

KSLV-I 발사대 질소공급시스템 개발

조기주* · 안규복** · 김문기** · 강선일*** · 라승호**** · 오승협*

Development of Nitrogen Supply System for Launch Complex of KSLV-I

Kie-Joo Cho* · Kyu-Bok Ahn** · Mun-Ki Kim** · Sun-il Kang*** · Seung-ho Ra**** · Seung-Hyub Oh*

ABSTRACT

For the launch preparation of KSLV-I, gaseous nitrogen with various level of pressure and cryogenic liquid nitrogen are required. Nitrogen Supply System on launch complex has been developed to perform the production of high pressure gaseous nitrogen, the production of gaseous nitrogen with temperature of $273 \pm 2K$ for protection purge of launch vehicle after loading of propellant and the supply of cryogenic liquid nitrogen for cooling of fuel (kerosene) and oxidizer (liquid oxygen). The operational instability of vaporizer mainly caused by its heat transfer characteristics which sensitively depends on the atmospheric conditions was removed by introducing parallel installation of two vaporizer and their switching operation. The developed Nitrogen Supply System carried out its function successfully in preparation of KSLV-I flight tests.

초 록

소형위성발사체 (KSLV-I)의 발사 준비에는 다양한 규격의 질소 가스 및 초저온 액체 질소가 소요된다. 발사대 질소 공급 시스템은 고압의 질소 가스 생성, 추진제 충전 후 발사 대기 중인 발사체의 보호를 위한 공간 퍼지용 질소 가스 생성, 연료 및 산화제의 냉각을 위한 액체 질소 공급 기능을 수행하기 위하여 개발되었다. 대기 환경 조건에 따라 열전달 특성이 민감하게 변화하는 대기식 기화기의 운용 불안정성을 제거하기 위해 기화기의 병렬 설치 및 교대 운용 절차를 도입하였다. 이를 통하여 기후 조건에 상관없이 항시적으로 운용이 가능한 시스템을 개발하였으며, 소형 위성 발사체의 비행 시험을 위한 발사대 운용을 성공적으로 수행하였다.

Key Words: KSLV-I(소형위성발사체), Launch Complex(발사대), Nitrogen Supply System(질소공급 시스템), Vaporizer(대기식 기화기)

* 한국항공우주연구원 추진기관체팀
** 한국항공우주연구원 연소기팀
*** 한국항공우주연구원 발사대개발팀
연락처, E-mail: kjcho@kari.re.kr

나로 우주센터에 구축되어 있는 KSLV-I 발사대는 i) 지상기계설비 (Mechanical Ground Support Equipment), ii) 발사관제설비(Electrical Ground Support Equipment), iii) 추진제 공급설비 (Fuel Ground Support Equipment) 등의 3개 주요 서브 시스템으로 구성되어 있다[1]. 지상 기계장비는 발사체의 이송, 기립/지지 및 추진제 공급 장치 연결 등의 기능을 수행하며, 발사 관제 설비는 발사대에 설치되어 있는 모든 장비들을 원격 모니터링하고 제어하는 역할을 수행한다. 그리고 추진제 공급 설비는 발사체의 운용에 필요한 추진제 및 가스류의 공급을 수행하는 시스템이다.

추진제 공급 시스템은 크게 고압 가스 시스템, 초저온 시스템, 연료 시스템으로 구성되어 있다. 여기에서는 Fig. 1과 같은 초저온 탱크에 저장된 액체 질소를 기반으로 하는 질소 공급 시스템의 개발에 대해 논한다.



Fig. 1 Storage tanks for cryogenic liquid on launch complex

2. 질소 공급시스템의 기능 및 구성

질소 공급 시스템은 발사체의 발사 준비 및 발사 운용에 소요되는 각종 액체 질소 및 가스 질소를 생성/공급하는 기능 역할을 수행하며 그 자세한 내용이 Table 1에 주어져 있다.

