

Gas-lift를 이용한 극저온 추진제의 재순환 성능에 대한 실험

권오성* · 이종엽** · 정용갑***

Experimental Study on Cryogenic Propellant Circulation using Gas-lift

Oh-Sung Kwon*, Joong-Youp Lee** Yong-Gahp Chung***

Keywords : Recirculation(재순환), Helium Injection(헬륨분사), Liquid Oxygen(액체산소), Propellant(추진제)

Abstract

Inhibition of propellant temperature rising in liquid propulsion rocket using cryogenic fluid as a propellant is very important. Especially propellant temperature rising during stand-by after filling and pre-pressurization can bring into cavitation in turbo-pump. One of the method preventing propellant temperature rising in cryogenic feeding system is recirculating propellant through the loop composed of propellant tank, feed pipe, and recirculation pipe. The circulation of propellant is promoted through gas-lift effect by gas injection to lower position of recirculation pipe. In this experiment liquid oxygen and gas helium is used as propellant and injection gas. Under atmospheric and pressurized tank ullage condition, helium injection flow-rate is varied to observe the variation of recirculating flow-rate and propellant temperature in the feed pipe. There is appropriate helium injection flow-rate for gas-lift recirculation system.

시험의 경우에는 적정 분사량 이상에서 오히려 재순환량이 줄어들어 터보펌프 전단 지점의 온도가 상승하였다.

1. 서론

극저온 유체를 추진제로 사용하는 액체추진기관 발사체에서는 극저온 추진제의 온도를 적절하게 유지하는 것이 중요하다. 특히 추진제 충전 후 대기 상태 혹은 선가압 과정동안 공급배관을 통한 외부로부터의 열침투는 배관 내 추진제의 온도를 상승시켜 터보펌프 캐비테이션을 발생시킬 수 있다. 이를 방지하기 위해 재순환배관을 추가하는 방법이 있다. 이는 추진제 탱크, 공급배관, 재순환배관으로 구성된 루프를 형성하여 추진제가 순환되도록 함으로써 배관 내 추진제의 극저온 온도상승을 막는 것이다. 이론적으로는 공급배관과 재순환배관 내의 추진제 밀도차에 의해 자연적으로 재순환이 발생하게 되지만 실제로는 재순환배관의 하부에 가스를 분사하여 gas-lift 효과를 통해 재순환을 촉진시키고 재순환되는 유량이 클수록 배관 내 추진제의 온도상승 폭이 작아지게 된다. 본 시험에서는 극저온 추진제로 액체산소를 사용하고 분사 가스로는 기체헬륨을 사용하였다. 추진제 탱크의 ullage가 대기압 상태인 경우와 4 barg로 가압된 경우에 대하여 시험을 수행하였고 헬륨분사량의 변화에 따른 재순환 유량과 공급배관 내의 추진제 온도변화를 살펴보았다. 헬륨분사량이 증가할수록 gas-lift 효과에 의하여 재순환되는 추진제량 역시 증가하여 탱크 내부 추진제와 공급배관 하부, 즉 터보펌프 전단 지점의 추진제의 온도차는 감소하였다. 하지만 4 barg 가압 시험의 경우 적정 분사량 이상에서는 그 영향이 미미하였고, 대기압

2. 시험설비 및 시험방법

2.1 시험설비

그림 1은 추진제 공급배관시스템의 개략도이다. 크게 직경 2.5 inch의 공급배관과 직경 1 inch의 재순환배관, 추진제 탱크로 구성되어 있다. 단열배관을 사용하였으며 헬륨분사라인과 재순환배관에 유량계를 장착하여 분사량에 따른 추진제의 순환량을 측정하였다. 순환량에 따른 배관 내 온도변화를 살펴보기 위하여 탱크 내 추진제의 온도, 터보펌프 전단 지점의 온도, 그리고 재순환되어 탱크로 다시 유입되는 추진제의 온도를 측정하였다.

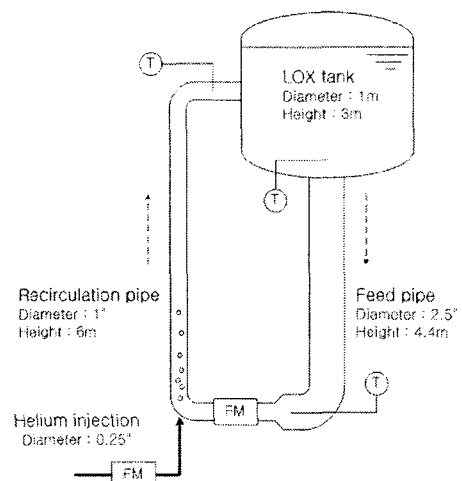


Fig. 1 Schematic of propellant feeding system

* 한국항공우주연구원, oskwon@kari.re.kr

** 한국항공우주연구원, leejy@kari.re.kr

*** 한국항공우주연구원, ygchung@kari.re.kr

2.2 시험방법

재순환 성능을 향상시키기 위하여 재순환배관의 하부에 헬륨을 분사하였다. 분사된 헬륨이 상승하면서 주위의 액체를 같이 끌어올리는 gas-lift 효과를 이용한 것으로서 기존의 연구결과 재순환배관의 하부에 분사하는 것이 가장 큰 효과를 볼 수 있다. 탱크 ullage가 대기압 상태인 경우와 4 barg로 가압된 경우에 대하여 시험을 수행하였는데 대기압 시험의 경우에는 탱크 상부 벤트 밸브를 개방하고 시험을 진행하였고, 가압 시험의 경우에는 탱크 내 추진제가 대기압 상태에서 안정화된 후 4 barg로 가압하였고 솔레노이드 밸브를 이용한 제어를 통해 압력이 유지되도록 하였다. 미터링 밸브를 이용하여 분사되는 헬륨량을 변화시키면서 시험을 수행하였고 각 분사량에 대하여 약 2-6분씩 대기하였다.

