

발사대 온도 제어 시스템 설계 분석

최상호*, 옥호남**, 김성룡***, 김영훈****, 김인선*****

Design Review of Launch Complex Thermostatting System

Sangho Choi*, Honam OK**, Seong-Lyong Kim***, Younghoon Kim****, Insun Kim*****

Abstract

In this study, design of LCIS(Launch Complex Thermostatting System), which is one of ground support equipments for KSLV-I, is analyzed based on CDP(Critical Design Package) provided by Russia. The thermo-hydraulic design of air preparation compartment and hydraulic design of air heating & distribution compartment performed. Also numerical simulation of air heating & distribution compartment was conducted and compared with actual measurement data. Finally, insulation design of system was analyzed. Designing method of LCIS will be helpful in developing or modifying LCIS for new launch vehicle.

초 록

나로호 발사를 위해 사용된 발사대 지상 설비중 하나인 발사대 온도 제어 시스템의 시스템 설계 자료를 분석하였다. 러시아에서 한국항공우주연구원에 제공한 CDP 자료를 참고하여 발사대 온도 제어 시스템의 공기 생산부(UPV), 공기 가열부(UNG) 및 공기 분배부(URG)의 열수력 설계를 분석하였다. 또한 공기 가열부 및 공기 분배부에 대한 수치 해석을 수행하고 측정 결과와 비교하여 두 결과가 일치함을 확인하였다. 마지막으로 발사대 온도 제어 시스템의 단일 설계 기법을 분석하였다. 본 연구를 통해 검증된 기법은 앞으로 한국형 발사체를 위한 시스템 수정 및 설계시 유용하게 사용될 것이다.

키워드 : 발사대 온도 제어 시스템(LCIS, launch complex thermostatting system), 나로호(KSLV-I), 열수력 설계(thermo-hydraulic design), 수치 해석(numerical analysis)

1. 서 론

한국항공우주연구원에서는 2009년 8월 및 2010년 6월에 나로호(KSLV-I) 발사를 두 차례 수행한 바 있다. 본 연구에서는 나로호의 지상 지

원 장비중 하나인 발사대 온도 제어 시스템의 기본적인 구성 및 기능을 소개하고, 러시아측에서 한국항공우주연구원에 제공한 시스템 설계 자료인 CDP 자료를 분석하였다. 주된 내용으로는 공기 생산부의 열수력 설계, 공기 가열부 및 공기

접수일(2012년 5월 17일), 수정일(1차 : 2012년 6월 14일, 게재 확정일 : 2012년 7월 1일)

* 발사체열공력팀/sahchoi@kari.re.kr ** 발사체열공력팀/honam@kari.re.kr *** 발사체열공력팀/saintl@kari.re.kr
 **** 발사체열공력팀/ykim@kari.re.kr ***** 발사체열공력팀/iskim@kari.re.kr

분배부의 수력 설계를 분석하였다. 또한 공기 가열부 및 공기 분배부에 대한 열설계를 위하여 수치 해석을 수행하고 이를 실제 측정 결과를 비교하였다. 마지막으로 시스템 전체의 단일 설계 기법을 분석하였다. 검증된 기법은 추후 개발될 발사체의 공기 공급 시스템 설계시 유용하게 사용될 것으로 판단된다. 참고로 설명 과정에서 일부 용어는 러시아 약어를 그대로 사용하였다.

2. 시스템 개요

발사대 온도 제어 시스템은 크게 발사체에 필요한 공기를 생산하는 공기 생산부(UPV)와 공기를 주어진 온도까지 가열하는 공기 가열부(UNG) 및 공기를 발사체 각 격실로 공급하는 공기 분배부(URG)로 구성이 된다. 공기 생산부에 대한 pneumatic diagram을 그림 1에 나타내었다. 공기 생산부는 외부 대기를 압축하는 KM, 열교환기 및 flow separator, TDK로 구성이 되어 있다. 공기 생산부는 발사체에 연속적으로 공기를 공급

Nomenclatures(용어)

- AB1 : Tail Compartment, 엔진 격실
- CB : Centralized Building, 중앙 공용 건물
- CDP : Critical Design Package, 상세 설계 자료
- FC : Interstage, 인터스테이지
- HS : Payload fairing, 페어링
- ITS1 : Intertank, 인터 탱크
- KM : 공기 압축기
- KSLV : Korea Space Launch Vehicle, 나로호
- LB : Launch Building, 발사대
- LCTS : Launch Complex Thermostatting System, 발사대 온도 제어 시스템
- PID Control : Proportional-Integral-Derivative Control, 비례 적분 미분 제어
- TDK : turbo-compressor/expander set, 터보 압축-팽창기
- UNG : 공기 가열부
- UPV : 공기 생산부
- URG : 공기 분배부

