



Technical Paper

DOI: <http://dx.doi.org/10.6108/KSPE.2019.23.2.095>

## 발사대 고압가스공급설비 제어시스템 알고리즘 검증

안재철<sup>a,b,\*</sup> · 문경록<sup>a</sup> · 오일석<sup>b</sup>

# Verification of Control System Algorithms for Compressed Gas Supply Facility in Launch Complex

Jae-Chel An<sup>a,b,\*</sup> · Kyung-Rok Moon<sup>a</sup> · Il-Seok Oh<sup>b</sup>

<sup>a</sup>Launch Complex Team, Korea Aerospace Research Institute, Korea

<sup>b</sup>Division of Computer Science and Engineering, Chonbuk National University, Korea

\*Corresponding author. E-mail: [jcan@kari.re.kr](mailto:jcan@kari.re.kr)

### ABSTRACT

Control systems of compressed gas supply facility are responsible for storing and supplying compressed gases required for launch complex qualification test and launch operation. Most of the facilities that make up the launch complex require compressed gas for their operation. Therefore, such control systems should be developed and verified earlier rather than the other systems that constitute the launch complex. Each verification for hardware and software is performed separately. In particular, software verification of control algorithms loaded on the controller takes a lot of time and man power during the development period of the control system. Thus, specific test procedures and methods should be prepared in advance for efficient development. This paper introduces the configuration of a compressed gas supply facility and its control system with the verification procedure and results of major algorithms.

### 초 록

고압가스공급설비 제어시스템은 발사대 인증시험 및 발사운용에 필요한 고압가스를 저장하고 공급하는 설비를 제어하는 역할을 수행한다. 발사대를 구성하는 대부분의 설비는 운용을 위해 고압가스를 필요로 한다. 그렇기 때문에 고압가스공급설비를 제어하는 제어시스템은 발사대를 구성하는 다른 시스템보다 먼저 개발과 검증이 이루어져야 한다. 하드웨어와 소프트웨어 검증은 구분하여 수행한다. 특히, 제어기에 탑재되는 제어알고리즘 소프트웨어 검증은 제어시스템 개발 기간 중 많은 시간과 인력 비용이 투입된다. 따라서 구체적인 시험절차와 방법이 사전 준비가 되어야 효율적 개발이 가능하다. 본 논문에서는 고압가스공급설비와 제어시스템 구성을 소개하고 주요 알고리즘 검증 절차 및 그 동작 결과를 제시한다.

Key Words: Launch Complex(발사대), Control Algorithms(제어알고리즘), Compressed Gas Supply Facility(고압가스공급설비)

Received 26 December 2018 / Revised 8 March 2019 / Accepted 10 March 2019

Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers

pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

[이 논문은 한국추진공학회 2018년도 추계학술대회(2018. 12. 19-21, 웨스틴 조선호텔 부산) 발표논문을 심사하여 수정·보완한 것임.]

### 1. 서 론

고압가스공급설비와 이를 제어하는 제어시스템

은 발사대를 구성하는 설비와 시스템 중 가장 장시간 발사대에서 운용 유지된다. 고압가스는 각종 시스템 또는 설비의 밸브 구동이나 추진제 냉각 및 배관 퍼지 등 타 시스템의 구동 원으로 사용된다. 따라서 발사대시스템 개발에 있어서 고압가스공급설비와 이를 제어하는 제어시스템은 발사대의 타 시스템보다 선행하여 개발과 검증이 완료 되어야 한다. 특히, 20 MPa 이상의 초고압으로 운용되는 설비는 제어시스템 오류 발생 시 인적 및 물적 피해를 유발시킬 수 있다. 그러므로 설비와의 연계운용 수행 전 제어시스템 검증이 필수적이다.

제어시스템 검증은 크게 하드웨어와 소프트웨어로 나누어 진행한다. 그 중 소프트웨어인 제어 알고리즘 검증은 많은 인력과 시간 투입을 필요로 한다. 때문에 검증시간 지연을 최소화하기 위해 검증에 필요한 구체적인 절차와 방법이 사전에 준비 제시되어야 한다.

본 논문에서는 시험발사체 발사대 고압가스공급설비와 제어시스템의 구성 그리고 제어기에 탑재된 주요 알고리즘을 간략히 소개한다. 검증 시험을 위한 준비절차와 단계별 방법을 서술하고, 최종 발사체 연계시험을 통한 주요 알고리즘 검증에 대한 시험결과도 제시한다. 또한 시뮬레이션 검증 수행 시 도출된 지연요인 분석과 지연 최소화 방안도 간략히 제시한다.

