

# 액체로켓 추진기관에서의 극저온 추진제 탑재량 및 잔류량 예측기법

조남경\* · 한상엽\* · 김영목\*

## Establishment of cryogenic propellant loading mass and estimation of residual propellant mass

Nam-Kyung Cho\* · Sang-Yeop Han\* · Young-Mog Kim\*

### ABSTRACT

Propellant remains as outage at engine shutdown contributes no useful impulse to the rocket and produces an unwanted increase in burnout weight. Minimization of outage, is therefore is a basic consideration in attaining the maximum performance capability of any bipropellant liquid rocket. This paper present the calculation procedures of outage and optimum loading propellant mass. And some control methods and measurement techniques for outage are presented.

### 초 록

액체로켓 추진기관의 극저온 추진제는 추진제 탑재 및 지상운용, 발사과정에서의 밀도변화와 탑재 시 설정된 공연비와 실제 연소 시 적용된 공연비의 차이를 고려하여 탑재되어야 한다. 연소 및 중단 시 탱크에 남아있는 잔류 추진제의 양을 정확히 파악하고 최소화 하는 것은 발사체 전체 성능 및 신뢰성을 향상시키기 위해 매우 중요한 사항이다. 본 논문에서는 극저온 추진제인 액체산소의 탑재량 설정과 잔류추진제를 예측하는 절차와 기법을 제시한다. 충전, 대기, 선 가압, 비행의 전 단계에 걸쳐 액체산소의 온도 변화에 따른 밀도변화를 예측하여 필요한 탑재량을 예측하였으며, 연소 시 설정 공연비와 실제 공연비에 차이에 대한 계측 방법 및 제어기법을 제시한다. 또한 제시된 절차 및 방법을 1등급 액체추진기관의 경우에 대하여 적용하여 추진제의 탑재량 및 잔류량을 계산하고 적절한 제어방안을 제시한다.

Key Words: Propellant(추진제), Outage(잔류량), Mixture Ratio(공연비), Bi-Propellant(이원추진제)

### 1. 서 론

이원 추진제(bipropellant)를 사용하는 발사체 시스템의 성능을 향상시키기 위해서는 연소 및 중단 시 탱크에 남아있는 잔류 추진제의 양이 최소화되어야한다. 연소 종료 시 남아있는 잔류 추

\* 한국항공우주연구원 추진제어그룹  
연락처자, E-mail: cho@kari.re.kr

진제는 로켓의 추진력을 발생시키는데 있어 기여 되지 못하고 중단 시 공허중량을 증가시키기 때문이다. 잔류추진제는 탑재된 추진제의 공연비 ( $MR_L$ )와 실제 엔진에서 연소된 추진제의 공연비 ( $MR_B$ )의 차이 때문에 발생하게 된다[1]. 탑재추진제의 공연비와 연소되는 추진제를 일치시키기 위한 방법으로 일반적으로 두 가지 방법이 적용된다. 첫 번째 방법으로 보정시스템(calibrated system) 기법이 있으며, 연소되는 추진제의 양을 예측하여 탑재량을 이에 맞추는 방법이다. 이 방법은 별도의 하드웨어가 소요되지 않아 간편하게 적용될 수 있으나 연소되는 추진제의 공연비와 탑재되는 추진제의 양을 반복성 있게 예측하는데 있어 어려움이 있다. 두 번째 방법으로 연소 중 남아있는 추진제의 양을 계속적으로 측정하여 엔진에서 연소되는 추진제의 공연비를 조절하여, 연료와 산화제가 동시에 소모되게 하는 방법이다. 이 방법은 추진제 활용 시스템(propellant utilization system) 기법으로 불리며 발사체에 제어를 위한 장치가 부착되어야 한다. 추진제 사용 시스템(propellant utilization system, PU system)이 적용될 경우에도, 보정시스템(calibrated system)에 대한 정교한 해석이 수행되어야 하며 이는 적용될 제어 시스템에 대한 요구조건 설정을 위해 반드시 필요하다. 따라서 본 연구에서는 PU 시스템의 하드웨어의 요구조건 설정을 위하여 추진제 탑재량을 최적화 하는 방법을 제시하는 것을 목표로 하였다. 탑재 시 각 오차요인을 분석하였으며 확률적 처리를 통하여 최적 탑재량을 도출하였다. 또한 위의 절차 및 방법을 1단급 액체추진기관이 경우에 대해 적용하여 결과를 도출하였다.

