

## 나로호 비행시험을 통한 화염유도로의 온도 및 압력 측정

정일형\*, 문경록\*, 강선일\*, 안재철\*, 라승호\*

### Temperature and Pressure Measurement on the Flame Deflector during KSLV-I Flight Tests

Ilhyung Jung\*, Kyung Rok Moon\*, Sun-Il Kang\*, Jae-Chel An\* and Seung-Ho Ra\*

#### ABSTRACT

During the flight test of KSLV-I, various sensors are installed in the launch pad and the flame deflector to measure the flame characteristics and their influences on the launch complex when a launch vehicle lifts off. Parameter Measurement System is responsible for acquiring the above flight test data. The measurement methodology such as the configuration of measurement system, sensor locations and data acquisition procedures are presented. And this paper compares and explains the characteristics of data sets measured during two flight tests.

#### 초 록

나로호 비행시험 동안 화염의 특성과 이로 인한 발사대의 영향을 측정하기 위해서 발사패드 및 화염유도로에 다양한 센서들을 설치하였고, 파라미터 측정시스템은 이러한 비행시험 데이터를 수집을 담당하고 있다. 측정 시스템 구성과 센서 위치 및 데이터 수집 절차와 같은 측정 방법론을 논문에 기술하였다. 그리고 본 논문에서는 1차와 2차 비행 시험 데이터를 비교하였고, 측정 데이터 특성에 대해서 설명하였다.

**Key Words :** KSLV-I (나로호), Launch Complex(발사대), Technological Equipment of Parameter Measurement System(지상장비 파라미터 측정시스템), Flame Deflector(화염유도로)

#### 1. 서 론

나로호(KSLV-I)는 이륙 -17초 전부터 화염유도로에 냉각수가 분사되며, 이륙 -3.8초전에 1단 엔진이 점화된 후 예비 추력 단계(Preliminary Thrust Stage)에서 급격히 추력이 증가된다. 이후 발사체는 주 추력 단계(Main Thrust Stage)를 거쳐 발사패드의 중앙기준점(0점)으로부터 20~30mm 상승하면서, 이륙 신호(LoC, Lift-Off Contact) 발

생과 함께 지상에 있는 임비리컬 장치가 발사체와 분리되게 된다. 나로호는 이륙 후 발사체에서 분출되는 연소후류가 발사대에 손상을 주는 것을 최소화하기 위해 회피 기동을 수행하며, 이륙 직후부터 이륙 +14초까지 1단 엔진의 노즐 방향을 틀어서 연소 후류의 진행 방향을 바꾸게 된다 [1-3].

위와 같은 발사체 이륙 과정 중에 지상에 분출된 고온, 고압의 연소 가스는, 그림 1과 같이 화염유도로(Flame Deflector)에 의한 편향과 후류 냉각시스템을 통한 냉각 작업을 통하여 소음 및 온도를 감소시킨다[4]. 따라서 발사체 이륙 시, 연소 후류에 의한 발사대의 영향, 냉각시스템의

† 2011년 2월 9일 접수 ~ 2011년 3월 29일 심사완료

\* 정회원, 한국항공우주연구원 발사대개발팀

교신저자, E-mail : ihjung@kari.re.kr

전남 고흥군 봉래면 예내리 1번지



그림 1. 발사체 이륙 과정 중 화염유도로에 의해 편향된 연소 후류 가스

기능 및 발사체의 이륙 성능 정보를 얻기 위해서는 화염유도로의 온도와 압력 측정이 필수적이다.

지상장비 파라미터 측정시스템(Technological Equipment of Parameter Measurement System)은 발사패드 및 화염유도로에서 발사체 연소 후류에 의한 지상장비의 영향과 중요 기계 장비의 동작 특성을 측정하기 위한 지상장비로서, 발사체 이륙 전 -5분부터 이륙 후 +3분까지 이륙 시 중요 파라미터라 할 수 있는 온도, 압력, 충격, 음압, 각도 등을 측정한다. 지상장비 파라미터 측정 시스템은 비행시험 전 다양한 시험 및 인증 절차를 통하여 검증하였으며, 나로호 1차 비행 시험과 2차 비행시험을 통하여 중요 파라미터를 수집하였다[5].