## 2. 본 론

### 2.1 시스템의 구성

시험발사체 발사대 고압가스공급설비와 제어시스템의 기본 구성은 Fig. 1과 같다. 제어시스템은 크게 운용자콘솔, 서버(스카다, 데이터베이스), 제어기로 구성된다. 제어기는 발사대동(Launch Building, LB)과 중앙공용동(Centralized Building, CB)에 위치하며, 스카다(Supervisory Control And Data Acquisition, SCADA) 서버와의 통신을 통해 발사관제소(Launch Control Center)나 현장운용실(Local Control Room) 운용자콘솔에서 설비의 상태를 감시하고 제어한다 [1, 2]. 고압가스공급설비는 고압가스를 저장하는 다수의 고압용기와 저장된 고압가스를 각 소요처로 분배 및 공급하는 조정패널(자동패널, 수동패널)로 구성된다[3, 4]. 제어시스템은 조정패널 중 자동패널을 원격지인 발사관제소나 현장운용실 콘솔에서 제어한다. 발사관제소는 발사 운용시 원격지에서 운용되는 제어실이며, 현장운용실은 발사대 현장의 설비 유지보수를 위해 구성된 운용 제어실이다.

### 2.2 알고리즘의 구성

고압가스공급설비 제어시스템에 탑재된 주요 제어알고리즘은 Table 1과 같다. 제어알고리즘은

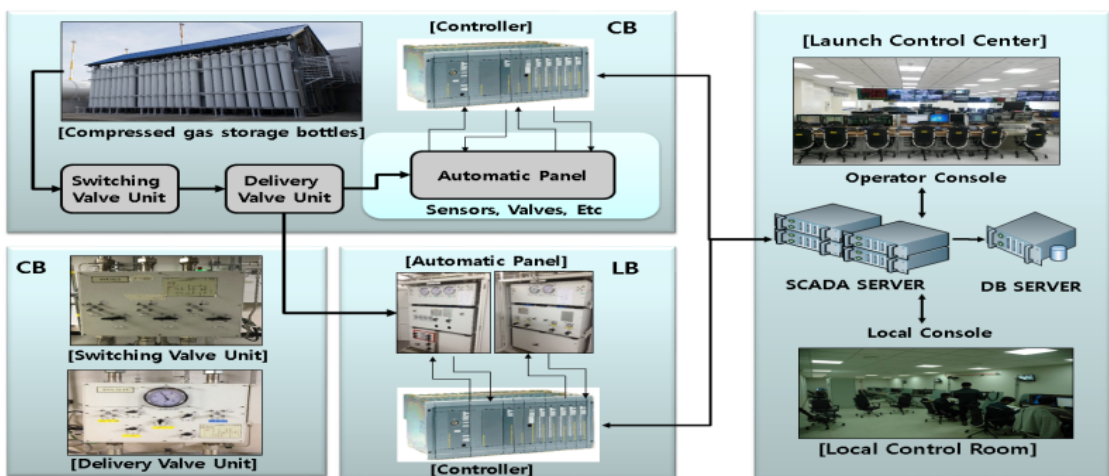


Fig. 1 Configuration of Control and Compressed Gases Supply Systems.

크게 발사체와 지상설비 공급관련 알고리즘으로 구분된다. 발사체용 가스공급 알고리즘은 발사체 밸브제어와 발사체 탱크 가압용 헬륨공급을 위한 용도이며, 지상설비용 가스공급 알고리즘은 다른 시스템 운용을 위한 공급과 화염유도로 냉각 시스템 구동 그리고 발사체 엔진 혼합방지실(Inter-Pump Seal, IPS) 퍼지용 질소가스 가열을 위한 용도이다[3, 4]. 이 외에도 히터, 밸브제어 알고리즘과 현장이 실제 운용되는 환경에서 동시에 시뮬레이션을 수행할 수 있는 기능을 포함한 Store-Restore 알고리즘 등을 포함하고 있다.

2.3 알고리즘 개발 및 시험단계

고압가스공급설비 제어시스템의 알고리즘 개발 및 시험단계는 Fig. 2와 같다. 알고리즘 시험은 제어기에 탑재된 시뮬레이션 소프트웨어를 이용해 이루어진다. 설치가 완료된 제어시스템의 알고리즘은 시뮬레이션을 통해 발사관제 1차 현장수락시험(Site Acceptance Test, SAT)과 2차 독립성능시험(Autonomous Test, AT)을 통해 검증을 수행한다. 검증이 완료되면 고압가스공급설비와의 현장 운용 연계시험을 통해 3차 검증이 이루어진다. 이후 발사대-발사체연계인증시험(Launch Complex Qualification Test, LCQT)을 통해 수차례의 모의시험(Dry Run Simulation)과 현장운용 연계인증시험을 통해 알고리즘 개발 및 검증을 최종적으로 완료한다. 검증이 완료된 알고리즘은 비행시험(Flight Test, FT)을 위한 용도로 고압가스공급설비 제어에 사용한다. 모든 시험은 알고리즘 동작 요구조건을 기준으로 오류가 발생하면 수정과 재시험을 통해 재검증을 수행하게 된다.

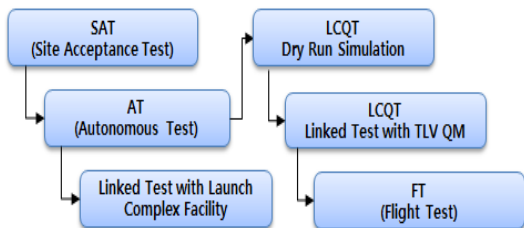


Fig. 2 Development and Test Sequence of Algorithms.

Table 1. Control Algorithms of a Compressed Gases Supply System.

