

액체추진 발사체의 추진제 소진시스템

조기주* · 임석희* · 정영석* · 오승협*

Propellant utilization system on liquid-fuelled rocket

Kie-Joo Cho* · Seok-Hee Lim* · Young-Suk Jung* · Seung-Hyub Oh*

ABSTRACT

We have studied, for maximizing the total impulse of liquid propulsion system, Propellant Utilization System (PUS) to minimize outage of propellant. Propellant outage is mainly influenced by propellant mixture ratio during flight and real quantity of loaded propellant. If one employs cryogenic propellant, the variation of propellant density due to the temperature change has major effect on outage control. Feedback control of propellant level of each tank during flight could deplete both tanks simultaneously. To introduce this system, however, the mixture ratio control system of rocket engine is necessary.

초 록

액체 추진로켓의 총역적을 극대화를 위한 추진제 잔류량 최소화를 목적으로 하는 추진제 소진 시스템에 대한 분석을 수행하였다. 추진제 잔류량 변화의 주요 인자는 비행중 추진제 혼합비와 추진제의 실제 탑재량이다. 특히 극저온 추진제를 이용할 경우에는 온도 변화에 따른 밀도 변화가 잔류량 변화에 큰 영향을 준다. 비행 중 산화제 및 연료의 수위를 측정하여 필요 시 엔진으로 공급되는 유량을 조절함으로써 산화제 및 연료가 동시에 소진되도록 하는 시스템을 이용하여 잔류량을 최소화할 수 있다. 이러한 시스템을 도입하기 위해서는 액체 로켓엔진의 혼합비 제어 시스템이 동반되어야 한다.

Key Words: Liquid Rocket (액체로켓), Outage control (추진제 잔류량 조절), Level measurement (수위 측정), Mixture ratio control (혼합비 제어)

1. 서 론

일반적으로 발사체의 도달거리는 엔진 연소 종료시점에서의 속도에 비례하며 이는 아래와

같이 표현된다:

$$V_{bo} = I_{sp} g \ln(W_t/W_e) - gt \quad (1)$$

여기서 I_{sp} 와 g 는 비추력 및 중력가속도를 나타내며 W_t , W_e 는 각각 발사체의 이륙 중량과 연소 종료 시의 중량을 의미한다. 따라서 발사체의 성능을 극대화하기 위해서는 중량비 W_t/W_e

* 한국항공우주연구원 추진기관체계그룹
연락처, E-mail: kjcho@kari.re.kr

를 최대화 하여야 함을 알 수 있다. 발사체의 중량은 추진제 및 구조물의 중량의 합으로서 중량비를 최대화하기 위해서는 연소종료 시점에서의 추진제 잔류량을 최소화 하여야 한다.

이원 액체 추진 로켓의 경우, 공력 가열에 의한 추진제 밀도 변화 등으로 인해 실제 비행 중 소모되는 추진제의 공연비가 로켓엔진의 지상 인수 시험 시 확인된 공연비와 차이가 날 수 있다. 이로 인해 비행 종료 시 사용 가능한 연료 또는 산화제가 잔류하게 된다. 비행 중 소모되는 추진제 공연비를 사전에 예측하여 시스템을 보정하고 이에 따라 연료 및 산화제 탑재량을 조절하여 잔류량을 최소화하는 방법과 비행 중 산화제 및 연료 소모량을 실시간 측정하고 이를 토대로 공연비를 조절하는 능동 제어 방식을 통해 잔류량 최소화를 추구하는 방식이 이용되고 있다.[1]

2. 추진제 잔류량

발사 준비 및 비행 동안의 여러 인자들에 의해 별개의 산화제 및 연료를 이용하는 이원 액체 로켓의 경우, 엔진 연소 종료 시점에서 상황에 따라 비행중 사용을 목적으로 탑재된 산화제 혹은 연료의 일부가 잔류하게 하게 된다. 추진제를 엔진 지상 인수 시험에서 결정된 공연비로 탑재하였을 경우 비행 종료 시의 추진제 잔류량은 다음과 같다[1]:

A) 연료 소진에 의한 엔진 연소 종료 시

이 경우는 비행 중 사용을 위해 탑재된 산화제 일부가 잔류하게 되며 총 탑재량 대비 그 비율(z_o)은 :

$$z_o = \frac{1 - 1/\lambda}{1 + 1/MR_L} \quad (\lambda > 1) \quad (2)$$

과 같다.