## 2. 보정시스템 기법

### 2.1 대상 추진시스템

본 연구의 대상 추진시스템 규격을 Table 1에 제시하였다. 액체산소와 케로신의 2원 액체추진기관으로서 연소 시 추진제 당량비를 2.4로 설정하였다.

Table 1. Specification of Launch System

No	Item	Value
1	Nominal predicted $\overline{MR_B}$	2.4
2	Total usable oxidizer volume	29.81 m <sup>3</sup>
3	Total usable fuel volume	17.7 m <sup>3</sup>
4	Nominal oxidizer density	1140 kg/m <sup>3</sup>
5	Nominal fuel density	800 kg/ m <sup>3</sup>

위에서 설정한 규격에 대하여 잔류 추진제가 발생할 수 있는 요소를 Table 2와 같이 설정하였다. 엔진의 연소 추진제 당량비의 반복성, 추진제 충전 부피 등의 오차에 대해서는  $3\sigma$ 에 해당하는 변화량을 설정하였고[1][2], 탱크 얼리지 압력변화 및 연료/산화제의 온도 변화에 대해서는 실제 1단급 발사체 규격을 참조하였다. 극저온 산화제의 경우 대기, 선가압, 비행 과정에서 외부로부터의 열투입에 의해 온도가 지속적으로 상승하게 된다. 이는 가장 큰 오차 요인으로 Fig. 1과 같이 비행 종료 시 93.3 K 정도까지 온도가 상승하게 된다. 이것은 실제 대기압에서 충전 시 포화온도에 해당하는 90.2 K에 대하여 오차요인으로 반영된다.

Table 2. Components of Outage

No	Item	Value
1	Engine mixture ratio repeatability	$\pm 1.5\%$
2	Propellant volumetric load	$\pm 0.5\%$
3	Tank pressure	$\pm 5$ psi
4	Fuel temperature	$\pm 1$ K
5	Oxidizer temperature	$\pm 3.1$ K

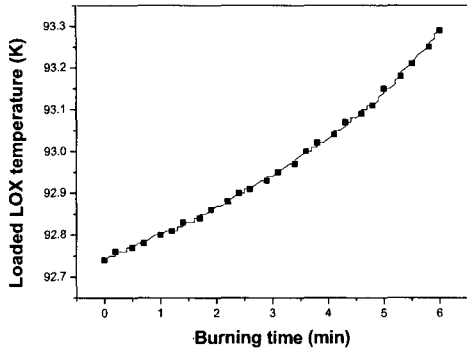


Fig. 1 LOX Temperature Rise during Flight

## 22 잔류 추진제 분석

각 오차 요인들이 잔류 추진제에 미치는 영향은 탑재 당량비와 연소 당량비의 비  $\lambda = MR_L/MR_B$ 의 변화량으로 정량화 한다.

### 221 엔진 연소 시 추진제 당량비 오차

엔진 연소 시 추진제 당량비의 변화량  $\Delta MR_E$ 은  $\Delta MR_B$ 에 영향을 미친다.  $\Delta\lambda$ 는 Eq. 1과 같이 표현된다[3].

$$\Delta\lambda = -\frac{1}{MR_B} \frac{\partial MR_B}{\partial MR_E} \Delta MR_E \quad (1)$$

$\partial MR_B/\partial MR_E = 1.0$ 의 가정과 Table 2의 엔진 추진제 당량비 변화량에서  $\Delta\lambda = \pm 0.015$ 로 계산된다.

### 222 연료 충전 부피 오차

연료 충전 부피 변화량  $\Delta V_F$ 는  $MR_L$ 에 영향을 미친다.  $\Delta\lambda$ 는 Eq. 2와 같이 표현된다.

$$\Delta\lambda = \frac{1}{MR_B} \frac{\partial MR_L}{\partial V_F} \Delta V_F \quad (2)$$

Table 2의 연료 충전 부피 변화량에서  $\Delta\lambda = \pm 0.005$ 로 계산된다.

### 223 산화제 충전 부피 오차

산화제 충전 부피 변화량  $\Delta V_O$ 는  $MR_L$ 에 영향을

미친다.  $\Delta\lambda$ 는 Eq. 3와 같이 표현된다.

$$\Delta\lambda = \frac{1}{MR_B} \frac{\partial MR_L}{\partial V_O} \Delta V_O \quad (3)$$

Table 2의 산화제 충전 부피 변화량에서  $\Delta\lambda = \pm 0.005$ 로 계산된다.