No.	The Lists of Control Algorithms
1	Delivery of Gases to Launch Vehicle Algorithm
2	Cold Helium Charge/Discharge Control Algorithm
3	Delivery of Gases to Technological Equipment Algorithm
4	Gas Duct Cooling System Control Algorithm
5	Etc: - Heater/Valve Control Algorithm - Store/Restore Control Algorithm - Pressure/Temperature Sensor Monitoring Algorithm

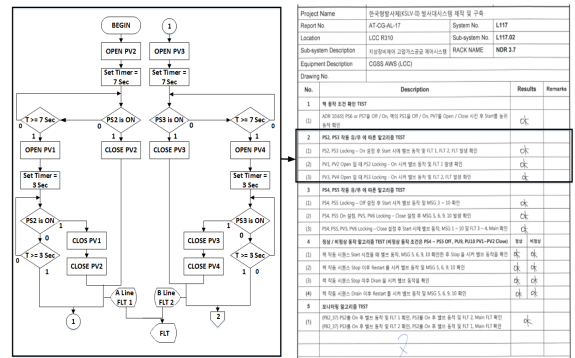


Fig. 3 Example of Control Flow Chart and Test Procedure [5, 6].

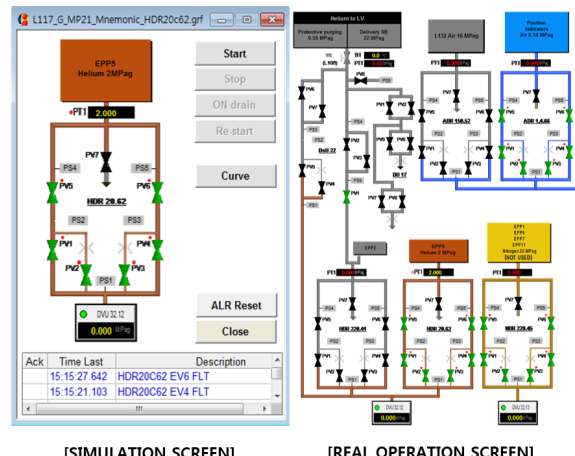


Fig. 4 Example of Simulation and Operation Screen.

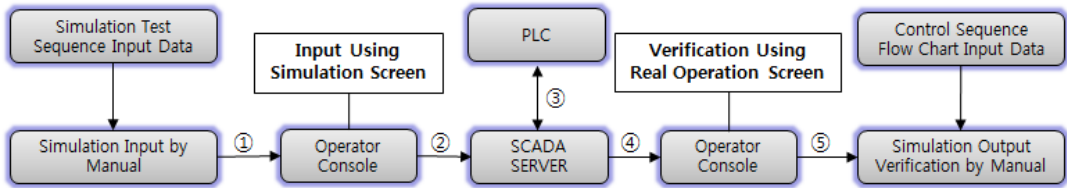


Fig. 5 First Procedure of Control Algorithm Verification.

2.4 검증시험 절차와 방법

Table 1에 제시된 각 알고리즘은 크게 네 단계의 검증시험 절차를 가진다. 첫 번째 단계는 제어시스템 자체 소프트웨어 시뮬레이터를 이용하여 검증하는 단계로, 현장수락시험 기간과 독립성능시험 기간이 이에 해당된다. 이 단계에서는 Fig. 3과 같이 플로우차트로 작성된 설계 기초 자료를 바탕으로 정상 또는 비정상 상황을 모사할 수 있도록 입력과 출력에 대한 시뮬레이션 모델을 시험 절차서로 작성하고 이를 기반으로 시험을 수행한다. 시뮬레이션 입력과 출력검증은 Fig. 4와 같이 운용자 콘솔의 시뮬레이션 화면과 실제 운용화면을 통해 수행된다. Fig. 5는 시뮬레이션을 통한 검증시험 절차로, 엔지니어가 시험 절차서를 기반으로 시뮬레이션 값을 입력하고 실제 운용화면을 통해 출력이 정상적으로 표시되는 지 확인하는 과정을 보여준다. 이때, 현장의 입출력 신호는 제어시스템의 시뮬레이션 운용모드 이용 시 차단 되도록 하였다.

두 번째 단계는 독립성능시험 기간 중 고압 가스공급설비와의 연계시험을 통한 검증시험이

다. 이 시험에서는 플로우차트 또는 시험절차서의 기본 정보에 따라 Fig. 6과 같이 현장의 고압 가스공급설비의 계기들이 정상적으로 동작하는지를 검증하는 단계이다. 이 단계에서 구동에 필요한 모든 외부 명령신호는 자체 모사신호를 이용하며, 고압가스공급설비 제어시스템 내부 명령은 실제 제어시스템 운용을 통해 수행한다. 첫 번째 단계의 시험절차와 다른 점은 현장의 고압 가스공급설비가 실제 가동 운용이 되며, 시스템에 무리가 되는 비정상 상황을 강제로 모사하는 운용 검증은 수행하지는 않는다는 점이다.