본 논문에서는 지상장비 파라미터 측정 시스템의 구성을 소개하였고, 가장 중요한 측정 지점인 화염유도로의 센서 설치 현황 및 측정 목적을 설명 하였다. 1차 및 2차 비행시험을 통하여 화염유도로에서 실제 측정한 데이터를 발사체 이륙 시간을 중심으로 시간을 재 정렬하여 각 비행 시험 시 측정한 온도 및 압력 값을 상호 비교하였다. 또한 측정 위치별로 각 파라미터의 시간대에 따른 측정 경향 및 특징을 설명하였으며, 결과 값을 바탕으로 발사체 이륙 초기에 회피 기동에 따른 화염유도로의 영향을 고찰하였다.

## II. 지상장비 파라미터 측정시스템의 구성과 측정 위치

### 2.1 파라미터 측정시스템 개요

나로호용으로 개발된 지상장비 파라미터 측정 시스템은 그림 2와 같이 발사대에서 데이터를 측정하여 전송하는 부분과 발사관제소(LCC, Launch Control Center)에서 시스템 감시 및 데

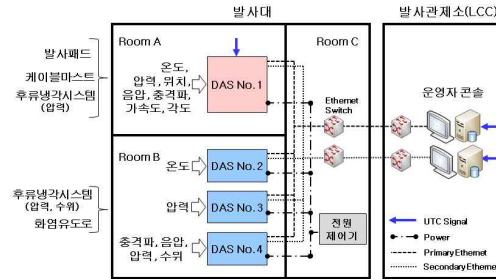


그림 2. 파라미터 측정시스템 구성도

이터를 저장하는 부분으로 크게 구성되어 있다 [5]. 지상장비 파라미터 측정시스템용 센서는 총 68개로 화염유도로, 발사 패드, 후류 냉각 시스템, 케이블 마스트에 설치되며, 이를 통하여 온도, 압력, 음압, 충격파, 각도, 위치 변이, 가속도, 수위 등을 측정 하게 된다. 센서를 통하여 수집된 아날로그 정보는 데이터 수집 장치(DAS, Data Acquisition System)를 통하여 디지털 정보로 변환된다. 본 지상장비 파라미터 측정시스템은 센서와 데이터 수집 장치간 거리 및 센서 종류에 따라 총 4개의 모듈로 2개소에 설치하였다. 모든 데이터 수집 장치는 안정적인 데이터 전송을 위하여 이중화된 네트워크 포트를 지원하며, 이중화 라인을 통하여 운영자 콘솔로 동시에 동일한 데이터를 전송한다. 1번 데이터 수집 장치와 운영자 콘솔의 시간동기화는 GPS(Global Positioning System) 수신기에서 UTC(Universal Time Coordinated) 신호를 수신하여 이뤄지며, 2~4번 데이터 수집 장치는 1번 데이터 수집 장치로부터 시간정보를 전송받는다. 운영자 콘솔에서는 전송된 데이터에 대한 화면 표시 및 가공과 저장을 담당하며, 전체 시스템에 대한 감시 및 제어기능을 수행한다.

### 2.2 화염유도로의 데이터 측정 위치

화염유도로는 발사체 추력 발생 과정에서 생성된 고온, 고압의 연소 가스의 편향과 후류 냉각 시스템을 통한 물분사가 수행되는 장소로서 [2-3], 적합한 센서를 적소에 설치하는 작업은 파라미터 측정 작업에서 매우 중요하다. 가장 핵심 측정 지점이라 할 수 있는 화염유도로에는 표 1과 같이 유동 압력( $P_s$ , Static Pressure), 구조물 온도( $T_w$ , Wall Temperature), 유동 온도( $T_s$ , Static Temperature) 등 총 33개 센서가 12개 측정 지점에 설치된다.