### 224 연료 가압 압력 오차

연료 가압 압력 오차  $\Delta P_F$ 는  $MR_B$ 에 영향을 미친다.  $\Delta\lambda$ 는 Eq. 4와 같이 표현된다.

$$\Delta\lambda = -\frac{1}{MR_B} \frac{\partial MR_B}{\partial P_F} \Delta P_F \quad (4)$$

엔진 데이터로부터 공연비와 연료측 터보펌프 유입압력의 관계는 Eq. 5와 같이 표현된다.

$$\frac{\partial MR_B}{\partial P_o} = \frac{-0.0015}{psi} \quad (5)$$

Table 2의 연료 가압 압력 오차 데이터로부터  $\Delta\lambda = \pm 0.0038$ 로 계산된다.

### 225 산화제 가압압력 오차

산화제 가압압력 오차  $\Delta P_o$ 는  $MR_B$ 에 영향을 미친다. 이 때  $\Delta\lambda$ 는 Eq. 6과 같이 표현된다.

$$\Delta\lambda = -\frac{1}{MR_B} \frac{\partial MR_B}{\partial P_o} \Delta P_o \quad (6)$$

엔진 데이터로부터 공연비와 산화제측 터보펌프 유입압력의 관계는 Eq. 7과 같이 표현된다.

$$\frac{\partial MR_B}{\partial P_o} = \frac{\pm 0.0025}{psi} \quad (7)$$

Table 2의 산화제 가압압력 오차 데이터로부터  $\Delta\lambda = \pm 0.0063$ 로 계산된다.

### 226 연료 온도 오차

연료의 온도오차  $\Delta T_F$ 는  $MR_B$ 과  $MR_L$  양쪽에 영향을 미친다.  $\Delta\lambda$ 는 Eq. 8과 같이 표현된다.

$$\Delta\lambda = \frac{\frac{\partial MR_L}{\partial T_F} - \frac{\partial MR_B}{\partial T_F}}{MR_B} \Delta T_F \quad (8)$$

케로신의 밀도는 통상적으로 약 1%/10 °C 의 변화율을 보인다. 따라서 온도와 밀도의 관계는 Eq. 9와 같다.

$$\frac{\partial \rho_f}{\partial T_F} = -0.8 \quad (9)$$

엔진 데이터로부터 공연비와 연료측 밀도와의 관계는 Eq. 10과 같다.

$$\frac{\partial MR_B}{\partial \rho_f} = -0.00379 \quad (10)$$

Table 2의 연료 온도 오차 데이터로부터  $\Delta\lambda = \pm 0.00222$  로 계산된다.

### 2.2.7 산화제 온도 오차

산화제의 온도오차  $\Delta T_o$ 는  $MR_B$ 과  $MR_L$  양쪽에 영향을 미친다.  $\Delta\lambda$ 는 Eq. 11과 같이 표현된다.

$$\Delta\lambda = \frac{\frac{\partial MR_L}{\partial T_o} - \frac{\partial MR_B}{\partial T_o}}{MR_B} \Delta T_o \quad (11)$$

산화제의 밀도는 통상적으로 약 1% / 2 °C 의 변화율을 보인다.

$$\frac{\partial \rho_o}{\partial T_o} = -5.7 \quad (12)$$

엔진 데이터로부터 공연비와 연료측 밀도와의 관계는 Eq. 13과 같다.

$$\frac{\partial MR_B}{\partial \rho_f} = 0.00268 \quad (13)$$

Table 2의 산화제 온도 오차 데이터로부터 추진제 당량비 변화량은  $\Delta\lambda = \pm 0.005$  로 계산된다.

### 2.3 결과 종합 및 최적 당량비율 분석

앞에서 열거한 각 잔류 추진제 발생요소에 대한 결과를 Table 3에 종합하였다. 각 요소들의 변화량은 정규분포표에서  $3\sigma$ 에 해당하는 값으로 설정하면 RMS (Root Mean Square) 로 0.0189로 계산되었다.

Table 3. Results of Outage Calculation

No	Item	Value	Effect on $\lambda$
1	Engine mixture ratio repeatability	$\pm 1.5\%$	0.015
2	Fuel volumetric load	$\pm 0.5\%$	0.005
3	Oxidizer volumetric load	$\pm 0.5\%$	0.005
4	Fuel tank pressure	$\pm 5$ psi	0.0038
5	Oxidizer tank pressure	$\pm 5$ psi	0.0063
6	Fuel temperature	$\pm 1$ K	0.00222
7	Oxidizer temperature	$\pm 3.1$ K	0.005
RMS total variation, $3\sigma$			0.0189