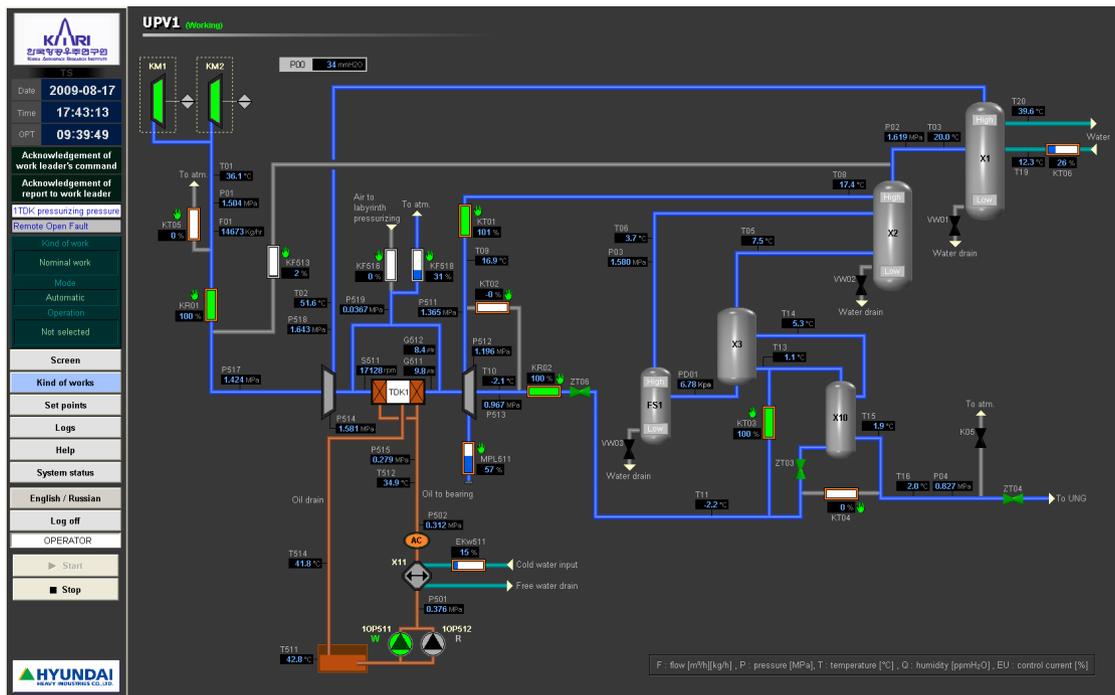


그림 1. 발사대 온도 제어 시스템 공기 생산부의 다이어그램

하기 위하여 working과 backup 상태의 UPV가 각각 별도로 운용된다.

일반적인 상황에서는 working 상태의 UPV가 작동되나, working 상태의 UPV가 비정상 작동할 때 자동으로 back up 상태의 UPV가 대신 작동하도록 설계되어 있다. 공기 생산부에서는 필터를 통과한 공기를 압축기(KM)를 통해 절대압 기준으로 1.6 MPa까지 압축을 하며 TDK의 압축기에서 추가로 1.8 MPa까지 압축한다. 이후 열교환기 X01을 통과하면서 냉각수와 열교환을 하여 온도를 20 °C까지 냉각시키는 동시에 공기내의 수분을 응축시켜 제거한다. 또한 공기를 열교환기 X02, X03을 통과시키고, separator FS01을 통과시키면서 3 °C까지 냉각시키고 공기내의 수분을 추가적으로 제거한다. 이후 공기는 X02의 return flow로 들어가 온도를 20 °C까지 상승시킨 후 TDK 팽창기에서 1.045 MPa 까지 팽창을 시키는 동시에 공기의 온도를 -3 °C까지 떨어뜨린다. 팽창된 공기는 열교환기 X10을 통과하고 X03에 return flow로 들어가 4 ~ 5 °C까지 온도

가 상승하며, 마지막으로 X10의 return flow로 들어가 2 ~ 3 °C까지 온도가 하강된다. 한편 이 과정을 거치면서 압력은 1.02 MPa로 다소 떨어지며, 공기 중의 수분양은 0.012 g/m³을 넘지 않게 되는데 이 조건에서의 이슬점은 -28 °C를 넘지 않는다.[1]

공기 가열부 및 공기 분배부에 대한 pneumatic diagram을 그림 2에 나타내었다. 공기 생산부에서 공급된 공기는 발사체의 각 격실별로 공급되기 위해서 FC, HS, ITS1, AB1로 분기되며, 각 격실별로 공급되는 공기의 온도 조건을 맞추기 위하여 전기히터 E51~E54를 이용한다. 이후 공기 분배부에서는 필터를 이용하여 불순물을 제거하고 공기를 발사체 격실에 공급한다. 이때 각 격실에 공급되는 유량은 공압 밸브인 K52, K54, K56, K60의 opening degree를 조절하여 유량 설계 조건을 맞춘다. 한편 발사 15분 전에는 AB1으로 공급하는 매질을 공기에서 질소로 전환하여 공급한다. 발사대 온도 제어 시스템의 공기 생산부에서 생산되는 공기의 유량은 16,400 kg/hr이