측정지점 13, 15, 16번은 발사체 노즐 및 후류 냉각 시스템의 물 분사 노즐 바로 밑에 위치하

표 1. 측정 위치별 센서 설치 현황

측정 지점 (그림 3, 4 참조)	측정 대상	샘플링 주기(Hz)
13	유동 압력 (게이지)	100
	구조물 온도	20
	충격파	1000
14	유동 압력 (절대)	100
	구조물 온도	20
15	유동 압력 (게이지)	100
	구조물 온도	20
16	유동 압력 (게이지)	100
	구조물 온도	20
17	유동 압력 (절대)	100
	구조물 온도	20
18	유동 압력 (절대)	100
	구조물 온도	20
19	유동 압력 (게이지)	100
	구조물 온도	20
	유동 온도	100
	충격파	1000
20	유동 압력 (절대)	100
	구조물 온도	20
	유동 온도	100
	음압	20000
21	유동 압력 (게이지)	100
	구조물 온도	20
	유동 온도	100
22	유동 압력 (게이지)	100
	구조물 온도	20
	유동 온도	100
23	유동 압력 (절대)	100
	구조물 온도	20
	유동 온도	100
24	유동 압력 (절대)	100
	구조물 온도	20
	유동 온도	100



그림 4. 화염 유도로에 센서 최종 장착

며, 가장 직접적으로 발사체 연소 후류와 분사된 물의 영향을 받는 지점이라 할 수 있다. 이중 13번 측정지점은 발사체 노즐 중심축과 일치하도록 설치하였다. 측정 지점 14, 17, 18번은 연소 후류의 분포 경향을 거리 별로 측정하기 위해서 설치하였으며, 발사체 노즐의 중심으로부터 직선거리로 각 1.47m, 3.6m, 4.3m에 각각 위치하고 있다. 19, 20, 21, 23번 측정 지점은 그림 3과 그림 4와 같이 화염 유도로의 왼쪽 벽면에 위치하고 있으며, 왼쪽 벽면 후류의 분포 경향을 측정하게 된다. 각 측정 지점 사이의 세로 방향 높이는 1.2m이며, 측정 지점간 가로 방향 거리는 2.1m로 설정하여 높이와 거리에 따른 분포도를 파악하게 된다. 측정지점 22와 24번은 오른쪽 벽면의 후류 분포 경향을 파악하기 위해서이며, 측정 지점간 높이는 1.2m로 좌측 벽면과 동일하다.

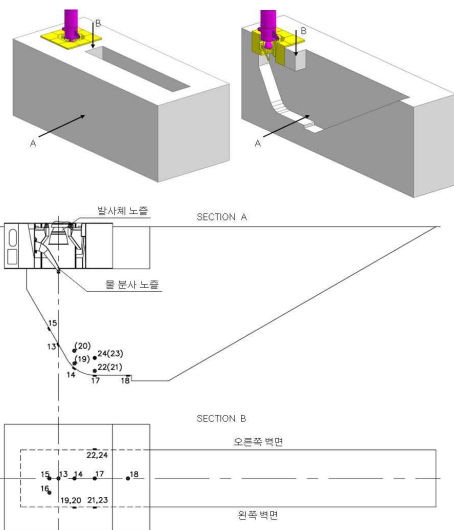


그림 3. 화염 유도로 3차원 모델 및 데이터 측정 위치

### III. 발사 운영 및 비행 시험 결과

#### 3.1 발사 데이터 측정 및 처리

그림 4와 같이 화염유도로에 설치되는 센서들은 모두 옥외에 설치되기 때문에 우천 등의 영향으로 습기에 의한 잡음 발생 우려가 있다. 따라서 침수 우려가 높은 측정지점인 14, 17, 18번 센서는 발사 1주일 전에 설치한다. 동일한 측정 지점에 다중, 다수의 센서 설치 및 화염유도로와 간섭을 최소화하기 위해서 센서 고정 장치를 사용하며, 수분 유입 방지를 위해 센서의 커넥터와

센서 고정 장치 부분은 실링 처리하였다[2-3, 5].

나로호의 비행시험은 2009년 8월 25일과 2010년 6월 10일 두 차례에 걸쳐서 수행 되었으며 17시 00분 0.115초와 17시 01분 0.320초에 각각 발사 이륙 신호를 수신하였다. 지상장비 파라미터 측정시스템은 명령에 따라 발사 -5분전부터 +3분까지 발사관제소에서 데이터 수집임무를 수행하였으며, 2대의 운용자 콘솔을 통해 미가공 및 가공 데이터를 저장하였다.

