

발사체 추진제 탱크 수위 측정 및 제어 시스템 기초연구

신동순* · 한상엽** · 조인현*** · 이응신****

Fundamental Research on the Measurement and Control System of Level Sensor for Launch Vehicle Propellant Tanks

DongSun Shin*, SangYeop Han**, InHyun Cho***, EungShin Lee****

Keywords : Discrete Level measurement (불연속 수위측정), Continuous Level measurement (연속 수위측정), Capacitance (정전용량), Inductance (유도용량), Sensing element (감지부).

Abstract

Propellant consumption control for space launch vehicle can be achieved by propellant utilization system (PUS) and tank depletion system (TDS). In the course of developing new space launch vehicles, the main target of design is on reducing of space launch vehicle weight, which results in increasing both specific impulse and payload weight. The weights of space launch vehicles are generally allocated to structure, propulsion system, and propellants loaded. The quantity of propellants filled in propellant tanks may be estimated with the propellants actually consumed by propulsion system to complete its mission and the propellants left on-board at the time of engine shut-off. To minimize the remaining quantity of propellants on-board the supplying propellants' O/F ratio should be controlled from the certain time before engine shutdown. To control an O/F ratio, a control system, which accurately measures and compares the remainder of propellants in tanks and pipes, should be needed. This paper solely dedicates its contents to explore the merits and demerits of various level sensor, which is one of the important elements for PUS and TDS, and the transmission and control of signals within space launch vehicle.

1. 서론

새로운 우주 발사체 개발 단계에서 가장 큰 비중을 두는 설계 목표는 발사체 무게를 감소시켜 비행거리와 비추력을 증가시키는데 있다. 발사체 무게를 감소 시키기 위해서는 경량화된 재질을 사용하여 구조물을 제작하는 방법과 추진제 탱크의 연료 성분을 조절하여 잔류 추진제량을 최소화시키는 방법이 있다. 추진기관 연소 종료 직전까지 산화제와 연료의 혼합 비(O/F ratio)을 적절하게 제어하기 위해서는 탱크내의 추진제 유량을 연속적으로 측정하여 비교 할 수 있는 시스템(Propellant Utilization System, PUS)이 필요하다.

액체 추진기관 운용 시 추진제 혼합비는 $\pm 2-4\%$ 의 오차가 발생한다[1]. 또한 비행 중에 추진제 온도 편차와 추진제 혼합 부피 편차 및 추진제 실 사용량 편차가 발생할 뿐만 아니라, 다양한 종류의 외력의 작용으로 인하여 발사체 임수 수행 완료 전에 한 추진제 성분이 완전 소진될 가능성이 있다. 이와 같은 현상이 발생되지 않게 하기 위해서는 추진제 유량을 최적의 상태로 제어하기 위한 추진제 혼합비 제어 시스템 사용이 불가피하다. 추진제 혼합비를 제어하기 위해서는 엔진으로 유입되는 추진제 유량

을 측정하거나 추진제 탱크내의 수위 측정을 통하여 이루어 질 수 있다. 실제적으로 우주 발사체 시스템에서 가장 많이 사용되고 있는 추진제 혼합비 제어 방식은 유량을 연속적으로 측정할 수 있는 유량 소진 시스템을 사용하는 방법이다[2,3].

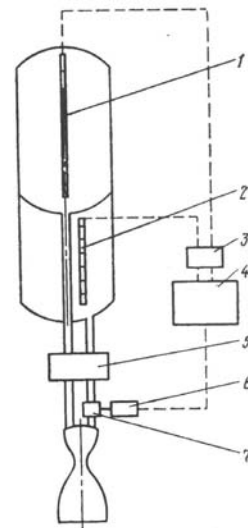


Fig. 1. Scheme of Propellant Utilization System (PUS):
1,2- Level sensor, 3- Amplifier, 4- Computer, 5- Turbo pump, 6- Actuator, 7-Throttle

* 한국항공우주연구원 추진제어팀, msepl@kari.re.kr

** 한국항공우주연구원 추진제어팀, syhan@kari.re.kr

*** 한국항공우주연구원 추진제어팀, ihcho@kari.re.kr

**** 레시너 코리아(주), sensor@rechner.co.kr

추진제 수위 측정 시스템의 구성은 Level sensor 와 신호 증폭 변환 및 유량 제어 밸브로 크게 나눌 수 있다 (Fig.1). 산화제 탱크와 연료 탱크에서 측정된 수위 신호는 온보드 컴퓨터로 전달되어 신호 값을 비교하여 유량 차이를 계산한다. 신호 비교 분석 후에 명령 신호를 형성하며, 터보펌프 후단의 배관에 설치된 유량 제어 밸브를 조절하여 추진제 유량을 제어한다.