세 번째 단계는 발사체 전기적 점검 및 온보드 구성품 제어계측을 담당하는 발사준비제어계 (Preparation Automated Control System, PACS)와의 연계시험으로, 첫 번째와 두 번째 단계에서 모사 신호를 사용했던 외부 명령을 PACS로 부터 받는다. 이 시험은 LCQT 중 모의시험(Dry Run Simulation)에 해당된다. 이 단계에서는 발사체에 초저온 헬륨 공급과 발사체 엔진 IPS 퍼지 그리고 화염유도로 냉각시스템 구동에 대한 주요 알고리즘 재검증이 Fig. 7과 같은 절차로

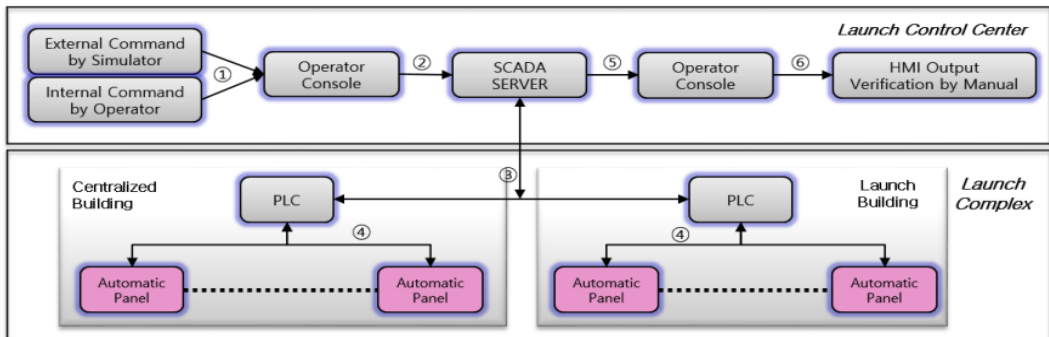


Fig. 6 Second Procedure of Control Algorithm Verification.

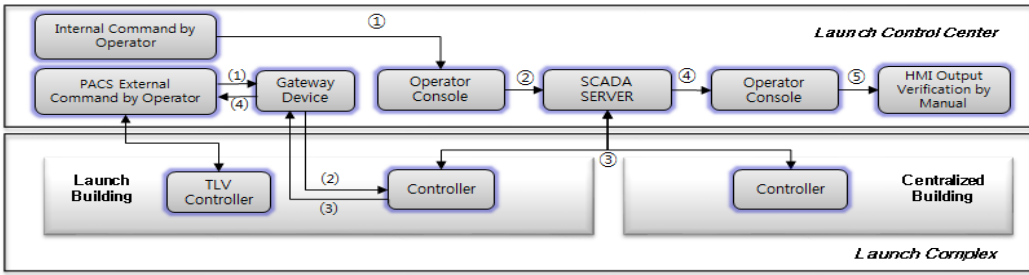


Fig. 7 Third Procedure of Control Algorithm Verification.

수행된다. 특히 화염유도로 냉각시스템 구동 알고리즘의 경우 발사 전 운용(Pre-Launch Operation, PLO) 구간에서 이륙감지(Lift-off Contact, LoC) -15초에 발생하는 PACS의 화염유도로 구동 명령과 LoC -8초에 발생하는 고압가스공급설비 제어시스템의 구동결과 응답신호가 정확히 송수신 되는지를 최종 점검하게 된다.

네 번째 단계의 검증시험은 Fig. 8과 같이 발사대 고압가스공급설비와 시험발사체 인증모델(Qualification Model, QM)이 실제 연계되는 시험단계이다. 이전 단계의 모의시험(Dry Run Simulation)을 통해 검증된 알고리즘을 현장 운용에 적용하여 검증하는 단계로 LCQT 중 실제 운용시험에 해당된다. 이 단계에서는 PACS의 명령에 따라 발사체 초저온 헬륨공급, 발사체 엔진 IPS 퍼지를 위한 가스가열 그리고 발사대 화염유도로 물 분사 가압에 대한 알고리즘과 현장설비의 동작 검증이 동시에 이루어진다. 고압가스공급설비 제어시스템 알고리즘은 상기의 네 단

계를 통해 비행시험(FT)을 위한 최종 검증을 완료하게 된다.

2.5 알고리즘 운용 절차 및 시험 결과

본 절에서는 Table 1에 제시된 주요 알고리즘 중 발사체 초저온헬륨 공급과 엔진 IPS 퍼지를 위한 가스 가열 알고리즘 그리고 발사대 화염유도로 물 분사 가압 알고리즘의 운용 절차와 수행결과를 LCQT의 연료/산화제 충전배출시험을 기준으로 설명한다.

초저온 헬륨의 충전 또는 배출하는 패널의 구성은 Fig. 9와 같고, 주요 알고리즘 운용 절차는 Fig. 10과 같다. 알고리즘은 정상 또는 비정상 상황에 따라 다르게 수행된다. 알고리즘에 따른 패널 구성품의 상세 동작절차는 충전명령에 따른 DsU(Delivery Supply Unit) 충전라인 개방과 중지 명령에 따른 충전라인 차단 그리고 DU(Delivery Unit) 밸브 개방을 통한 충전라인 해압이 Fig. 11과 같은 절차로 운용자 화면을 통해 실제 동작함을 검증하였다.