본 논문에서는 1, 2차 비행 시험 결과 비교를 위해, 측정된 데이터를 모두 각각의 발사체 이륙 시간을 기준으로 (0초) 정렬하였고, 발사체 엔진의 점화 영향과 이륙하여 발사대를 충분히 벗어나는 시간대를 포함하는 이륙 -2초부터 +8초까지의 데이터를 그래프에 도시하였다. 다중 센서들로부터 측정된 압력 데이터는 일괄적인 비교를 위해서 초기 기준점을 0으로 후처리하였으며, 특히 표 1의 절대 압력 센서는 잡음 성분 제거와 측정 경향을 분석하기 위해서 Savitzky-Golay Smoothing 방법을 적용하였다[6]. 1차 비행시험의 측정 결과와 2차 측정 결과를 그래프의 상단과 하단에 각각 표시하여 상호간 비교를 용이하게 하였다. 앞서 언급했듯이, 후류냉각시스템을 통한 냉각수는 이륙 -17초 전부터 분사되기 시작하였으며 -12초 이후부터는 900 liter/sec 이상의 유량이 약 15초 동안 분사되었다[2-3].

**3.2 유동 온도 측정 결과**

그림 5는 화염유도로 왼쪽 벽면의 유동 온도를 나타내며, 1차와 2차 발사 때 측정된 데이터는 모두 A와 B 두 개의 피크 값을 가지고 있다. 유동 온도는 발사체 이륙 -1.6 ~ -1.2초부터 측정값이 상승하기 시작하여 -0.9 ~ -0.8초경에 온도가 급상승하였다. 1차의 경우 이륙 +0.06초에 최고 값을 기록하였고, 2차는 +1.36초에 가장 높은 온도인 1919K를 기록하였다. 이후 유동 온도는 급격하게 하강 하였으며, 2차 발사의 19번 지점에서는 첫 번째 피크 값 이후 1.04초 동안 1552K의 급격한 온도 하강이 측정되었다. C 구간은 1차의 경우 1.5초, 2차는 1.02초 동안 지속되었으며, 이후 이륙 +3.4 ~ 3.6초에 2차 온도 증가 현상이 나타났다. 이로 인한 두 번째 피크는 B구간인 약 +4초 시간대에 나타났으며 이때의 유동 온도는 1차 비행 시험의 경우 1542K까지 올라갔다. 발사체 노즐로부터 가까울수록, 화염유도로 바닥에 가까울수록 높은 온도가 측정 되었으며, 따라서 왼쪽 벽면의 경우 19번의 측정 지점이 가장 높은 값을 보였다. 화염유도로의 왼쪽 측정