Table 1 Major function of nitrogen supply system

기능	비고
고압 가스(40 MPa) 생성/공급	
연료 냉각용 액체질소 공급	
산화제 냉각용 액체질소 공급	발사 당일
발사체 공간 퍼지용 저압 가스(1 MPa) 생성/공급	발사 당일

발사대 및 발사체 구성 요소들의 작동을 위한 공압, 배관/공간 퍼지, 기밀 점검 및 발사체 온도 보드 탑재용 질소 탱크 충전 등 다양한 용도의 질소 가스가 필요하다. 이를 위해 발사대에 설치되어 있는 고압 탱크에 질소가스를 저장하는데 질소 공급 시스템에서 고압의 질소 가스를 생성하여 고압 탱크를 충전하는 기능을 수행한다.

발사체의 운용 요구 조건에 의하여 연료(케로신) 및 산화제(액체산소)를 액체 질소를 이용하여 과냉각시킨다. 연료의 경우는 발사 준비 기간에 냉각 작업을 수행하며, 산화제는 발사체로의 충전과정에서 과냉각 작업이 동시에 이루어진다. 이 과정에서 소요되는 액체질소를 정해진 압력과 유량으로 해당 시스템으로 공급하는 기능을 수행하게 된다.

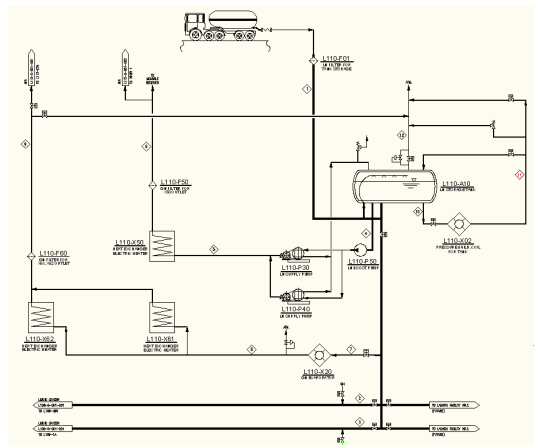


Fig. 2 Schematic of nitrogen supply system

그리고 연료 및 산화제가 충전되어 발사 대기 중인 발사체의 폭발 등 비상상황 방지를 위해

발사체 필요 공간을 질소 가스를 이용하여 퍼지를 수행한다. 이를 위해 저압의 기체 질소를 생성/공급하는 역할을 본 시스템이 수행한다.

이러한 기능들을 구현하기 위해 질소 공급 시스템은 초저온 액체 질소 저장 탱크 (약 250 m³), 초저온 고압 펌프, 저장탱크 가압용 기화기, 저온 가스용 기화기, 고압/저압용 전기히터 및 각종 밸브류등이 설치되어 있으며, 주요 구성도는 Fig. 2에 나타난 바와 같다.

3. 저압가스 공급라인 최적화

앞 절에서 설명된 기능(Table 1) 중에서 발사체 공간 퍼지용 저압 질소 가스 생성/공급 라인 은 저장탱크에 있는 액체 질소를 주어진 온도, 압력, 유량의 기체 질소로 변화시켜 발사체로 공급하는 장치이다.

우주발사체의 안정적인 보호를 위해서는 상당한 양의 기체질소가 발사 수 십분 전부터 지속적으로 발사체에 공급되어야 한다. 기체 상태의 질소는 액체 상태의 질소보다 대기압 기준으로 800 배나 부피가 커지기 때문에 요구되는 양의 기체질소를 기체 상태로 보관하기 위해서는 많은 고압 저장용기가 필요하게 된다. 그리고 기체 질소 공급 요구 온도가 약 273 K로서 상온 보관된 기체질소를 이용하여 공급 온도 조건을 만족시키기 위해서는 별도의 냉각 설비가 요구된다. 따라서 밀도가 큰 저온의 액체질소를 바로 기화시켜 공급함으로써 발사대의 효율적인 운영이 가능하게 된다.

액체질소를 기화시키기 위해서는 기화장치가 필요하다. 액체질소를 전열식 기화기로만 기화시키기 위해서는 많은 전력 소모가 발생하는 데 발사준비 시 다른 시스템들에서 많은 전력 소모가 있기 때문에 액체질소를 전열식 기화기로 목표 온도까지 승온시키는 방법은 비효율적이며 위험 부담이 있다. 따라서 1차적으로 대기식 기화기를 이용하여 기화한 후, 전열식 기화기를 이용하여 발사체에서 요구하는 매우 정밀한 온도 조건 범위(273±2 K)로 승온시켜 공급을 하게 된다.