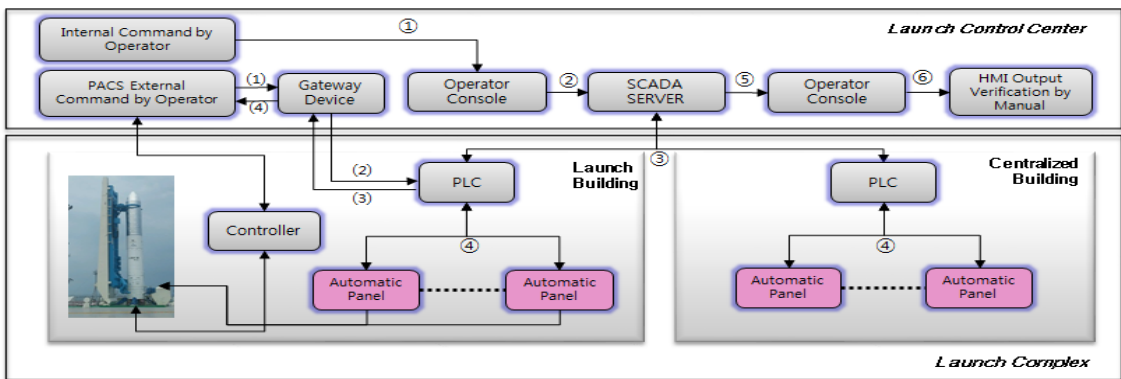


Fig. 8 Fourth Procedure of Control Algorithm Verification.

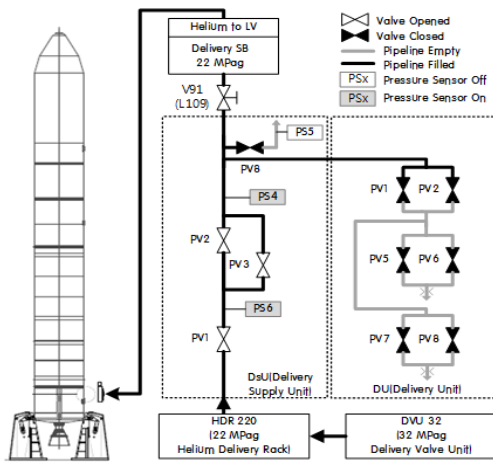


Fig. 9 Panel Configuration and P&ID of Cold Helium Fill-drain Line.

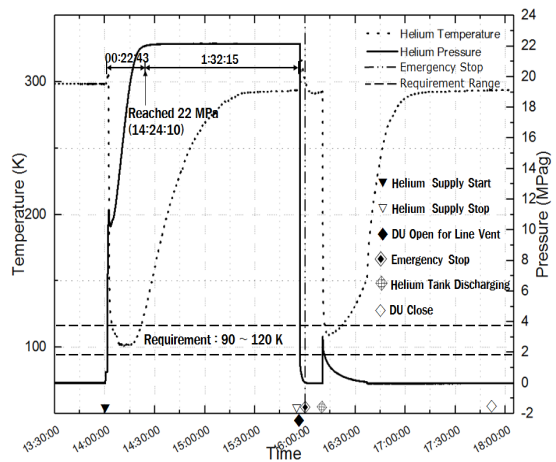


Fig. 12 Analysis Result of Cold Helium Filling and Drain [7].

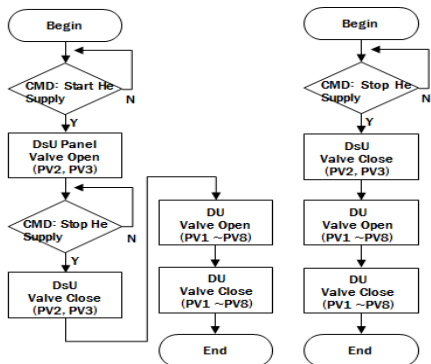


Fig. 10 Normal (Left) and Abnormal (Right) Operation Sequence [5].

LCQT 시험을 통해 정상 및 비정상 절차에 따른 운용시험의 분석 결과는 Fig. 12와 같다.

발사체 요구조건은 극저온(120 K) 헬륨 충전 시작을 기점으로 1시간 20분 이내에 22 MPa까지 발사체 내부 헬륨 탱크의 충전을 완료해야 한다[3, 4]. 충전명령 수신 후 충전 압 22 MPa까지 도달하는데 23분가량 소요되었고, 충전 중 온도는 90 ~ 120 K 으로 요구조건을 모두 만족하였다. 또한 비상정지(Emergency Stop) 명령 수신을 기준으로 약 10분 후 부터 발사체 내부 헬륨 탱크의 해압이 이루어짐을 확인하였다.