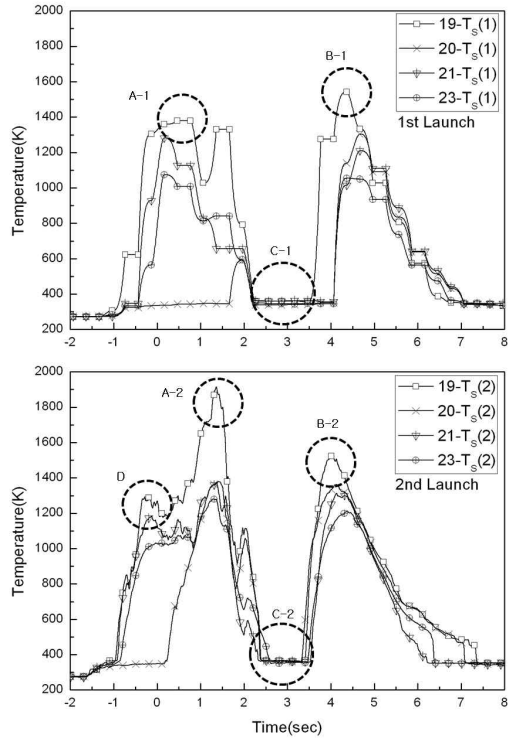


그림 5. 왼쪽 벽면의 유동 온도 분포

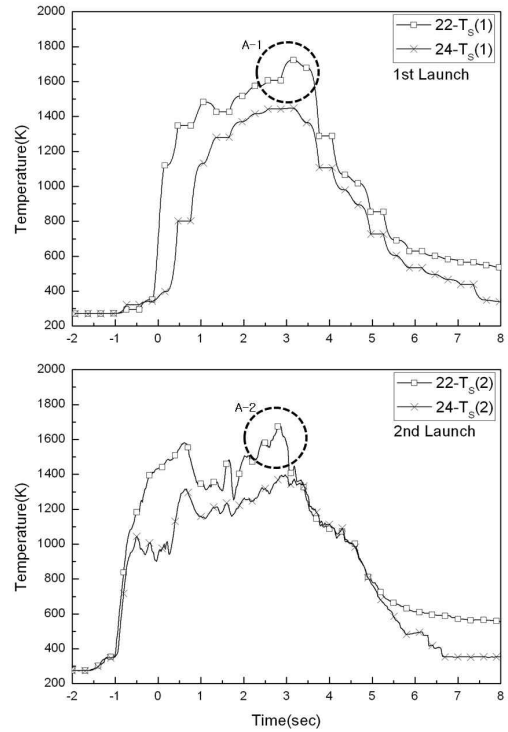


그림 6. 오른쪽 벽면의 유동 온도 분포

지점은 대부분 비슷한 경향과 측정값을 보였으나, 2차 발사 때 19번 A 구간은 1차 발사 때보다 560K나 높은 값을 보였으며, 이륙 -0.33초인 D구간에서 잠시 온도의 상승이 주춤하는 현상은 특이한 현상이라 할 수 있겠다.

오른쪽 벽면의 유동 온도분포는 그림 6에서 보여주고 있으며, 2차 비행시험의 경우 -1.6초에 온도가 상승하기 시작하여 이륙 +2.8초에 최고 온도 1674K까지 상승하였다. 왼쪽 측정 지점과 달리 오른쪽 벽면의 경우 한 개의 피크 값만 관측되었다. 또한 온도 상승 시작 시점은 왼쪽 벽면과 오른쪽 벽면이 거의 같으나, 그림 5의 C 구간에서 그림 6의 최고점이 발생하였다는 것을 보여 주고 있어, 이 시간대에 발사체 연소 후류 방향이 오른쪽으로 집중되었음을 나타내고 있다.

**3.3 구조물온도 측정 결과**

후류냉각시스템의 물 분사 노즐 밑의 구조물 온도 분포는 대부분 센서에서 그림 7과 같이 A와 B의 두 개의 피크 점을 가지고 있으며, 유동 온도의 왼쪽 벽면과 비슷한 경향을 보이고 있다. 이 구간에서는 이륙 -1.56~ -0.9초부터 온도가 상승하기 시작하여 13번 지점의 경우 2.6초 동안 166K의 구조물 온도 상승이 관측되었다 (1차 비

행 기준). C 구간에서는 급격한 온도 하강 현상이 관찰되었으며, 1차 발사의 경우 C 구간에서 0.8초 사이에 48K의 구조물 온도 변화를 보였다. 화염유도로의 밑바닥의 온도 분포는 1차 발사의 경우 +2.96초에 14-T<sub>w</sub>에서 최대 934K까지 관찰되었고, 전반적으로 그림 7보다 높은 온도가 측정되어 냉각수에 의한 영향이 물 분사 노즐 밑보다 적었음을 보여 준다. 또한 구조물의 온도 변화는 유동 온도와 비교할 때, 이륙 +7초 이후에도 340K이상의 값을 유지하고 있어 상대적으로 완만한 감소 경향을 보여 주고 있다.

그림 8은 왼쪽 벽면의 온도 분포를 나타내고 있으며, 같은 지점에서 측정한 유동 온도와 비슷한 모양을 보이고 있다. 구조물 온도는 -1.56 ~ -1.2초부터 측정값이 상승하기 시작하여, 이륙 후 +1.53에는 가장 최고 온도인 978K를 기록하였다 (2차, 19-T<sub>w</sub>). 유동 온도와 마찬가지로 2차 비행 시험 때의 19번 A 구간은 1차 측정치보다 460K 높은 값을 보였으며, 최고점 이후에 0.96초 동안 473K의 구조물 온도 하강이 관찰되어 매우 짧은 시간동안 급격한 온도 하강이 관찰 되었다. 또한 A와 B 구간의 사이의 시간 간격은 유동 온도 분포와 마찬가지로 약 2.8초로 측정 되었다.