추진제 충전과 배출 및 보관 시에 탱크내의 추진제 검사 측정 방법에는 불연속 수위 측정 (Discrete Level Measurement) 방법과 연속 수위 측정 방법 (Continuous Level Measurement)이 있다. 불연속 수위 측정 시스템의 센서는 감지부(sensing element)가 추진제가 통과하는 순간 신호를 발생시켜 수위를 측정한다. 연속 수위 측정 시스템은 탱크 전체 길이 혹은 탱크 일부분의 수위를 측정한다.

본 논문은 발사체에서 수위 측정 시에 많이 사용되고 있는 정전용량식(Capacitance)센서와 유도용량식(Inductance)센서 및 초음파(Ultrasonic) 센서 동작원리, 주요 센서의 문제점들을 소개하고자 한다.

2. 추진제 수위 측정 시스템

2.1 추진제 수위 측정 시스템 요구 사항

발사체에 사용되는 추진제 수위 측정 시스템은 다음과 같은 요건을 만족하는 시스템으로 구성이 되어야 한다:

i) 센서는 모든 시스템 운용 조건에서 $\pm(1-2\text{mm})$ 범위 내에서 수위 측정이 이루어져야 하므로 센서 감지부의 수위와 계측 시스템이 정확해야 한다.

ii) 추진제의 경계 표면에는 교란된 헬륨가스와 액체상이 동시에 존재한다. 충전 시에 예열된 추진제는 탱크 내에서 15-30cm 높이까지 분포될 수 있으므로, 이러한 조건하에서 센서의 감지부가 동작할 수 있도록 설계되어야 한다.

iii) 측정 시스템의 신뢰도 보장은 구조와 설계 과정에서 도출된 정확한 파라미터 선택과 이중화 시스템을 적용하여 시스템을 안정화 한다.

iv) 추진제가 측정 시스템의 감지부와 접촉 시에 최대한 시간 내에 신호를 발생시킬 수 있도록 센서의 동작 원리 선택이 중요하다.

v) 비행 중에 추진제 맥동 현상으로 인하여 감지부에서 동공(cavitation) 현상이 발생하고 이로 인한 허상의 신호를 발생 시켜서는 안 된다.

vi) 탱크 내에서 감지부는 액체 표면과 접촉되어야 하며, transmitter 는 탱크 외부에 설치해야 한다. 극저온 추진제에서 사용되는 센서는 유체 저항이 적어야 하며, 유동 교란이 최소화되어야 한다. 또한 탱크 내에서 센서 장착 시 헬륨 가압가스에 의한 가열과 진동 및 발화 위험성을 고려해야 한다.

vii) 수위 측정 시스템의 불량으로 인한 발사체 사고가 발생되지 않도록 설계되어야 한다.

2.2. 수위 측정 센서 분류 및 동작 원리

기존 발사체에 사용되는 수위 측정 시스템의 경우 수위 측정 수준 정확도를 향상시키기 위해서는 아날로그형 센서를 조밀하게 배치하여 해당 센서의 감지부에 액체가

도달했을 때 액체 면의 수위 변화를 연속으로 감지한다. 그러나 이러한 경우 정밀한 출력을 얻기 위해서는 더 많은 센서를 조밀하게 배치해야 하고, 센서들 사이 공간에 액체가 도달하면 감지를 제대로 하지 못해 출력 값이 계단처럼 불규칙하게 나온다 (Fig.2.a). 모든 센서에서 나오는 출력을 한곳으로 모으기 위해서는 센서에서 나오는 전선의 수가 많고 각각 신호를 받아들이는 인터페이스 규모도 상당해야 하므로 유량을 계산하거나 제어하기에 적합하지 않다[4].

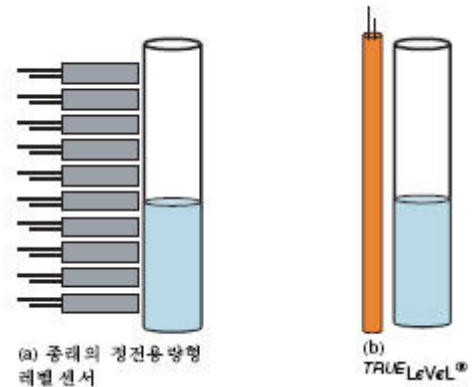


Fig. 2. Type of propellant level sensor

기존 방식의 수위 측정 시스템의 단점을 보완하고 극저온 유체 등과 같은 수위 면의 경계가 불명확한 유체의 수위를 측정하기 위한 새로운 방식의 수위 측정 시스템이 요구 된다(Fig.2.b). 이를 위하여 일반적으로 발사체에 적용될 수 있는 감지부의 동작 원리 방식에 따른 수위 측정 시스템을 살펴보면 Fig. 3 에서와 같이 분류할 수 있다.