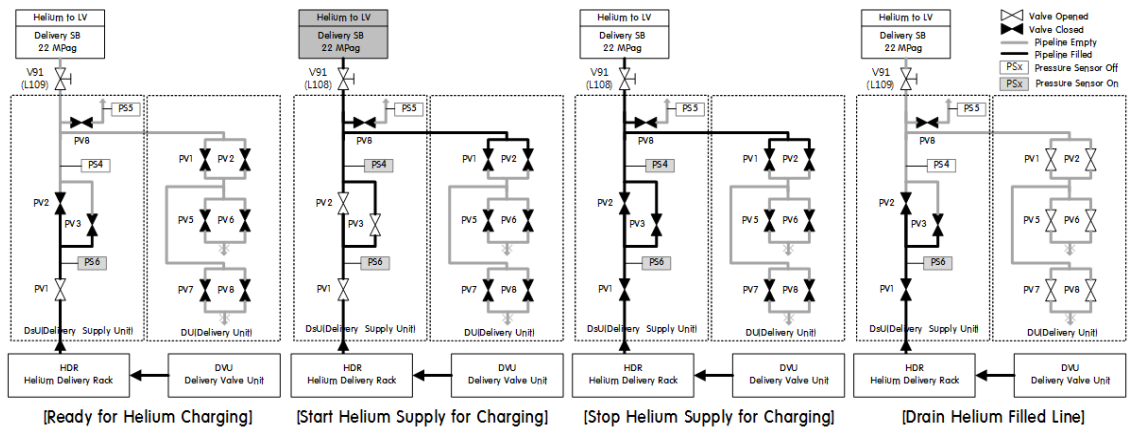


Fig. 11 Operation Sequence of DsU and DU Panel for Charging and Drain.

발사체 엔진 IPS 퍼지를 위한 고압가스공급설비의 패널과 히터 그리고 전자식유공압패널의 구성은 Fig. 13과 같다. 질소공급랙(Nitrogen Delivery Rack, NDR) 자동패널에서 공급되는 질소가스는 전자식유공압패널(Electro Pneumatic Panel, EPP)과 히터(Automatic Electrical Heater for Gas, AEHG)를 통해 가열된 질소가스가 발사체 엔진 IPS 퍼지에 사용된다.

발사체 엔진 IPS 퍼지를 위해 전자식유공압패널 제어시스템 Fig. 15와 같이 EPP 엔진 IPS 퍼지 라인의 개방 명령을 PACS로부터 수신 후 관련밸브(EV11, EV12, EV13, EV14)를 먼저 개방한다. 고압가스공급설비 제어시스템은 Fig. 14와 같이 PACS로부터 엔진 IPS 퍼지를 위한 Heater On 명령을 수신하면 Heater를 동작시킨다.

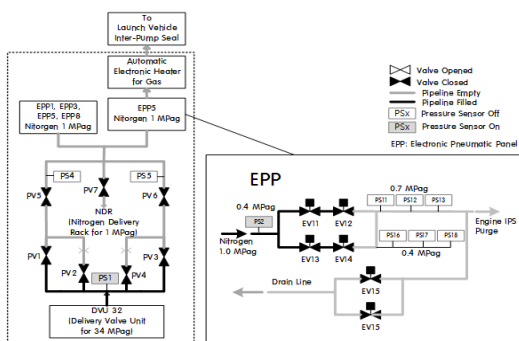


Fig. 13 NDR and EPP5 Panel E-IPS Purge Configuration.

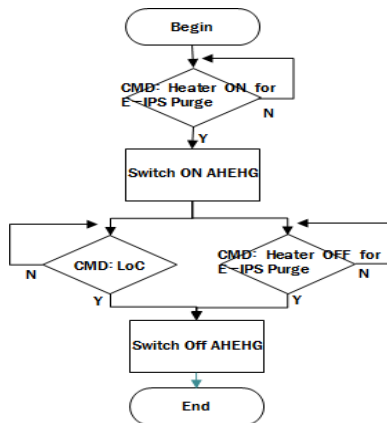


Fig. 14 Heater Operation Sequence [5].

중지명령은 발사체 이륙감지신호인 LoC 명령이나 Heater Off 명령을 수신하면 동작을 중지하게 된다. 발사체에 질소가스 공급요구조건은 압력  $1\pm 0.1$  MPa, 온도  $323\pm 10$  K을 만족해야 한다 [3, 4]. LCQT를 통해 정상 및 비정상 절차에 따른 운용시험을 분석한 결과는 Fig. 16과 같다.

정상 운용(Normal Operation) 조건에서는 질소가스 공급압력은 0.94 ~ 1 MPa이였으며, 온도는 326.15 ~ 332.15 K으로 요구 조건을 만족하였다. Fig. 16과 같이 비상정지(Emergency Stop)으로 인한 비정상 운용(Abnormal Operation) 조건에서는 EPP5 엔진 IPS 퍼지의 중단과 재시작으로 인해 온도가 요구조건을 벗어나는 구간이 존재함을 확인하였다.

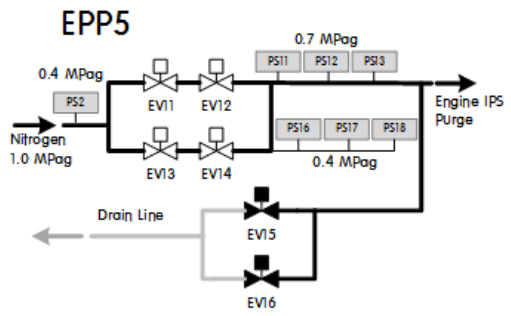


Fig. 15 Valve Open Status of EPP5 E-IPS Purge Line.