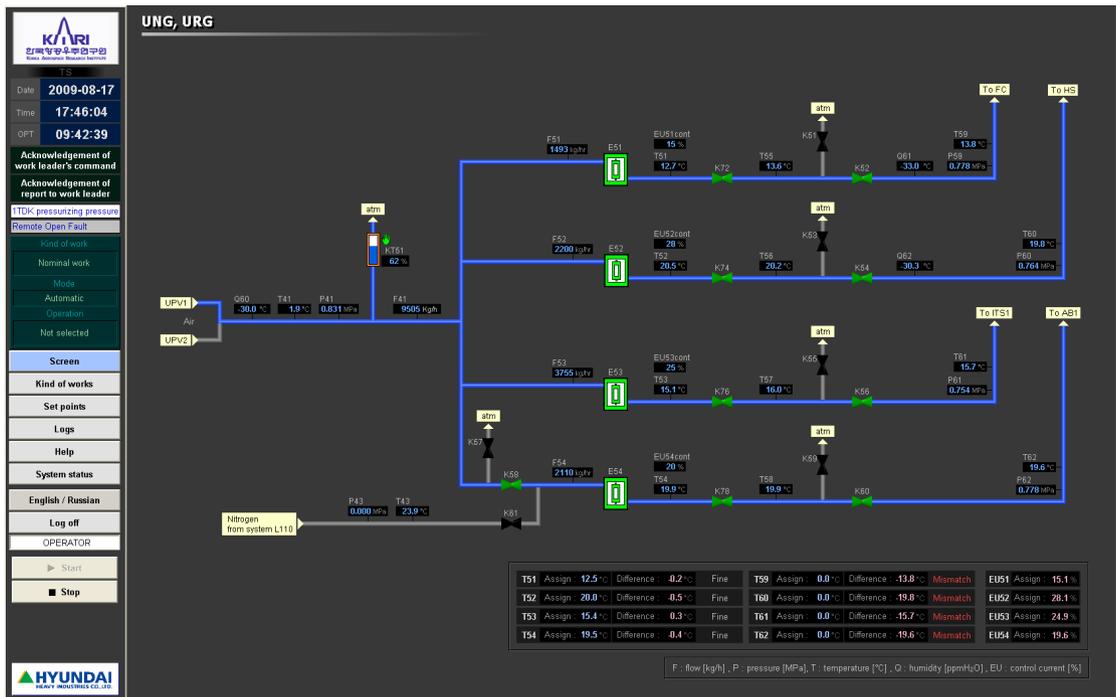


그림 2. 발사대 온도 제어 시스템 공기 가열부 및 공기 분배부의 다이어그램

며, 발사체에 실제로 공급되는 유량은 9,400 kg/hr이다. 여분의 공기는 전기밸브 KT51을 이용하여 대기 중으로 배출한다. 표 1에는 발사체 각 격실에서의 요구 조건을 정리하였다. 한편 습도 조건은 이슬점이 -25 °C 이하로 규정되어 있으며, 청정도 조건은 HS 및 FC에는 Class 7, ITS1과 AB1은 Class 8 조건을 만족하면 된다.[2]

표 1. 발사체 공기 공급 조건

격실	온도(°C) (±2°C)	질량 유량 (kg/hr)	최대 압력 (MPa, gauge)
HS	8 ~ 34	2160	0.80
FC	8 ~ 34	1440	0.80
ITS1	10 ~ 40	3600	0.80
AB1	8 ~ 50	2200	0.80 (공기) 0.90 (질소)

3. 공기 생산부의 열수력 설계

그림 3에는 공기 생산부에 대한 개략도를 나타내었다. 공기 생산부의 종단에서의 온도는 3 °C(276 K)로 설정이 되었다. 이는 표 1에 나타난 최소 온도 요구 조건 8 °C 기준으로 공기생산부 종단에서 HS 또는 FC까지 자연 온도 상승분 5 °C를 뺀기 때문이다.

공기 생산부의 각 지점에서의 압력 강하를 계산함에 있어 유체와 배관과의 마찰로 인한 수두 손실은 밸브나 설비에서의 수두 손실에 비해 그 크기가 매우 작기 때문에 고려하지 않았다. 열교환기 및 밸브에서의 압력 강하는 러시아에서 제공한 CDP의 설계값을 적용하였다.[3] 한편 point 1에서는 압력은 외부 대기가 공기 압축기(KM)를 거치고 난 후의 압력으로 설계값 1.6 MPa을 사용하였다. 또한 TDK 압축기와 팽창기 전후에서의 압력은 아래와 같이 압축비를 이용하였다.

$$\frac{P_2}{P_1} = r_{comp} = 1.141 \quad (1)$$

$$\frac{P_{10}}{P_{11}} = r_{ex} = 1.394 \quad (2)$$

공기 생산부내의 온도를 계산함에 있어서는 열교환기의 성능과 TDK의 등엔트로피 효율을 이용하였다. 열교환기의 성능 및 각 설비의 열유입량은 러측 CDP 자료를 참고로 하였으며, TDK의 압축기/팽창기 후단에서의 온도는 아래와 같이 등엔트로피 효율을 이용하였다.[4]

$$\eta_{comp} = \frac{h_{2s} - h_1}{h_2 - h_1} = \frac{T_{2s} - T_1}{T_2 - T_1} = 0.700 \quad (3)$$

$$\frac{T_{2s}}{T_1} = r_{comp}^{(k-1)/k} \quad (4)$$

$$\eta_{ex} = \frac{h_{10} - h_{11}}{h_{10} - h_{11s}} = \frac{T_{10} - T_{11}}{T_{10} - T_{11s}} = 0.820 \quad (5)$$

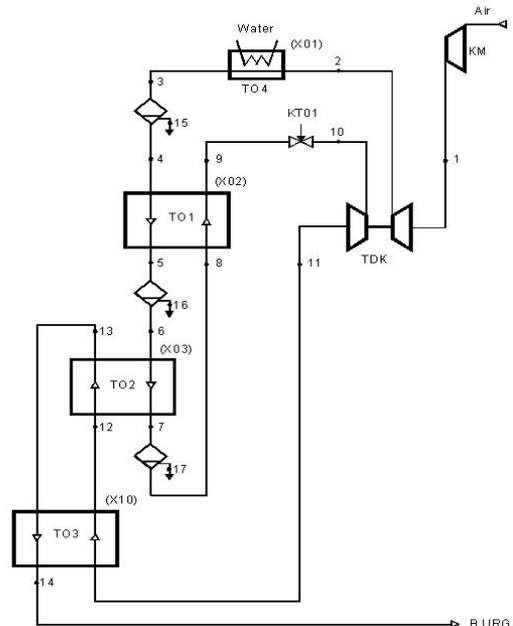


그림 3. 공기 생산부의 개략도

$$\frac{T_{10}}{T_{11s}} = r_{ex}^{(k-1)/k} \quad (6)$$

위의 정보들을 가지고 온도 및 압력을 계산하는 과정은 참고문헌[1]에 상세히 나타나 있으며, 본 문서에는 결과만을 논의하고자 한다. KSLV-I 1차 발사운용중 발사대 온도 제어 시스템을 구동하여 정상 상태에서 온도 및 압력을 측정하였다. 이러한 측정값과 설계값을 그림 4, 5에서 비교하였다. 그림 4, 5에서 가로축은 그림 3에 나타난 위치에 해당한다.