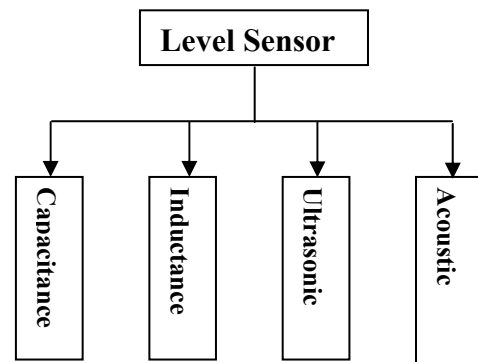


Fig. 3. Classification of level sensor

유도용량식(Inductance) 센서의 동작 원리는 floater 가 코일 부분을 통과할 경우 감지부의 전기적 변화를 감지하여 측정하는 방식이다. 기밀을 유지하는 배관을 따라 움직이는 플로터(floater)의 재질은 전기 침투력이 강한 금속을 사용한다. Fig. 4 에는 센서를 구성하고 있는 회로를 나타내어 있으며, 플로터가 추진제 수위 부분을 이동할 경우 회로의 유도 용량 값이 변화하여 전기 회로의 출구 부분에 전기 신호가 생성된다. 감지부를 기준으로 플로터 위치 변화에 따른 출력 전압 변화 곡선이 Fig. 5 에 나타내어져 있다.

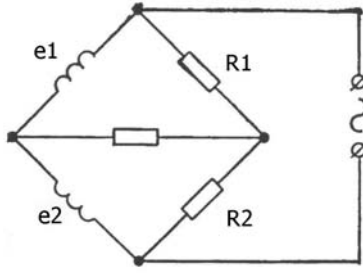


Fig. 4. Electric circuit of inductance sensor:
e1,e2- Sensing element, R1,R2- Resistance

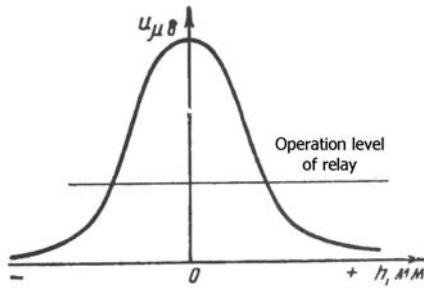


Fig. 5. Output voltage according to the location of sensing element.

유도용량식 센서의 단점은 플로터와 탱크 내에 설치된 중심봉 간의 조립 공차와 극저온 추진제의 물리적 성질에 의하여 플로터가 상하로 이동하지 않아 측정이 불가능해질 수 있다. 따라서 이러한 단점을 보완하기 위하여 정전용량식 센서를 사용한다.

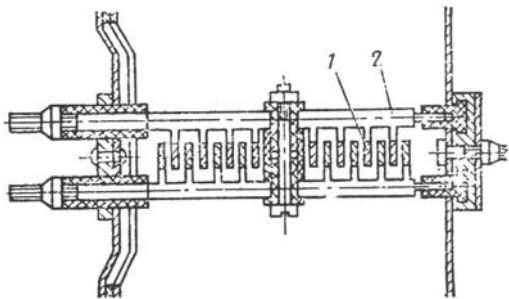


Fig. 6. Sensing element of capacitance sensor:
1 - Condenser plate, 2 - Board

정전용량식 센서의 동작 원리는 액상에서 기상 혹은 기상에서 액상으로 이동할 때 감지부의 전기 용량 변화를 기초로 하여 신호를 생성한다. 감지부는 콘덴서의 전기 집진 원리를 이용하는 방식이며, 모든 소자의 배열은 평행하게 배치되어 있다(Fig. 6). 일반적으로 정전용량식 센서는 유도용량식 센서와 유사한 전기회로를 사용한다.

정전용량식 센서 감지부에 액체가 존재할 때와 존재하지 않을 때의 전기장 분포가 Fig. 7 에 나타내어져 있다.