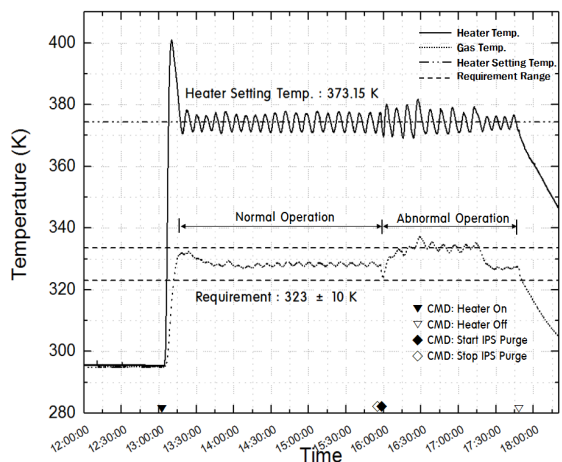


Fig. 16 Analysis Result of E-IPS Purge [7].

화염유도로 냉각시스템(Gas Duct Cooling System, GDCS)은 발사체 연소 후류로 인한 화염유도로 손상을 보호하기 위해 물 분사를 수행하는 역할을 한다[3, 4]. 물 분사 가압 알고리즘은 화염유도로 냉각시스템 가동을 위해 공압 공급 패널의 구동 용도로 사용된다. 화염유도로 냉각을 위한 전체 구성은 Fig. 17과 같다.

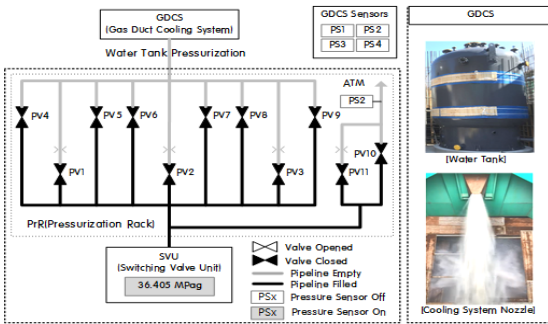


Fig. 17 Configuration of Pressurization Rack and GDCS.

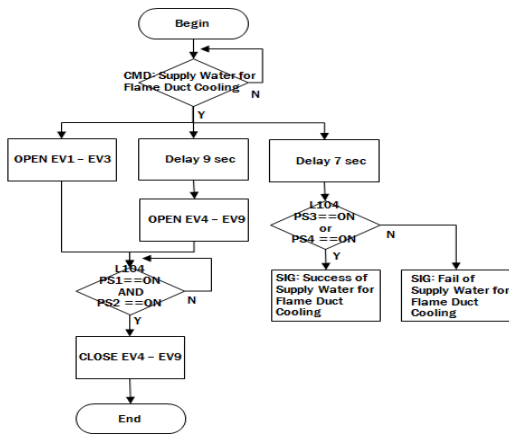


Fig. 18 Pressurization Rack Operation Sequence [5].

물 분사 가압 알고리즘은 Fig. 18과 같다. PACS 로부터 물 분사 명령을 수신하면 먼저 소유량 밸브 EV1~EV3까지 개방하여 냉각수 저장탱크를 일정 압력으로 가압한다. 7초 후 GDCS의 압력센서(PS3, PS4) 신호가 들어오면 PACS에 정상동작을 알리는 신호를 발신하게 되고, 9초 후 대유량 밸브 EV4 ~ EV9까지 개방을 수행하여 총 35.3초 동안 GDCS로 공압을 공급하게 된다. 물 분사 명령은 LoC -15초에 발생하고 -5초 전에 판단하여 정상 또는 비정상 동작신호를 발생해야 한다. 또한, 물 분사량은 LoC를 기준으로 엔진점화 시점인 -4초부터 +10초까지 450 liter/s를 분사해야 한다. Fig. 19는 물 분사명령 수신 후 방출되는 물 분사 량과 정상동작 신호의 전송시간을 나타낸다. 정상동작 신호는 LoC -7.373에 전송되었고, 물 분사 량도 기준 시간 내에 450 liter/s 이상 분사하여 제시된 요구조건이 만족됨을 보여주며, Fig. 20과 같이 가스 공급의 준비, 공급, 중지, 초기화 절차로 운용자 화면에서 물분사 가압랙(Pressurization Rack, PrR)과 냉각시스템이 정상 동작됨을 확인하였다.

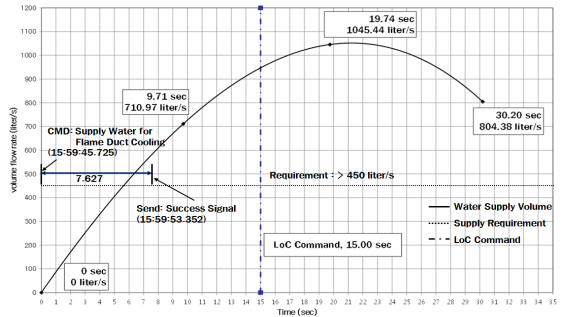


Fig. 19 Analysis Result of Gas Duct Cooling System [7].