먼저 그림 4를 살펴보면 KM에서 압축된 공기는 자체 열교환기 내에서 냉각이 많이 되었기 때문에 KM 후단의 온도가 설계값 45 °C보다 낮은 36 °C를 나타내었고 이로 인하여 TDK 후단의 온도가 설계보다 다소 낮은 결과를 나타낸다. 하지만 열교환기 X01을 거치는 동안 유체의 온도가 20 °C로 일정해지기 때문에 이후로는 설계값과 측정값의 차이가 최대 4 °C 이내로, 설계 결과와 시스템 운용시 측정 결과가 비슷함을 확인할 수 있다.

의 압력 설계값을 1.60 MPa로 하였다. 하지만 시스템 운용시 KM 후단의 압력은 1.60 MPa으로 측정이 되었으나, 전기 밸브 KR01내에서의 압력 강하량이 커서 TDK 압축기 전단에서의 압력은 1.52 Mpa이었다. 이로 인하여 TDK 압축기 후단에서는 측정값이 설계값보다 약 0.1 MPa 낮게 나타났으며, 이러한 경향은 KT01 밸브 전단까지 계속되는 것을 알 수 있다. KT01 밸브는 설계시 약 40 % 정도 개방하고 운용하여 압력 강하량을 0.32 MPa로 설정하였으나, 실제 운용시에는 TDK 압축기 후단의 압력이 낮기 때문에 KT01을 100 % 열고 운용을 하여 압력 강하량을 설계값보다 작도록 하였다. 이로 인하여 TDK 팽창기 전단에서의 압력은 설계값과 측정값이 거의 같았다. 이후 TDK 후단에서 공기 생산부 출구까지 압력 강하량을 살펴보면, 설계값은 0.025 MPa이나 실제 측정값은 이보다 큰 0.06 MPa이 되어 공기 생산부 출구에서의 압력이 설계값보다 다소 낮은 결과를 얻게 되었다. 즉 설계값은 공기 생산부 출구에서 1.02 MPa이나 실제 운용시의 압력은 이보다 낮은 0.92 MPa 정도였다.

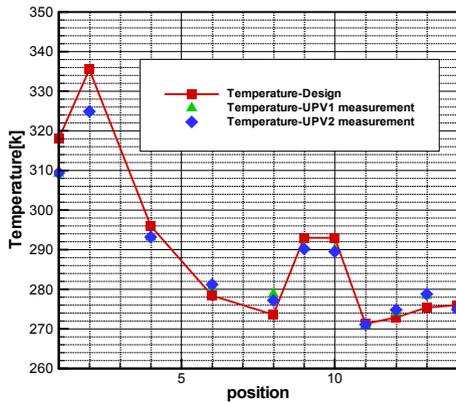


그림 4. 공기 생산부내의 온도 측정 결과 비교

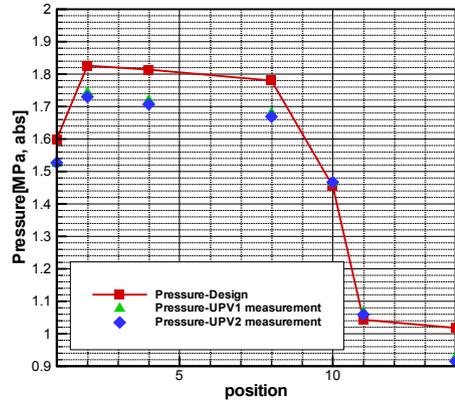


그림 5. 공기 생산부내의 압력 측정 결과 비교

그림 5에는 공기 생산부에서의 압력 계산 결과와 측정 결과를 비교하였다. 설계시에는 KM 후단에서부터 TDK 압축기 전단까지 압력 강하량이 없다고 가정을 하고 TDK 압축기 전단에서

4. 공기 분배부/가열부의 수력 설계

발사체에서 요구한 공기의 압력 조건을 맞추기 위해서는 공기 생산부(UPV)에서 발사체와의

연결부까지의 유동 저항을 고려하여 공기 가열부 및 공기 분배부를 설계하여야 한다. 유동 저항을 계산함에 있어 각 부분에서의 유동 저항을 최대한으로 예측하여 발사체 연결부에서의 압력이 설계값보다 낮게 되는 경우를 방지하도록 하였다.

실제 압력 강하는 직관, 곡관, 유량계, 배관의 팽창 및 수축, 공압 밸브 등에 대해 많은 경험식을 이용하여 계산을 하였는데 이와 관련된 식들은 참고문헌[1]에 나타나 있다. 압력 강하량을 계산하는 방법은 널리 알려져 있으며 계산 과정이 복잡하기 때문에 본 논문에서는 관련 식을 일일이 소개하지 않았다. 공기 가열부 및 공기 분배부에는 압력 센서가 2개만 있기 때문에 측정 결과와 설계 결과를 비교하기가 어렵다. 따라서 자체적으로 설계를 한 결과와 러시아에서 제공한 CDP에 나타난 결과를 비교하는 방법을 취하였다. 그림 6에는 ITS1의 압력 강하 계산을 위하여 공기 가열부 및 공기 분배부의 개략도를 나타내었다.