3.1 시스템 초기 구성 및 열전달 특성

발사체 공간 퍼지용 저압 질소 가스 공급 라인의 구성 개념도가 Fig. 3에 주어져 있다.

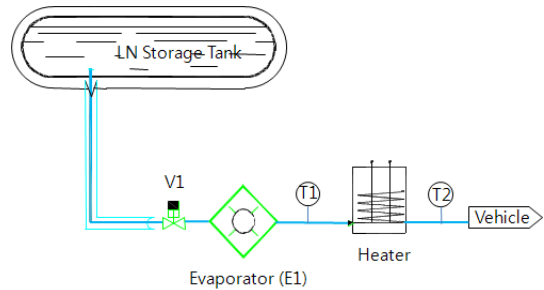


Fig. 3 Schematic of low pressure GN supply system (before modification)

KSLV-I 발사 통제 시스템으로부터 발사체 퍼지용 질소가스 공급 개시 신호를 접수하면 액체 질소 공급 밸브 (V1)가 열리며 저장 탱크내의 액체 질소가 기화기 (E1)으로 공급된다. 이 때 저장 탱크 내부 압력은 약 10 bar 로 가압된 상태이다. 이 가압량은 발사체 퍼지에 요구되는 질소 유량을 생성시키기 위한 것으로, 시스템 구성품의 유체역학적 특성을 종합하여 결정된 값이다[2].

기화기에서 1차적으로 기화된 저온의 가스 질소는 후단에 위치한 전기 히터에서, 발사체 퍼지용 질소 가스 공급 요구 온도로 미세 조정된다. 이 때 기화기 출구의 기체 질소 온도는 최소 145 K 이상이 되어야 한다. 만일 온도가 145 K 미만으로 감소하면 전기 히터의 용량 제한으로 인해 발사체 공급 요구 온도를 만족시키지 못하는 결과를 초래하게 된다.

그림 4에서 수 차례 수행된 시스템 자체 성능 시험 중 대표적인 두가지 경우에 대해 기화기 출구에서의 질소 온도 변화 특성을 보여 주고 있다. 그림에서 x-축은 시험 수행 시간으로 무차원화된 시간이다. 동일한 압력으로 액체 질소를 공급하는 두 시험에서 대기식 기화기의 출구 온도 변화 양상이 다르게 나타나고 있음을 알 수 있다. 특히 Test #2의 경우는 시험 수행 중반부 (t ≈ 0.65)에 기화기 출구 온도가 최저 제한 조건 미만으로 감소한다는 것을 관찰할 수 있다.

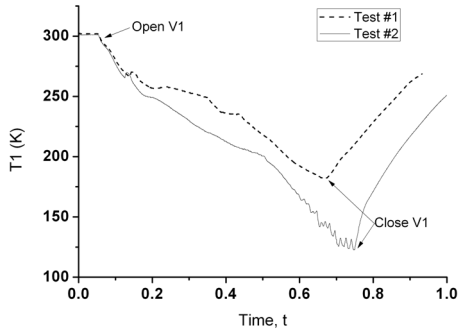


Fig. 4 Temporal variation of nitrogen temperature at the outlet of evaporator (before modification)

이러한 현상은 대기식 기화기의 열전달 특성에 기인하는 것인데, 시험 수행시의 풍속, 대기 온도, 태양 복사 그리고 표면이 저온 상태로 유지됨에 따른 표면 서리 발생 등이 복합적으로 연동되어 열전달 특성을 결정하게 된다. 특히 K.-H. Kim [3] 등은 극저온 액체 산소가 저장된 탱크 표면에서의 서리 발생 및 열전달 특성에 관한 연구를 통해 대기 온도 조건에 따라 대기 습도가 서리층을 통한 열전달량에 미치는 영향이 정성적인 변화를 초래한다는 점을 밝혀낸 바가 있다. 대기 온도가 273 K인 조건에서는 대기 습도가 증가함에 따라 열전달량이 단조 감소하는 반면 대기 온도가 293 K 조건일 경우에는 열전달량이 단조 증가하는 것으로 예측되었다.