B) 산화제 소진에 의한 엔진 연소 종료 시

이 경우는 비행 중 사용을 위해 탑재된 연료의 일부가 잔류하게 되며 총 탑재량 대비 그 비율(z_F)은:

$$z_o = \frac{1 - \lambda}{1 + MR_L} \quad (\lambda < 1) \quad (3)$$

과 같다. 여기서 λ 는 MR_L/MR_B 를 의미하며,

$$MR_L = W_{ot}/W_{Ft} \quad (4)$$

$$MR_B = W_{oB}/W_{FB} \quad (5)$$

와 같이 정의된다. W_{ot} 와 W_{oB} 는 각각 비행 중 사용을 위해 탑재된 산화제량과 비행 종료 시까지 엔진으로 공급되어 연소된 산화제량을 의미한다. 연료에 대해서도 W_{Ft} 와 W_{FB} 가 같은 의미이다. Eq. 2와 3에서 $\lambda = 1$ 일 경우 잔류량이 0이 됨을 알 수 있다. Fig. 1은 λ 의 값이 1 부근에서 미소하게 변화할 경우의 추진제 잔류량 변화 특성을 보여 주고 있다.

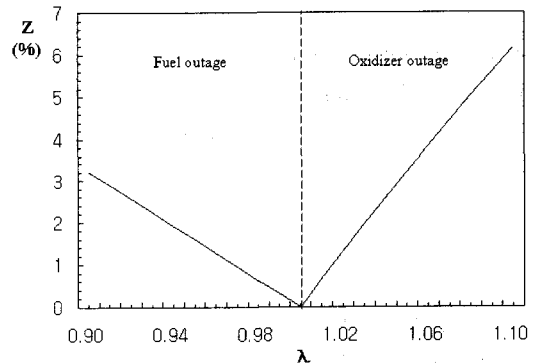


Fig. 1 Variations of outage with λ for $MR_L = 2.1$

그림에서 $\lambda > 1$ 인 경우의 산화제 잔류량 증가율이 $\lambda < 1$ 인 경우의 연료 잔류량 증가율에 비해 약 2배 정도 크다는 것을 알 수 있다.

λ 값은 발사체 운용에 관련되는 많은 변수들에 의해 영향을 받으며 그 주요 인자들이 의 변화에 영향을 주는 주요 인자들이 Table 1에 나열되어 있다. 이 인자들 중에는 설계 단계에서 사전 예측이 가능한 항목도 있으나, 일부는 해석적으로 예측하기가 어려운 관계는 통계학적 접근을 해야 하는 항목들도 있다.

추진제 잔류량 (z)는 발사체의 구조 무게로 포함되어 해당하는 값으로 고성능의 요구 목표를 가지는 발사체의 경우, 임무 요구조건에 의해 이

Table 1. Parameters influencing to the variation of λ

λ 의 변화 관련되는 주요 인자
추진제 탑재의 정밀도
추진제 물성치 규격 범위
발사대기 및 비행 중의 추진제 온도 변화
엔진 공연비 측정 정밀도
엔진 예냉 및 점화 이후 소모 추진제량
추진제 탱크 압력 및 배관 압력 손실 변화
발사체의 비행 가속도

의 허용치가 엄격히 제한된다. 따라서 위에 나열된 주요 인자들을 비행 이전에 충분한 정밀도로 예측할 수 있을 경우 비행 중 실제로 소모되는 공연비를 선정하고 이에 부합되도록 산화제 및 연료의 탑재량을 각각 조절하여 최종 잔류량 허용 범위를 만족시키게 된다.

그러나 주요 인자들의 사전 예측이 불확실할 경우, 비행 중 능동 제어를 통해 추진제 잔류량을 최소화시키는 추진제 소진 시스템 (Propellant utilization system, PUS)을 도입한다.

3. 추진제 소진 시스템

발사체의 비행 중에 추진제 탱크내의 산화제 및 연료의 양을 실시간 혹은 주기적으로 연소 종료 시점에 산화제 및 연료가 동시에 소진되도록 엔진의 공연비를 조절하는 장치를 추진제 소진 시스템이라고 한다.