정전용량식 센서는 발사체 비행 중에 가스발생기의 가스를 이용하여 추진제 탱크를 가압할 경우 연소 가스 성분 중에 탄소 입자나 탄화 계열의 입자에 의하여 회로의 불균형이 발생하여 추진제 탱크내의 수위를 측정할 수 없는 단점이 있다. 이러한 현상을 제거하기 위해서는 가압

가스의 유해 물질이 감지부로 들어 가는 것을 방지 해야 하며 이럴 경우 센서 구조가 복잡해 진다.

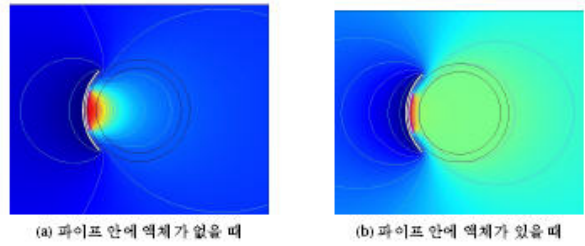


Fig. 7. Electric field distribution according to the existence of liquid.

초음파를 이용하는 센서의 동작원리는 액체-가스 및 금속-가스 및 금속-액체의 경계 면에서 초음파 진동 반사 계수 값의 차이를 이용하는 방식이다. 두 개의 매질 경계면에서 초음파 진동 반사는 다음 특성 값과 깊은 관련이 있다.

$$K = \frac{C_1 \rho_1 - C_2 \rho_2}{C_1 \rho_1 + C_2 \rho_2} \quad (1)$$

여기에서

ρ_1, ρ_2 - 매질 밀도

C_1, C_2 - 매질에서 초음파 진동 확산 속도

$C_1 \rho_1, C_2 \rho_2$ - 매질의 음향 저항 (Acoustic resistance)

초음파 진동을 발생 시키는 부분은 압전 소자 (Piezoelectric element)를 사용한다. 진동 발생기의 압전 소자는 임펄스 발생기(impulse generator)를 이용하여 교란시킨다. 매질을 통과한 진동은 압전 소자에 전달되어 필요한 신호로 변환 된다. 초음파 발생기와 수신기 사이에 가스 혹은 액체가 없을 경우 신호가 없어진다.

위에서 고찰한 감지부의 작동 원리 외에도 동위 원소법을 이용하여 추진제 탱크내의 수위 측정을 하는 방법이 있으나 발사체 분야에서는 잘 사용하지 않는다[5].

2.3 추진제 충전 량 측정 시스템

발사체 시스템의 추진제 충전은 일정한 유량으로 추진제 탱크를 채우는 것이 기본 원칙이다. 온도와 추진제 종류의 변화에 따라 충전량의 부피가 달라짐으로써 추진제 탱크내의 수위가 변화한다. 이러한 문제를 제거하고 신뢰성을 높여 측정할 수 있는 방법은 많은 센서들을 이용하여 수위 측정을 하는 것이다.

수위 측정 제어시스템은 탱크내의 추진제 수위 측정과 신호 전달 및 수위 계산을 수행하기 위하여 원격 제어 장치로 구성된다.

충전 과정에서 제어 시스템은 다음과 같은 4 개 신호를 제공한다.

- i) 일정 수준의 충전 단계에서 추진제 공급 속도 감소
- ii) 지상 장비 측에 충전 유량 감소
- iii) 충전 량의 정확도를 향상시키기 위한 충전 중단

iv) 비상 사태 발생 시 지상 장비 펌프 중단

추진제 탱크 얼리지 부피(Ullage volume) 변화와 수위 측정 제어 시스템이 Fig. 8 에 나타내어져 있다. 측정 시스템에서 사용되는 유도 코일 사이의 간격 결정은 측정 요구 범위와 측정 허용 오차 범위 내에서 결정한다. 일반적으로 추진제 충전량 측정 범위는 200~1,500mm 이며, 10~60mm 범위 내에서 코일을 설치한다[1].

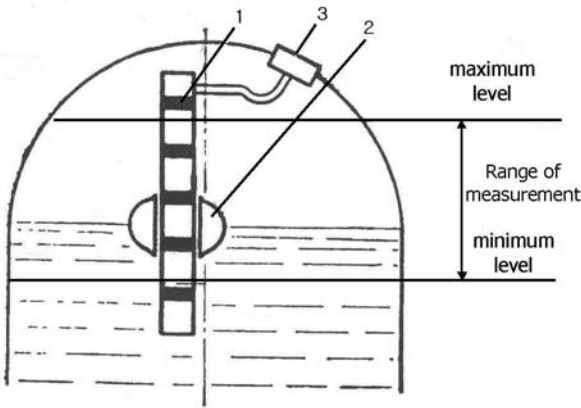


Fig. 8. Control system of propellant tank filling (float type):
1 - Inductive coil, 2 - Floater, 3 - Transmitter