따라서 Fig. 3의 시스템 구성은 발사 당일의 대기환경 변화에 의해 수동적으로 영향을 받음으로써 안정적인 시스템 운용을 보장할 수 없음을 알 수 있다.

3.2 시스템 최종 구성 및 열전달 특성

초기 시스템 구성에서 발견된 문제점의 보안을 위해 Fig. 5와 같이 구성을 수정하였다.

기존의 자동 밸브(V1) 및 대기식 기화기(E1)에 병행하여 신규 밸브(V2) 및 기화기(E2) 추가로 설치하였다. 그리고 시스템 운용 개시 즉 V1 개방을 통한 액체 질소 공급 개시 후, 출구 온도 (T1)의 값이 최저 허용 온도 미만으로 될 경우에 V1을 폐쇄하고 V2를 신규로 개방하여 작동 기

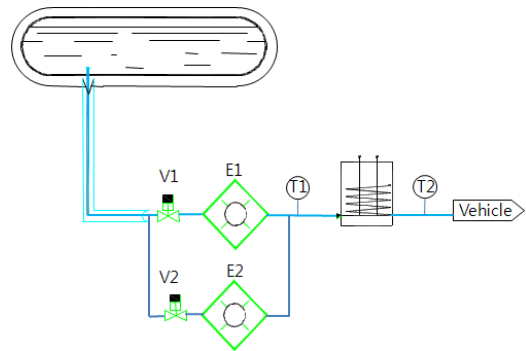


Fig. 5 Schematic of low pressure GN supply system (after modification)

화기를 교체 운영하는 방식으로 수정하였다.

이러한 병렬/교대 방식의 대기식 기화기 운용은 장시간 연속 사용에 따른 기화기 성능 상실을 보완하기 위하여 산업 현장에서 종종 적용되는 방식이다.

그러나 본 시스템의 경우에는 대기식 기화기 출구 온도의 최저 허용 조건을 만족시켜야 함과 동시에 우주 발사체로의 질소 가스 공급 조건 ($T2 = 273 \pm 2$ K)을 충족시켜야 한다. 따라서 상온 상태 (≈ 300 K)인 신규 기화기로의 교대 운용 초기에도 약저온인 발사체로의 질소 가스 공급 조건을 충족시킬 수 있도록 기화기의 용량, 배관 상태, 교대 운용 절차 등에 대한 면밀한 검토가 필요하다.

Figure 6에서는 우주 발사체의 비행 시험에 적용하기 위해 최종적으로 선정된 시스템에서의 자체 성능 시험 결과를 보여 주고 있다. 먼저 액체 질소 공급 밸브 V1을 개방하여 기화기 E1 및 전기식 히터를 통해 발사체 공급용 질소 가스를 생성시키는 경로를 선택하였다. 기화기 출구 온도는 시간에 따라 단조 감소를 하여 $t = 0.48$ 에 최저 허용 온도에 도달함을 관찰할 수 있다. 이 시점에서 공급 밸브 V1이 폐쇄되고 대기 중이던 공급 밸브 V2를 개방하여 액체 질소 공급을 계속 수행하였다. 이러한 교대 운용을 통하여 기화기 출구에서의 질소 가스 온도 (T1)가 약 250 K 까지 상승한다. 이후 기화기 E2의 출구온도도 감소하기 시작하여 $t = 0.83$ 에서 기화기 교대 운용

이 다시 발생하였다. 기화기 교대 시에는 60 sec의 증첩시간을 적용하여 상온상태의 기화기로의 운용 교대에 따른 질소가스 공급 조건 (온도 및 압력) 불안정 현상을 방지하고자 하였다.