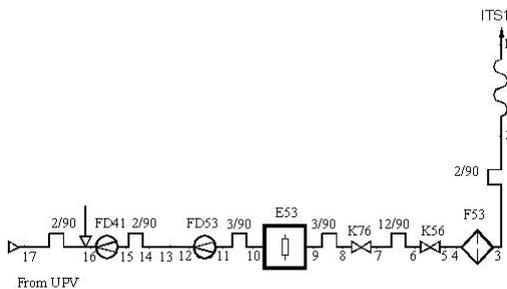


그림 6. 인터탱크 공기 가열부/분배부의 개략도

한편 ITS1(인터탱크)로 공기를 공급하는 부분에 대하여 자체 계산 결과와 러시아에서 제공한 CDP에 나타난 결과를 그림 7에 나타내었다.

그림 7을 살펴보면 러측 CDP와 자체 계산 결과가 가장 차이가 큰 곳은 유량계 및 배관 크기가 변하는 곳이다. 유량계 FD41과 FD53에서의 압력 강하량은 러측 CDP에서 제시한 값과 실제 유량계 제작사의 data sheet에서 제시한 값이 다소 차이를 보이는데, 이는 러시아에서 사용하는 제품과 나로 우주센터에서 사용한 제품이 달라 압력 강하 특성이 차이가 나기 때문으로 판단된

다. 한편 배관의 사이즈가 변하는 곳에서의 손실 계수의 경우 러측 CDP 값이 자체 계산 결과보다 매우 높게 예측을 하였다. 따라서 이 부분에 대해서는 추가적인 문헌조사가 필요할 것으로 판단된다. 하지만 필터와 전기 히터에서의 압력 강하량이 다른 곳에 비하여 매우 크기 때문에 앞서 언급한 차이에도 불구하고 CDP를 통해 제시된 압력과 계산을 통해 얻은 결과는 전반적으로 큰 차이가 없음을 알 수 있다.

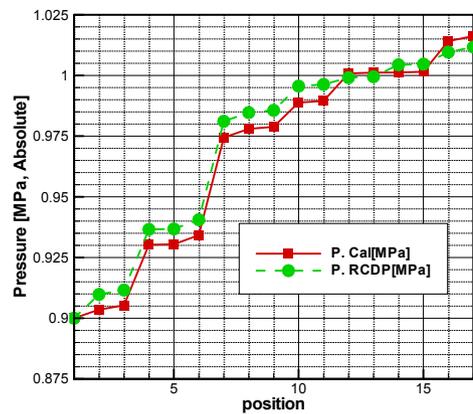


그림 7. 인터탱크 공기 분배부의 압력 계산 결과

5. 공기 분배부/가열부의 열설계

공기 가열부에서 발사체와의 인터페이스까지는 약 250m 정도로 긴 배관으로 구성되어 있다. 따라서 공기 가열부에서 전기 히터로 공기의 온도를 설정 온도에 맞추어도 유동이 배관을 흘러가는 도중 외부와의 열전달로 인하여 온도가 변하기 때문에 공기 가열부에서 발사체 인터페이스까지의 온도 변화는 매우 중요한 요소이다. 하지만 러시아에서 제공한 CDP에는 공기 가열부 및 공기 분배부의 수력 설계 자료만 있을 뿐, 열설계에 대한 자료는 없다. 이것은 수력 설계는 수 계산(Hand Calculation)이 가능하나 열설계는 수치 해석이 필요하고, 실제 성능도 시스템 구축 후에 평가가 가능하기 때문으로 판단된다. 이러한 온도 변화 특성을 분석하기 위하여 발사대 온

도 제어 시스템의 공기 가열부에서 발사체의 HS로 공급되는 공기 분배부에 대하여 범용 열유체 해석 프로그램인 Sinda/Fluint 및 FloCAD를 이용하여 해석을 수행하고 이를 실제 측정값과 비교해 보았다. HS로 공기를 공급하는 배관의 기본 조건은 배관의 지름 100 mm, 단열재 50 mm, 유량 2160 kg/hr, 공동 채널의 온도 19 °C, 공동 채널내의 대류 열전달 계수 5 W/m²K, LB에서의 대류 열전달 계수 10 W/m²K이다. 한편 HS로 공급되는 공기는 전기 히터를 이용하여 설정 온도를 조절하는데 표 2에는 실제 발사대 온도 제어 시스템에 사용되는 전기 히터 제어를 위한 PID control 파라미터를 나타내었다.

Sinda/Fluint 프로그램에는 PID 제어를 구현할 수 있는 subroutine을 제공해 주고 있는데 표 2에 나타난 값을 입력값으로 사용하였다.[5] 그림 8에는 2009.05.23 나로호 발사를 위한 인증시험(Qualification Test) 기간 중 시스템 운용시 측정값과 Sinda/Fluint 및 FloCAD를 이용한 수치 해석을 비교한 결과를 나타내었다.