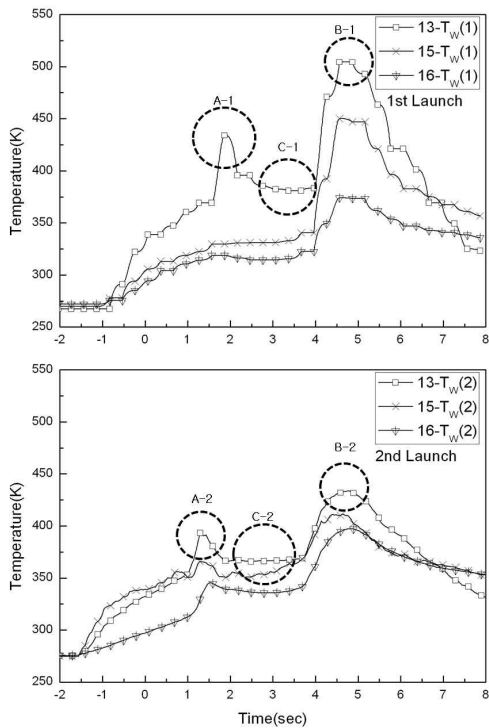


그림 7. 물 분사 노즐 밑 구조물 온도 분포

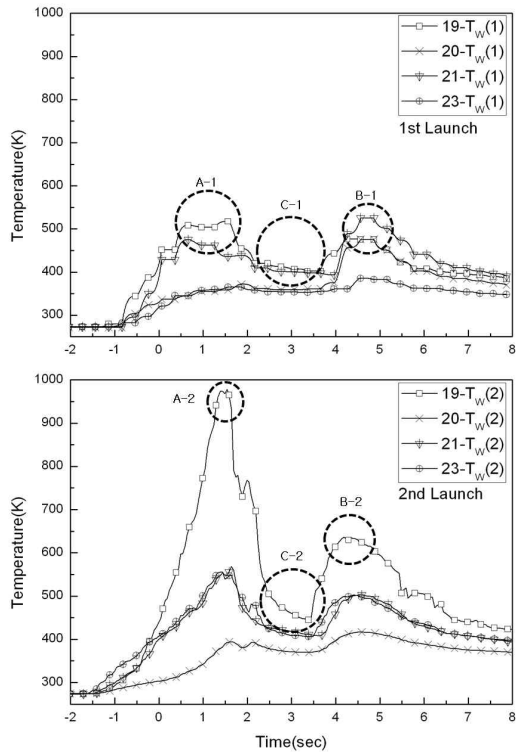


그림 8. 왼쪽 벽면 구조물 온도 분포

그림 9는 화염유도로의 우측 구조물 온도로서, 2차 비행시험의 경우 -1.4초에 온도가 상승하기 시작하여 이륙 +2.89초에 최고 온도 1028.5K까지 측정 되었다 (A 구간). 0 ~ +5초 사이에 왼쪽 벽면과 같은 경향은 관측되지 않았으며, 우측 유동 온도와 마찬가지로 그림 8의 C 구간에서 우측 구조물 온도의 최고점이 (그림 9의 A 구간) 발생하여 해당 시간에 오른쪽 벽면으로 연소 후류가 집중되었음을 보여 준다.

따라서 이와 같은 유동 및 구조물 온도 분포 현상은 그림 5와 그림 8의 첫 번째 피크 값 직후부터서(A 구간) 발사체 회피기동에 의해, 연소 후류가 오른쪽 벽면으로 편향되었음을 보여준다. 그리고 이러한 연소후류의 오른쪽 편향 시간대에 초당 900 liter/sec로 분사되는 냉각수에 의해서 왼쪽 벽면의 급격한 온도 하강이 발생한 것으로 사료된다. 그림 5와 그림 8에서 보여주듯이, 2차 비행시험의 오른쪽 편향시점이 1차보다 1.3초 늦게 발생함으로써 A 구간의 2차 온도 값이 더 높게 측정되었다. 또한 오른쪽 편향현상 종료 후 연소 후류의 왼쪽 편향이 관찰되었다 (그림 5와 그림 8의 B 구간). 그리고 이륙 +4초 이후부터 화염유도로가 발사체 연소후류의 직접적인 영향으로부터 벗어난 것으로 판단된다.