Figure 2에 추진제 소진 시스템의 개념이 도식되어 있다. 이는 상온인 케로신 연료와 극저온인 액체 산소 산화제 조합의 경우에 대해 고려한 것으로서 극저온 액체산소의 수위 측정 불확실성을 감안한 개념이다. 연료 수위의 감소율을 측정하여 이를 기준으로 하여 산화제의 수위 감소율을 증가 혹은 감소시키는 것이 시스템의 기본 개념이다. 따라서 이 경우 엔진의 산화제 공급 배관에 유량을 제어할 수 있는 제어 밸브가 부착되어야 한다. 그리고 이 시스템에서는 탱크내의 추진제량을 수위 측정을 통해 예측한 것으로

미국의 Saturn-V 상단이나 Centaur[2] 및 러시아 발사체에 적용되고 있는 개념이다. 반면 미국의 Atlas 발사체의 경우 압력 센서를 하여 추진제 탱크 내의 상하단 압력차를 이용한 추진제량 예측기법이 적용되고 있다[3].

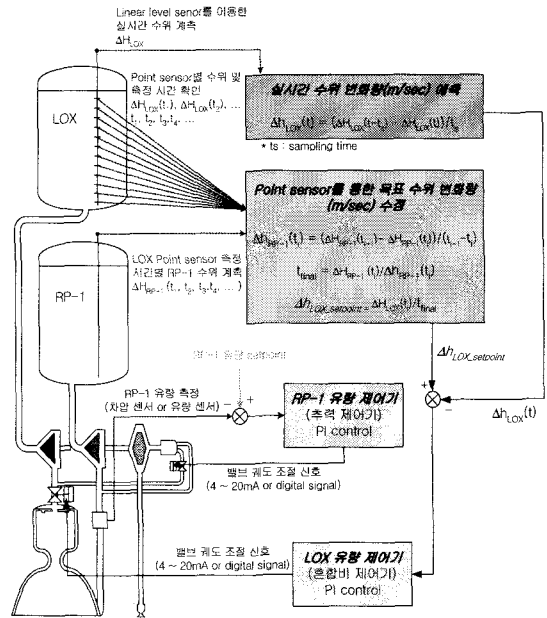


Fig. 2 Conceptual schematic of propellant utilization system

추진제 소진 시스템의 성능은 추진제 잔류량으로 평가될 수 있는데 Table 2에 미국의 Atlas 및 Centaur 발사체에의 적용 결과가 요약되어 있다. 추진제 소진 시스템을 적용할 경우 추진제 잔류량을 시스템 적용이 없을 시에 비해 80~90% 감소시키고 있음을 확인 할 수 있다.

Table 2. Performance of propellant utilization system (PUS)

Stage	Outage without PUS (3σ), lb	Outage with PUS	
		Predicted (3σ), lb	Flight, lb
Atlas	1260	280	61~295
Centaur	133	32	5~21

4. 결 론

참 고 문 헌

액체 추진 로켓의 연소 종료 시 추진제 잔류량은 발사체 임무 극대화를 위해 엄격히 제한된다. 비행 중 실제로 소모되는 추진제의 혼합비에 발사체 운용과 관련된 많은 인자들이 영향을 준다. 이로 인해 λ 의 값이 변화할 수 있는데 특히 비행중의 혼합비가 감소하여 $\lambda > 1$ 이 되는 경우 잔류량의 증가폭이 반대의 경우에 비해 크다.

기존 발사체의 적용 사례에 의하면 추진제 소진 시스템을 채택할 경우 잔류량을 80% 이상 감소시킬 수 있다. 다만 이 경우 하드웨어 증가에 따른 발사체 신뢰도 문제 특히 로켓엔진의 혼합비 제어에 대한 검토가 선행되어야 한다.

1. Elliot Ring, "Rocket Propellant and Pressurization Systems", Prentice-Hall, Inc., 1964
2. Steven, V. S., James, A. B. and Andrew, J. S., "Centaur launch vehicle propellant utilization system," NASA TN D-4848, 1968
3. Richard, E. M., "Atlas II and IIA analysis and environments validation", Acta Astronautica, Vol. 35, No. 12, 1995, pp771-791