표 2. HS 공급부 히터 PID 제어 파라미터

파라미터	value	파라미터	Value
P gain	0.20	Discrete timestep	60
	(W/K)		(sec)
I Gain	20.0	filtering time	1.0
	(W/K-sec)		(sec)
D Gain	0.0	CV lower limit	0
	(W-sec/K)		(kW)
Set Point	28.0	CV upper limit	35
	(°C)		(kW)

그림 8에서 T52는 전기 히터 후단에 위치한 온도 센서의 측정값이며 PID 제어에 있어 process variable에 해당한다. 이 온도는 control variable인 전기히터의 전력 조절을 통해 제어되는 대상이다. T56은 배관이 CB에서 시작되어 공동채널을 거쳐 LB에 도달하였을 때 위치한 온도 센서이며, 배관의 길이는 약 190 m 정도이다. T56은 T52와는 시간에 따른 온도 변화 경향이

차이가 나는데 이는 전기히터를 통해 온도가 제어된 유체와 배관 벽과 온도 차이가 있어 열이 유입 또는 손실이 되었기 때문이다. 즉 유체는 배관 벽을 가열 또는 냉각하기 때문에 배관 벽의 온도가 유체의 온도가 같아질 때까지 T56의 온도는 상승 또는 하강하게 된다. T56의 온도가 정상 상태에 도달하였을 때까지 걸리는 시간은 유량, 단열재의 두께, 대기 온도 등의 여러 요소에 영향을 받으나 약 40분 정도가 소요됨을 알 수 있다. 한편 T56에서 발사대 온도 제어 시스템의 끝 부분인 T60까지는 추가로 60 m를 더 이동하여야 하는데 이 부분은 배관의 단열이 안 된 부분이 많기 때문에 열유입 또는 손실이 공동채널보다 크게 된다. 정상 상태에서 수치 해석 결과는 측정값보다 약 0.4 °C를 높게 예측하는데 이는 외부 열전달의 영향을 낮게 설정하였기 때문으로 판단된다. 한편 T60이 정상 상태에 도달할 때까지 약 60분 정도가 걸리는 것을 알 수 있다. 수치 해석 결과와 시스템 운용중 측정값을 비교하였을 때 천이 상태나 정상 상태 모두 두 결과가 비교적 잘 일치하는 것을 확인할 수 있었다.

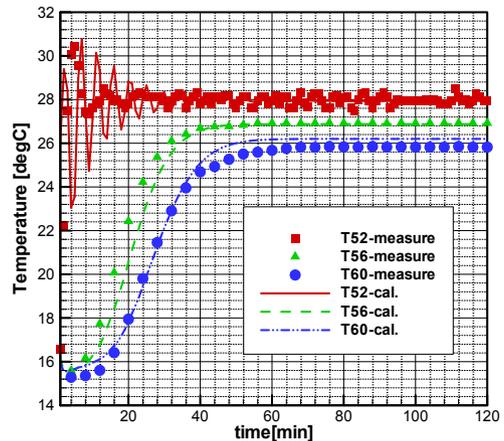


그림 8. HS 공급부의 수치 해석 및 측정 결과

단열재 두께, 공동 채널의 온도, 대류 열전달 계수, 유량에 따라 정상 상태 온도에 도달하는 시간과 정상 상태 온도에 대한 영향을 분석하고

이를 예측하는 것은 발사대 온도 제어 시스템의 운용에 있어 매우 중요하다. 따라서 이들에 대한 영향을 분석한 것을 그림 9에 나타내었다. 먼저 단열재 두께는 정상 상태에 도달하는 시간에는 무관하나, 단열재가 두꺼울수록 열손실이 적기 때문에 유체의 최종 온도는 전기히터 후단의 온도와 비슷해짐을 알 수 있다. 한편 공동 채널내의 대기 온도는 정상 상태 도달 시간에 약한 의존성을 보이나, 유체의 정상 상태 온도에는 강한 영향을 나타내었다. 공동 채널내의 대기와 배관과의 대류 열전달 계수가 정상 상태 도달 시간에 대해 영향은 없었으며, 정상 상태 온도에 미치는 영향도 크지 않았다. 마지막으로 유량은 히터 제어와 연관되어 있어 단순 비교가 쉽지 않으나, 유량의 변화가 적을 경우에는 정상 상태 도달 시간에는 큰 영향을 나타내었고, 최종 온도에는 약한 영향을 나타냄을 알 수 있었다.

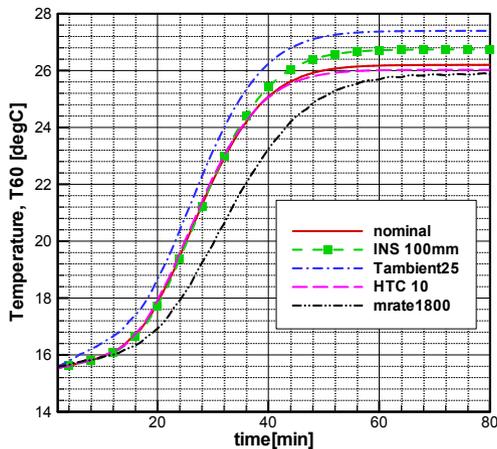


그림 9. 변수에 따른 HS 공급부 중단 온도 변화 특성

6. 시스템 단열 설계

발사대 온도 제어 시스템의 단열은 배관, TDK, 열교환기, flow separator 등에 적용이 되었다. 이 중에서 가장 중요한 배관 단열 설계 조건에 대해서는 분석을 소개하고자 한다. 다른 설비들의 단열 조건은 참고문헌[6], [7]에 정리되어

있다.

먼저 단열 설계를 위해서는 기본적인 외부 열환경 조건을 설정하여야 한다. 배관 단열은 전기히터 후단부터 시작하는데 전기히터는 CB에 위치한다. 한편 배관은 공동 채널을 거쳐 LB에 도달하고 이후 cable mast를 거쳐 발사체와 연결된다. HS(페어링)로 공기를 공급하는 배관에 대한 단열 설계를 살펴보자. HS 공급부 배관의 외부 열환경은 다음과 같다.