플로터가 추진제 탱크 내에 설치된 봉을 따라 이동할 때 코일에서 발생하는 신호 형태는 Fig. 5 와 같다. 플로터를 두 개 코일 사이의 일정 거리에 위치하면 플로터가 두 개의 코일에 미치는 영향은 같다. 플로터가 코일 중간 위치로부터 멀어지면 한 개 코일의 유도 용량 값은 증가하며, 다른 코일의 유도 용량 값은 감소한다. 플로터의 위치가 측정하고자 하는 추진제 수위 점과 일치할 때 최대 유도 용량 값을 발생 시켜 추진제의 위치를 파악할 수 있는 원리이다.

유도용량식 센서의 원리를 이용할 경우 발생할 수 있는 오차는 다음과 같다.

- i) 제작 결함으로 인한 플로터 중심선과 측정 봉의 변위
- ii) 플로터 구조무게 편차에 의한 중심선의 위치 변위
- iii) 추진제 탱크내의 센서와 센서내의 코일 설치 문제
- iv) 코일 자장 크기와 측정 봉에 의한 신호 변형
- v) 추진제 밀도 변화에 따른 floater 중심선 이동
- vi) 신호 증폭-변환기 동작 영역 변화
- vii) 측정 회로의 공급 전력 및 주파수 변동으로 인한 신호변형

2.4 추진제 유량 소진 제어 시스템

발사체 추진기관의 유량 소진 제어 시스템은 다음과 같은 사항을 고려하여 설계되어야 한다.

- i) 추진기관 종료 시점에서 잔류 추진제 량 최소화
- ii) 추진제 혼합비 계수가 추진기관에서 규정 값 이하
- iii) 제어 시스템 경량화
- iv) 높은 신뢰도 보장

추진제 탱크내의 수위를 연속적으로 측정하여 비교하기 위해서는 디지털 방식의 출력 신호 보다는 아날로그

방식의 신호를 이용하는 것이 더 효율적이다. 유량 제어 시스템의 구성은 Fig. 1 에 나타낸 방식과 같다. 유량 소진 시스템 변수 계산시 다음과 같은 추진제 탱크내의 수위 측정 요인을 고려해야 한다.

- i) 추진제 온도와 밀도변화
- ii) 센서 감지부의 설치 편차
- iii) 유량 변화 시 센서 감지부의 동작 불안정성
- iv) 추진제 맥동 억제 장치
- v) 발사체 측면에 작용하는 외력의 작용으로 인한 교란 발생에 의한 맥동 평균값 측정

비행 중에 탱크내의 추진제 표면에 맥동 현상 발생으로 인하여 측정 오차를 증가하기 때문에 이러한 현상을 해결 하기 위한 방법은 탱크 중심축 측정 봉에 특수 Damper 를 설치한다. 한다.

3. 결론

본 논문에서 고찰한 기존 센서들의 문제점들을 개선하고, 정밀한 수위 측정을 하기 위한 방법으로 근접형 정전용량식 3-way 방식의 센서를 개발 하는 것이다. 이러한 센서 방식을 이용할 경우 측정 시스템 무게 감소와 측정 값 정확도가 향상되어 전체적으로 발사체 시스템 신뢰도가 증가 될 것으로 예상된다.

후기

본 연구는 과학기술부 특정연구개발사업인 소형위성 발사체 (KSLV-I) 개발사업의 일환으로 수행되었으며 지원에 감사 드립니다.

참고 문헌

- [1] Chellomiya, V. N., 'Pneumohydraulic Systems of Propulsion System with Liquid Propellant Rocket Engines (Пневмо-Гидравлические Системы двигательных установок с жидкостными ракетами двигателями),' Mashnostroenie (Машиностроение), 1978, 240p.
- [2] Glikman, B. F., 'Automatic Regulation of Liquid Propellant Rocket Engines (Автоматическое регулирование жидкостных ракетных двигателей),' Mashnostroenie (Машиностроение), 1974, 396p.
- [3] Stermin, L. E., 'Basics of Gasdynamics of Two-Phase Flows in Nozzles (Основы газодинамики двухфазных течений в соплах),' Mashnostroenie (Машиностроение), 1974, 212p.
- [4] Rechner Korea, User manual, 2008, 12p.
- [5] Rudanovsky, A. A. and D. P. Krez, 'Radioisotope Methods of Control and Measurement of Level (Радиоизотопные методы контроля и измерения уровней),' M. Atomizdat (М. Атомиздат), 1967, 135p.