이 때 잔류추진제량을 최소화시키는 최적 편차 ( $\beta_{opt}$ ) 및 평균 잔류량( $Z_m$ )은 아래와 같다[4].

$$\beta_{opt} = 0.004284$$

$$Z_m = 0.22 \%$$

따라서 최적 탑재 공연비는 Eq. 15와 같이 계산된다.

$$\left(\frac{MR_L}{MR_B}\right)_{opt} = \lambda_{opt} = 1 - \beta_{opt} = 0.9957 \quad (14)$$

$$(MR_L)_{opt} = (MR_B)_{opt} (\lambda)_{opt} = 2.3897 \quad (15)$$

이러한 최적 탑재 공연비 조건에서 연료와 추진제의 탑재량은 아래와 같이 계산된다.

$$(MR_L)_{opt} = \frac{V_o \rho_o}{V_F \rho_F}$$

$$V_F \rho_F = 800(17.7) = 14,160 \text{ kg}$$

$$V_o \rho_o = 2.3897(14,160) = 33,838.15 \text{ kg}$$

## 3. 결과 논의

### 3.1 대상 공연비 설정

앞에서 제시한 과정은  $MR_B$ 를 고정하고 최적  $MR_L$

를 구하였다. Table 1에서 설정된 시스템은 33,983 kg/s 을 탑재할 수 있기 때문에 최적 탑재공연비 조건 시 145 kg의 액체산소가 활용되지 못하게 된다. 이러한 잔류 추진제를 발사체 전체 성능을 감소시키기 때문에 특정 시험(주로 종료시험)에서 배출시켜야 하며, 이러한 순간적 잔류 추진제의 배출 능력은 밸브 유량 토출 요구조건을 설정하는데 기준이 된다. 다른 방법으로  $MR_B$ 를 본래의 설정값인 24에 대해서  $\lambda_{opt} = 0.9957$ 을 나눈 값인 241의 당량비로 운용하는 방법을 설정할 수 있다.

### 3.2 공연비 제어의 개념

공연비 제어를 통한 추력제어 개념은 일반적으로 총 연소시간의 70%까지 최대 추력을 발생하는 공연비를 유지시키고, 나머지 시간에 대하여 추진제의 동시 소모를 위해 공연비를 제어하는 개념이다. 일반적으로 혼합비의 변동에 대한  $I_{sp}$ 의 변화는 둔감하기 때문(혼합비 10%에  $I_{sp}$  1.3%)에 혼합비를 조절하여 발사초기에 추력을 증가시키고 동시에 무게를 감소시키는 효과를 얻을 수 있다.

다른 방법으로 발사초기 강한 중력장하에서는 밀도가 높은 추진제를 더 많이 소모하여 발사체 무게를 줄이는 목적으로도 혼합비를 제어한다.

### 4. 센서설정

레벨센서는 일반적으로 용량형 레벨센서가 적용된다. 상용탱크에는 차압식 센서가 사용되어지나 발사체와 같이 가속도변화가 있는 곳에서는 사용될 수 없으며, 부표식의 경우 연속신호가 나오지 않는다는 문제점이 있다. 따라서 연속적이면서 극저온유체에서 사용될 수 있는 것이 바로 용량형 레벨센서이다. 이 때 레벨 센서의 보정을 위하여 보정을 위해서라도 0%와 100% 위치에

대한 국부 센서(point sensor)를 적용한 보정이 필요하다.

### 5. 결론

본 논문에서는 극저온 추진제인 액체산소의 탑재량 설정과 잔류추진제를 예측하는 절차와 기법을 제시하였다. 각 오차발생 요인을 분석하여 최적 탑재량을 예측하였으며, 연소 시 설정 공연비와 실제 공연비에 차이에 대한 계측 방법 및 제어기법을 제시하였다. 또한 위의 절차 및 방법을 1등급 액체추진기관이 경우에 대해 적용하여 결과를 도출하였다.

### 감사의 글

본 연구는 과학기술부 특정연구개발사업인 소형 위성발사체(KSLV-I) 개발사업의 일환으로 수행되었으며, 지원에 감사드립니다.

### 참고 문헌

1. Elliot Ring et. al., "Rocket propellant and pressurization systems", Prentice-hall, 1967
2. Andrew Daley et. al. "Propellant Utilization System for AUSROC III, Queensland university of technology, 1993
3. Sutton, G. P., Rocket Propulsion Elements, 6th ed., John Wiley & Sons Inc., 1992
4. D. F. LeGalley, "Guidance, Navigation, Tracking, and Space Physics", Vol. 3 in Symposium on Ballistic Missile and Space Technology, 1964