CB : 온도 15 ~ 25 °C, RH=80 %

공동 채널, LB : 온도 5 ~ 35 °C, RH=80 %

Cable Mast : 온도 -10 ~ 35 °C, RH=98 %

실제 발사대 온도 제어 시스템의 배관 단열 설계에서는 외부로부터의 열유입이 최대인 조건이 중요하므로 유체의 온도가 최소이고, 외부 대기온도가 최대 온도인 35°C을 기준으로 설계를 하였다.

배관을 흘러가는 유체의 최소 설정 온도(flow design temperature)는 앞에서 언급한 바와 같이 3 °C이다. 한편 배관의 단열재의 열전도도는 $\lambda = 0.037 \text{ W/mK}$ 이고, 외부 대기와 배관 단열재와의 자연 대류 열전달 계수는 $h = 5 \text{ W/m}^2\text{K}$ 로 설정하였다.

단열이 되는 배관의 지름(d)은 100 mm, 두께(t) 2 mm, 길이(L) 209 m이다. 한편 배관 중간에는 배관 무게를 지지하기 위한 서포트가 설치되는데 서포트를 통해 추가적으로 열이 유입될 수 있다. 또한 HS 공급부 배관 전체에 대하여 허용 가능한 유입 열량(Q)은 2584 W로 설계되었다. 참고로 허용 유입 열량을 결정하기 위해서는 배관을 따라 유체를 최소 온도로 보낼 때 배관 끝단에서 어느 정도의 온도 상승까지 허용할 수 있는지가 중요하다. HS에서 요구하는 공기의 최소 공급 온도는 8 °C이다. 따라서 유체의 최대 온도 상승폭은 5.0 °C로 제한되어 있다. 위에서 언급된 허용 유입 열량이 모두 유체의 온도를 상승하는데 사용되는 경우 온도 상승 폭은 다음과 같이 계산할 수 있다.

$$\dot{Q} = \dot{m}c_p(T_{out} - T_{in}) \quad (7)$$

위 식을 이용하여 출구 온도를 계산하면 출구 온도는 7.3 °C이다. 하지만 주 배관 이외에도 중단 부분에는 다른 짧은 배관이 추가적으로 있기 때문에 이 부분에 유입되는 열까지 고려한다면 위에서 적용된 허용 유입 열량은 타당한 값이라고 판단된다.

실제 배관에 적용될 단열재의 두께를 산출하기 위해서는 배관에 단열재 처리를 함으로써 어떠한 목적을 달성할 것인지가 중요하다. 일반적으로는 허용 유입 열량 조건과 단열재 외피에서 수분 생성을 방지하는 조건 두 가지를 만족하면 된다. 아래에는 각각의 조건을 만족하기 위한 단열재를 두께 산출 과정을 예를 통해 나타내었다.

6.1 수분 생성 방지 조건

배관내를 지나가는 유체의 온도는 3°C 정도로, 온도가 낮기 때문에 배관에 적용될 단열재의 두께를 계산할 때에는 단열재의 두께를 충분히 하여 단열재 외피에서 대기 중의 수분이 응축되어 이슬이 생성되는 것을 방지하여야 한다. 이는 단열재 외피에 생성된 수분이 단열재 내부에 유입되면 단열재의 성능을 크게 감소시키기 때문이다. 이를 위한 최소한의 단열재 두께는 다음의 방법을 이용하여 계산한다. 주어진 대기 온도 (T_{amb})와 상대 습도(RH)에서 이슬점(dew point)은 다음의 식을 통해 구할 수 있다.

$$T_{dp} = \frac{5256 \times T_{amb}}{5256 - T_{amb} \times \ln(RH/100)} \quad (8)$$

외부 대기 온도가 35 °C이고, 상대 습도가 80 %인 경우 이슬점은 위의 식을 이용하여 계산하면 31.02 °C가 된다. 그림 10에는 배관의 열저항 개략도를 나타내었다.

단열재의 두께를 계산하는데 있어 단열재 자체로 인한 열저항은 배관 자체의 두께에 의한 열저항에 비해 매우 크기 때문에 배관 두께에 의한

전도 열전달을 무시할 수 있다. 또한 배관의 내벽과 배관 내부를 흐르는 유체 사이의 대류 열전달에 의한 열저항 역시 단열재에 의한 열저항에 비하여 매우 작기 때문에 유체의 온도, 배관 내벽의 온도, 배관 외벽의 온도는 모두 같다고 가정할 수 있다.

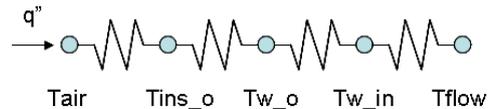


그림 10. 배관의 열저항 개략도

한편 정상 상태(steady state)에서 단열재를 통해 흐르는 열량(heat)은 단열재 외벽과 외부 대기와의 대류 열전달량과 같아야 한다. 이 조건은 아래의 식과 같이 표현된다. 이때 D 는 단열재의 외피 지름을 의미한다.

$$h(\pi DL)(T_{air} - T_{ins,o}) = \frac{2\pi L\lambda}{\ln(D/d)}(T_{ins,o} - T_{flow}) \quad (9)$$

위의 식의 좌변에 d/d 를 곱하고, $B \equiv D/d$ 에 대하여 정리하면 다음과 같다.

$$B \ln B = \frac{T_{ins,o} - T_{flow}}{T_{air} - T_{ins,o}} \times \frac{2\pi L\lambda}{h\pi dL} \quad (10)$$

한편 최소의 단열재 두께에서는 단열재 외피 온도는 이슬점 온도와 같아야 한다. 식 (10)에 주어진 조건을 대입하면 단열재의 두께 39.5 mm를 얻을 수 있다.