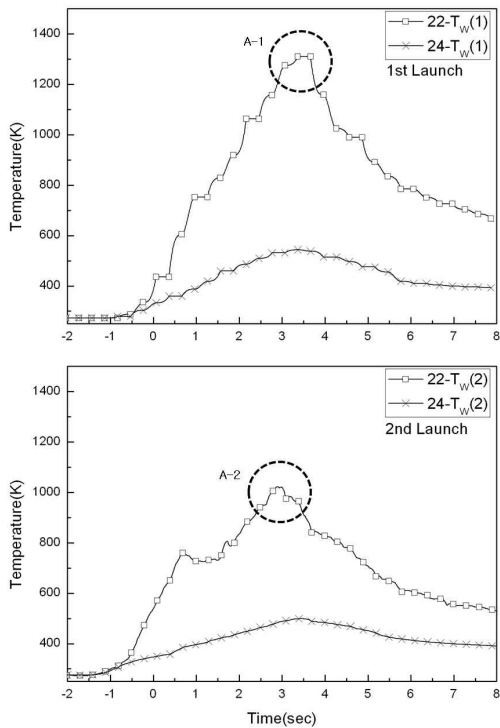


그림 9. 오른쪽 벽면 구조물 온도 분포

### 3.4 유동 압력 측정 결과

그림 10은 물 분사 노즐 밑의 유동 압력 분포를 나타내고 있으며, 같은 지점의 구조물 온도 분포 및 왼쪽 벽면의 온도 분포와 마찬가지로 A와 B의 2개의 피크 값을 가지고 있다. 압력은 1차 발사의 경우 이륙 -1.64초, 2차 발사의 경우 -1.74초부터 급격하게 상승하였으며, 발사체 연소 절차에 가장 먼저 반응하였다 (D 구간). 따라서 이륙 -3.8초전에 점화된 나로호는 -1.74 ~ -1.64초에 예비추력단계로 진입하였음을 보여주고 있다.

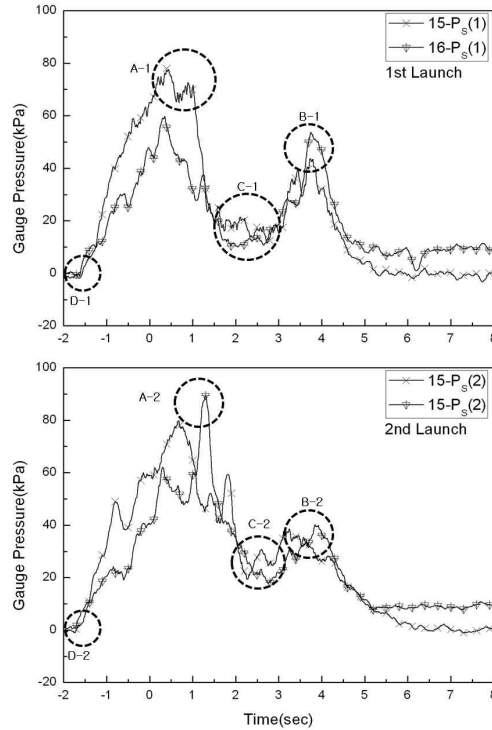


그림 10. 물 분사 노즐 밑 유동 압력 분포

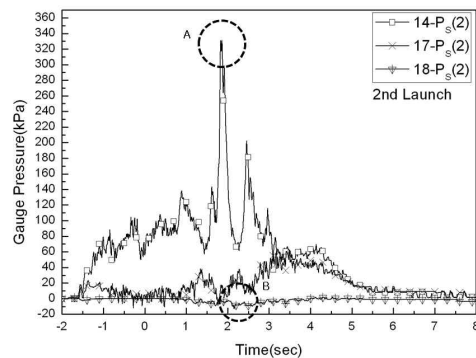


그림 11. 화염 유도로 밑바닥 유동 압력 분포

A 구간의 최고 값은 1차의 경우 +0.42초에 발생하였고, 2차 발사의 경우 1차 보다 늦은 시간인 +1.3초에 발생하였다.