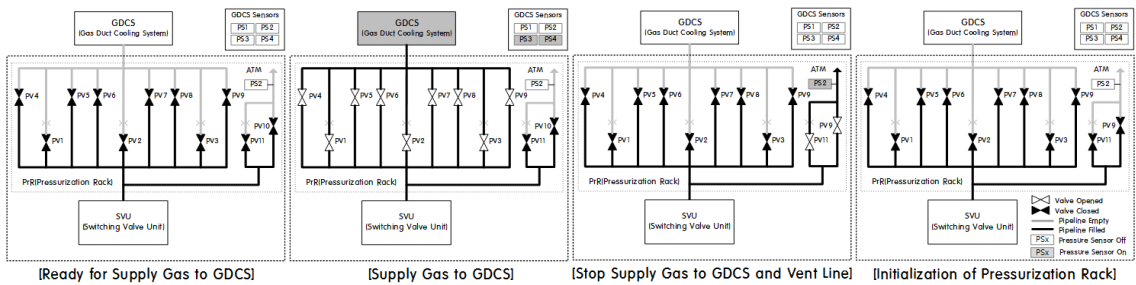


Fig. 20 Operation Sequence of Pressurization Rack and GDCS.



## 2.6 검증 지연요인 분석

알고리즘 검증을 수행하는 과정에서 시험을 지연시키는 다양한 상황이 발생할 수 있다. 실제 고압가스공급설비의 제어알고리즘 검증 시 기초 설계 자료인 플로우차트 오류나 프로그래머의 이해 부족으로 인한 코딩오류가 초기 검증 단계에서 다수 발생하였다. 또한 시험절차서 오류에 따른 시뮬레이션 입력 오류로 시험이 중단되거나 처음부터 검증시험을 재수행해야 하는 경우도 빈번하게 발생하였다. 이러한 오류들은 고압가스 제어알고리즘 검증 시 실제 검증 기간의 지연을 유발하는 대표적인 요인으로 확인되었다. 상기 오류들은 개발 초기 단계에서 설비 개발자와 제어시스템 개발자 간 상시 및 수시 충분한 알고리즘 검토를 통하여 최소화 할 수 있다. 그러나 시험절차서에 따른 시뮬레이션 입출력 검증은 모두 수작업으로 진행되기 때문에 다양한 휴먼 에러가 수반된다. 즉, 휴먼 에러를 최소화하기 위해서는 시험절차서의 명령과 검증을 자동으로 수행할 수 있는 스크립트 기반의 입출력 검증 툴의 개발이 필요할 것으로 판단된다.

## 3. 결 론

본 논문에서는 시험발사체 발사대 고압가스공급설비의 제어알고리즘 개발 및 시험 단계를 간략히 설명하고 알고리즘 검증시험 절차와 방법을 소개하였다. 그리고 고압가스공급설비 제어시스템의 제어알고리즘에 대하여 발사체-발사대연계인증시험 후 분석한 데이터를 통해 정상 동작되었음을 최종 검증하였다. 또한 검증 수행 과정에서 도출된 검증 기간의 지연 발생 요인에 대해 분석하고 지연 최소화 방안을 간략히 제시하였다.

고압가스공급설비와 제어시스템은 발사대 및 발사체 구동에 필요한 가스 공급을 수행해야 하므로 타 시스템보다 먼저 선행 개발 및 검증이 완료되어야 한다. 그러나 다양한 휴먼 에러에 의한 검증 시간의 지연은 전체시스템 개발 일정

지연의 직접적 요소가 될 수 있다. 따라서 향후 제어알고리즘 개발 검증 지연요인을 최소화하고 개발 기간 단축을 위한 구체적인 방안으로 자동화 검증 툴에 대한 연구를 수행 하고자 한다.

## References

1. An, J.C., Moon, K.R. and Oh, I.S., "Design and Implementation of Simulator of Launch Control System," *Journal of Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 44, No. 8, pp. 657-665, 2016.
2. Moon, K.R., An J.C., Jang J.T., Jung, I.H., Seo, J.H. and Ra, S.H., "Overview of Development of Launch Control System," *International Symposium of Space Launch Vehicle*, Daejeon, Korea, pp. 298-305, Dec. 2010.
3. Oh, H.Y., An, J.C., Kang, S.I. and Park, J.K., "Introduction to the Compressed Gas Supply System of KSLV-II Launch Complex," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 21, No. 1, pp. 91-97, 2017.
4. Oh, H.Y., An, J.C., Kang, S.I. and Park, J.K., "Introduction to the Compressed Gas Supply System of KSLV-II Launch Complex," *46th KSPE Spring Conference*, Jeju, Korea, pp. 656-661, May 2016.
5. Korea Aerospace Research Institute(KARI), "The As-Built Design Document of TLV LC," L2-DR-02055, 2017.
6. Korea Aerospace Research Institute(KARI), "The Report of LC AT Result," L2-TR-01971, 2018.
7. Korea Aerospace Research Institute(KARI), "The Report of LC QT Result Review," L2-RV-00247, 2018.