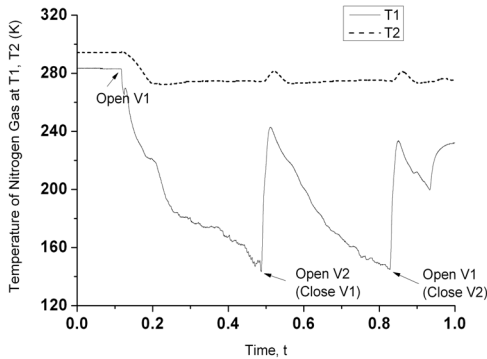


Fig. 6 Temporal variation of nitrogen temperature at the outlet of evaporator (after modification)

본 성능 시험을 통하여 수정된 시스템 및 운용 방식에 의하여 대기식 기화기의 성능 저하에 따르는 문제점이 해결되었음을 알 수 있다. 특히 기화기의 교대 운용 방식으로 발사 당일의 기후 변화에 대한 능동적인 대처가 가능하여 항시적으로 우주 발사체의 발사 준비를 안정적으로 수행할 수 있다.

앞에서 언급된 바와 같이 본 시스템 운용의 최종 목표는 발사체 퍼지를 위한 질소 가스를 요구 온도에 부합하게 안정적으로 공급하는 것이다. Fig. 6 에서 초기 상온 ($T2 \approx 300$ K) 상태이던 발사체 공급용 가스 질소의 온도가 $t = 0.19$ 에서 요구 온도 조건 $T2 = 273 \pm 2$ K을 충족하게 됨을 알 수 있다. 이후 이 조건을 지속적 유지하고 있으나 기화기의 교대 운용 시점에 질소 가스 온도의 국소 상승이 관찰된다. 이는 전기식 히터의 발열 코일에 이미 인가되어 있던 열에너지의 전달에 기인하는 것으로 유추된다. 이러한 일시적인 온도 상승은 후단 배관을 통과하면서 상쇄되기 때문에 발사체 연계 운용에서는 영향을 주지 않는 것으로 판명되었다[4].

4. 결 론

KSLV-I 발사대 추진제 공급 설비 중, 발사체의 발사 준비 및 발사 운용에 소요되는 각종 질소 가스의 생성/공급 및 초저온 액체 질소 공급을 수행하는 질소 공급 시스템의 개발을 수행하였다. 시스템은 발사 준비 과정에서 I) 고압 질소 가스의 생성 및 충전, II) 연료 냉각을 위한 액체 질소 공급 기능을 수행하며, 발사 당일에는 I) 산화제인 액체 산소의 과냉을 위한 액체 질소 공급, II) 추진제 충전 이후 발사 대기 중인 발사체의 보호를 위한 공간 퍼지용 질소 가스 공급 기능을 수행하게 된다.

발사체 공간 퍼지용 질소 가스 공급 라인에 적용된 대기식 기화기의 환경 조건에 대한 작동 성능 의존성으로 인해 시스템의 운용의 불안정성이 발견되었다. 이는 병렬 방식에서의 시스템 수정 및 기화기 교대 운용 절차의 도입으로 해결이 되었으며, 본 결과를 이용하여 KSLV-I의 발사를 위한 발사대 운용을 성공적으로 수행하였다.

향후, 기화기 교대 운용시에 발생하는 질소 가스 공급 조건의 국부적인 교란을 원천적으로 해소할 수 있는 추가적인 연구를 통해 보다 안정적인 시스템 및 운용 기법을 확보할 계획이다.

참 고 문 헌

1. Sun-il Kang, Jung-Won Nam, Nam-kyung Cho, Kie-joo Cho, Seung-ho Ra, Kyung-ju Min, "Design, construction and evaluation of propellant supplying system for KSLV-I," 60th International Astronautical Congress, 2009
2. 조기주, 안규복, 김문기, 오승협, "KSLV-I 발사대 질소공급시스템의 기술 규격," KARI-PST-TM-2008-013 한국항공우주연구원, 2008
3. K.H. Kim, H.-J. Ko, K.K. Kim, Y.-W. Kim and K.-J. Cho., "Analysis of heat transfer

and frost layer formation on a cryogenic tank wall exposed to the humid atmosphere air," Applied Thermal Engineering, Vol. 29, No. 10, 2072-2079,

2009

4. 발사체 연구본부, "소형위성발사체 (KSLV-I) 비행 시험 보고서," 한국항공우주연구원, 2010