화염 유도로 밑바닥에서는 14번 측정 지점에서 +1.87초에 344kPa까지 측정되어 화염유도로에서 가장 높은 압력 값을 기록하였다 (그림 11, A 구간). 측정 포인트 18-P<sub>5</sub>의 경우, B 구간인 +2.16초에 2차 발사 기준으로 -13kPa까지 유동 압력이 낮아져 부압 현상이 측정 되었다. 화염유도로 왼쪽 및 오른쪽 벽면의 압력 분포는 유동 온도 및 구조물 온도와 비슷한 추이를 보이고 있으며, 모두 -1.6~1.5초 사이에 급격한 유동 압력 증가가 관측되었다.

#### IV. 결 론

본 논문에서는 나로호의 1차 및 2차 비행시험에서 지상장비 파라미터 측정시스템을 이용한 화염유도로 온도 및 압력 측정 과정과 결과를 기술하였다. 같은 측정 지점에서의 1차와 2차의 비행시험 결과는 대부분 비슷한 경향으로 측정 되었으며, 각 측정 지점 별로 구조물 온도의 반응보다 유동 압력과 유동 온도의 응답이 먼저 측정되었고, 물 분사 노즐 밑의 반응 속도가 가장 빨랐다. 발사체 노즐로부터 가까울수록 압력 및 온도가 높게 측정 되었으나, 발사체 노즐 바로 밑은 냉각수의 영향으로 다른 지역에 비해서 낮은 측정값을 보이고 있다.

물 분사 노즐 밑과 화염유도로 왼쪽 벽면의 온도 및 유동 압력 값은 모두 두 개의 피크 점을 가지고 있으며, 두 피크 점 사이는 급격한 온도 및 압력 값의 변화가 관찰 되었다. 오른쪽 벽면의 최고 온도 및 압력 값은 왼쪽 벽면의 하강 구간에서 발생하였다. 이륙 -3.8초에 점화된 나로호는 1차 비행시험의 경우 -1.64초에, 2차는 -1.74초에 예비추력단계로 진입하였고, 회피기동의 영향으로 1차의 경우 +0.06초부터 발사체 연소 후류 방향이 오른쪽 벽면으로 편향되었음을 측정값에서 보여주고 있다. 이후 +2.96초부터서는 오른쪽 벽면 측정값이 하강하기 시작하여 편향 현상이

발견되지 않았다. 2차 비행시험 시 후류 가스의 오른쪽 편향 현상은 1차 비행시험보다 늦은 이륙 +1.36초부터 시작되었으며, +2.87초에 종료 되었다. 오른쪽 편향 현상 이후 이륙 +4초까지 연소 후류의 왼쪽 편향 현상이 관찰 되었으며, 이 후 압력 및 온도 측정값이 감소하여 화염유도로가 연소후류의 직접적인 영향으로부터 벗어났음을 보여준다.

한국항공우주연구원에서는 나로호 3차 비행시험을 계획하고 있으며, 3차 비행시험이 수행되면 본 논문의 연구내용에 대해 재차 확인하는 계기가 될 수 있을 것이다. 아울러 본 논문의 연구내용을 토대로 전산유체해석기법을 이용한 화염유도로 유동해석이 진행 중이다. 전산유체해석결과와 본 논문의 연구 내용을 연계하는 추가 연구가 진행 되면, 연소후류로 인한 화염유도로 내부 유동 현상에 대한 이해와 냉각 분사에 의한 화염유도로 온도저감 효과 분석이 가능할 것이다. 본 측정 결과는 추후 한국형발사체를 위한 발사대 및 관련 시험 설비를 국내기술로 개발하기 위한 기초 자료로 사용될 것이다.

#### 참고문헌

- 1) KSLV-I 설계 자료, 한국항공우주연구원.
- 2) KSLV-I 1차 비행시험 보고서, 한국항공우주연구원.
- 3) KSLV-I 2차 비행시험 보고서, 한국항공우주연구원.
- 4) 김현중, 유석진, 임하영, 우유철, “액체로켓 엔진 연소가스 냉각에 관한 실험적 연구” 한국추진공학회 춘계학술대회, 2003, pp. 266~269.
- 5) 정일형, 문경록, 라승호, “지상장비 파라미터 측정시스템 구축 및 성능 시험” 한국항공우주학회 추계학술발표회 논문집, 2010, pp. 1476~1479.
- 6) A. Savitzky and M. J. E. Golay, “Smoothing and Differentiation of Data by Simplified Least Squares Procedures” Analytical Chemistry, Vol. 36, No 8, 1964, pp. 1627~1639.