6.2 허용 유입 열량 조건

단열재 두께 결정의 또 다른 조건은 주어진 허용 유입 열량을 만족시키는 것이다. 단열재 외부에서 대류 열전달이 있고, 서포트를 통해 전도 열전달이 있을 때 열저항 개략도를 그림 11에 나타내었다.

허용 유입 열량을 만족하기 위한 조건은 다음과 같다. 정상 상태에서 단열재 내부에서의 전도 열전달량은 단열재 외피에서 외부 대기와의 대류 열전달에 의해 빠져나가는 열전달량과 같고, 이는 허용 유입 열량중 서포트를 통해 빠져나가는 열량을 제외한 값과 같다.

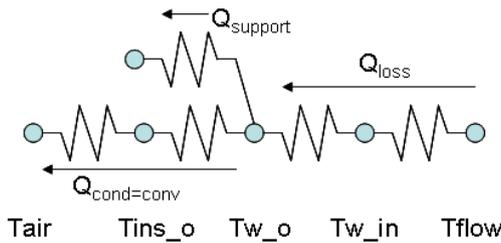


그림 11. 허용 유입 열량에 따른 열저항

$$\begin{aligned}
 & h \times (\pi DL) \times (T_{air} - T_{ins,o}) \quad (11) \\
 & = \frac{2\pi L\lambda}{\ln(D/d)} \times (T_{ins,o} - T_{flow}) \\
 & = Q_{allowable} - Q_{s,loss}
 \end{aligned}$$

일반적으로 서포트를 통한 열유입($Q_{s,loss}$)은 단열재 내부에서의 전도 열전달에 추가 열유입 계수(K)를 곱한 형태로 표현하며, 이때 서포트를 통해 빠져나가는 열전달량은 아래와 같다.[7]

$$Q_{s,loss} = \frac{2\pi L\lambda}{\ln(D/d)} (T_{ins,o} - T_{ins,i})(K-1) \quad (12)$$

식 (11) 및 식 (12)를 결합하면 단열재 두께에 대한 식 (13)을 얻을 수 있다.

$$\ln(D/d) = 2\pi\lambda \left(\frac{K(T_{air} - T_{flow})}{Q_{allowable}/L} - \frac{1}{h\pi D} \right) \quad (13)$$

식 (13) 우변을 살펴보면 2번째 항에 단열재의 지름(D)가 있기 때문에 수계산을 통해서 계산하기가 쉽지 않다. 일반적으로 위의 식은 trial and error 방식으로 풀어야 하나, 우변의 두 번째 항을 무시하고 계산하는 경우 계산이 쉽고 단열재

두께를 보수적으로 예측하기 때문에 일반적으로 후자의 방법을 널리 사용한다. 따라서 식 (13)에서 우변의 두 번째 항을 무시하고 주어진 조건을 적용하면 단열재의 두께로 50 mm를 얻게 된다.

결론적으로 수분 생성 방지 조건과 허용 유입 열량 조건을 모두 만족시키기 위해서는, 두 경우 중 단열재의 두께를 높게 예측하는 것을 설계값으로 사용하여야 하며, HS 공급부의 경우 단열재의 두께를 50 mm로 설계되어야 함을 확인할 수 있다. 실제 발사대 온도 제어 시스템의 HS 공급부의 단열재 두께는 위의 값이 적용되었다.

7. 결 론

본 연구에서는 나로호 발사를 위한 지상 설비인 발사대 온도 제어 시스템에 대해 간략한 소개 및 러시아에서 제공한 시스템 설계 자료를 분석하여 자체 시스템 설계를 수행하였다. 공기 생산부에 대해서는 설계 결과와 실제 시스템 운용중 측정된 온도, 압력과 비교를 하여 일치하는 결과를 얻었다. 한편 공기 가열부 및 공기 분배부의 자체 수력 설계를 러측 제공 자료와 비교하여 두 결과가 일치함을 확인하였다. 또한 수치 해석을 통해 공기 가열부와 공기 분배부의 온도를 예측하고 이를 실제 측정결과와 비교하였으며, 마지막으로 시스템 단열 설계 기법을 확인하였다. 본 연구를 통해 얻은 설계 기법은 앞으로 발사대 온도 제어 시스템의 수정 및 설계시 활용될 수 있을 것으로 판단한다.

참 고 문 헌

1. 최상호, 김인선, LCTS 시스템 설계 분석(KARI-TAT-TM-2010-006), 대전, 한국항공우주연구원, 2010
2. Launch Complex "KSLV-I" Preliminary design, Thermostatting System L113, Volume 4, System requirements specification, 2005
3. Launch Complex "KSLV-I" Preliminary design, Thermostatting System L113, Volume

- 6, Design calculations of the system, 2005
4. M. M. EL-Wakil, Powerplant Technology, McGraw-Hill, international edition, 1984
5. Sinda/Fluint User manual, C & R Tech., 2004
6. 최상호, 김인선, LCTS 단열 설계 분석(KARI-TAT-TM-2009-005), 대전, 한국항공우주연구원, 2009
7. Launch Complex "KSLV-I" Preliminary design, Thermostatting System L113, Initial Data for development of the equipment insulation design, 2005