적화된 분리력에 대한 궤적을 표시하였다. 각 그림들은 시간에 따

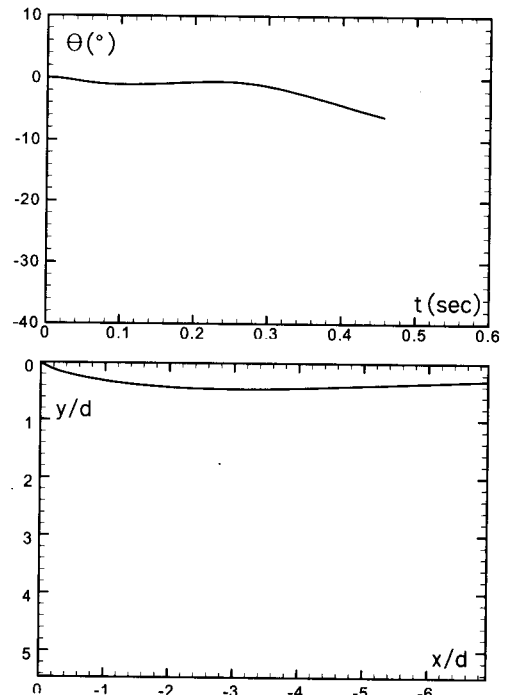


Fig. 8. Typical CTS Test Result ( $M=2.0, \beta=-5^\circ$ )

른 부스터의 자세각과 무게중심의 분리 궤적을 의미한다. 시험 자료는 분리 장치의 최적 설계를 위한 데이터베이스로 활용되었다.

#### IV. 결 론

본 연구에서는 3단형 과학로켓 부스터 분리장치 시험 시 적용되었던 시험기법들과 대표적인 결과를 소개하였다.

1) ONERA S2MA 풍동을 이용하여 자유흐름, 격자점 및 CTS 시험을 수행하였다. 이 풍동은 가압식 폐쇄형 삼중음속 풍동으로 연속 운전이 가능하여 매우 효율적이었다.

2) 부스터의 동적 효과는 상대속도를 감안하여 일부 보정하였다.

3) 시험 항목을 최소화하기 위해 CFD 해석 결과를 참조하여 3차원 흐름, 축력의 궤적 영향, 부스터 간의 상호 간섭 및 분리력 형태의 효과는 무시하였다.

4) 경계층 천이장치의 효과는 축력계수에 주로 영향을 미쳤다.

5) 부스터가 코어에 가까울수록 간섭 효과가 많이 나타났다. 간섭량은 일정한 규칙이 없어 위치 및 조건에 따라 큰 변화를 보인다.

#### 참고문헌

1) A. Pope and K. L. Goin, *High-Speed Wind Tunnel Testing*, John Wiley & Sons, Inc., 1965.  
 2) M. E. Wood, "Application of Experimental Techniques to Store Release Problems", Aircraft Research Association Ltd, 1988.  
 3) AEDC, "The von Karman Gas Dynamics

Facility Wind Tunnels", <http://www.arnold.af.mil/aedc/factsheets/vkf/VKF.pdf>.

4) TsAGI, "Supersonic Wind Tunnel T-109", [http://www.tsagi.ru/eng/areas/test\\_facilities/supersonic/t-109.htm](http://www.tsagi.ru/eng/areas/test_facilities/supersonic/t-109.htm).

5) ONERA, "ONERA/GMT - S2MA wind-tunnel", <http://www.onera.fr/gmt-en/wind-tunnels/s2ma.html>.

6) M. Escande, "Trajectory Calculations of a 1/15th Scale Rocket Booster Model in the S2MA Wind Tunnel", Study No. 04361 07F Bundle No. 8.00.007, ONERA, 2000.

7) F. Garçon, Ph. Taravel and J. C. Raffin, "Recent Developments in Captive Trajectory Systems of the ONERA Modane Wind Tunnels", AIAA 2001-0579, The 39th Aerospace Science Meeting & Exhibit, 8-11 Jan., 2004, pp. 1-11.

8) 채연석, 조광래, 박정주 외, "3단형 과학로켓 개발사업(III) 최종 연구보고서", N99081 제 1 권, 한국항공우주연구원, 2000.

9) H. Ok, I. Kim, S. Ra, S. Choi, B. Oh and J. Lee, "Determination of the separation Forces of the Strap-on Boosters", AIAA-2004-0874, The 42nd AIAA Aerospace Meeting and Exhibit, 5-8 Jan. 2004, pp. 1-11.

10) 채연석, 조광래, 류정주 외, "3단형 과학로켓 개발사업(IV) 최종 연구보고서", N00041 제 1 권, 한국항공우주연구원, 2001.

11) Ph. Taravel, "KSR-III Booster Trajectory Test, 1/15 Scale - S2MA - Nov./Dec. 2000-AER 04361", ONERA Test Report No. PV 1/04361 DSMA, ONERA, 2000.