3. 시험결과

3.1 대기압 시험

대기압 시험에서는 초기에 헬륨분사량을 최대로 하고 이를 점차 줄이면서 시험을 수행하였다. 이유는 시험설비의 추진제 탱크 하부에 필터가 장착되어 있어 초기에 공급배관 내에 산소 기포가 상당히 존재하고 있는 관계로 인하여 적은 헬륨분사량으로는 재순환이 발생하지 않았기 때문이다. 이것은 필터의 장착 위치에 의한 문제로서 대기압 상태에서 헬륨을 적게 분사할 때 재순환이 발생하지 않음을 의미하는 것은 아니다.

그림 2는 헬륨분사량에 따른 액체산소 재순환량의 변화를 나타낸다. 초기에는 분사량이 커질수록 재순환량이 급격하게 증가하였으나 약 30-40 SLPM부터는 증가량이 현저히 감소하였고 그 이상의 분사량에서는 오히려 재순환량이 감소하였다. 이것은 분사량이 커지면 초기에는 gas-lift 효과가 증대되지만 어느 지점 이상에서는 헬륨가스와 헬륨에 의해 증발된 기체산소가 재순환 배관의 상당 부분을 채우게 되어 오히려 액체산소의 원활한 순환을 방해하기 때문으로 생각된다. 그림을 보면 헬륨을 분사하지 않을 때도 상당한 양의 순환이 발생하고 있는데 시험결과 일단 공급배관과 재순환배관 사이에 온도차에 의한 밀도차가 발생하면 자연적으로 순환이 발생하는 것을 알 수 있었다.

그림 3은 헬륨분사량에 따른 터보펌프 입구 지점과 탱크로 재유입되는 지점의 온도를 나타낸다. 분사량이 커질수록 터보펌프 입구 지점의 액체산소 온도가 감소하였으나 역시 일정량 이상을 분사하는 경우에는 순환량의 감소에 의해 온도도 증가하였다. 대기압 상태 시험에서는 약 30 SLPM의 헬륨을 분사하여 터보펌프 입구 지점의 온도를 -181.6℃까지 감소시킬 수 있었다.

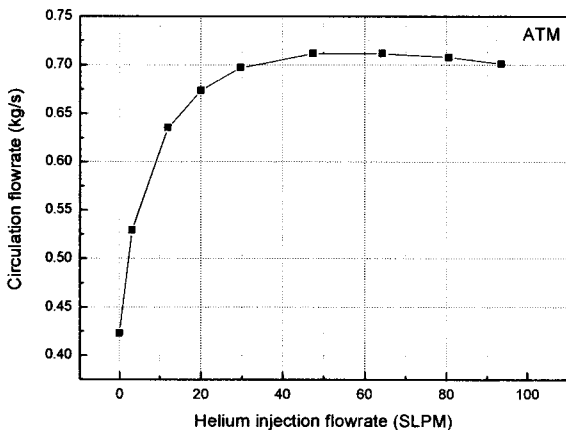


Fig. 2 Variation of LOX circulation flowrate at 1 atm.

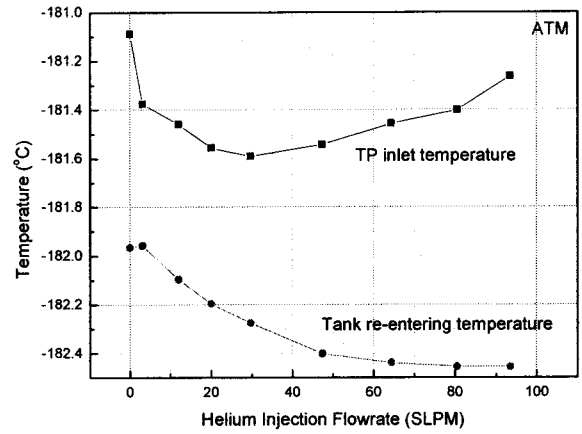


Fig. 3 TP inlet and Tank re-entering temperature at 1 atm.

공급배관과 재순환배관을 거쳐 탱크로 다시 유입되는 액체산소의 온도는 터보펌프 입구 지점에 비해 오히려 낮았는데 이는 기존의 연구결과와도 일치하는 결과이다. 일반적으로 배관을 따라가면서 열량을 흡수하여 온도가 점차 상승할 것으로 생각할 수 있으나 재순환배관 내에 분사된 헬륨으로 인하여 냉각효과를 얻은 채 탱크로 유입하게 된다. 액체산소에 헬륨가스가 분사되면 헬륨기포와 액체산소와의 경계면 사이에는 기체산소의 분압차가 발생하는데, 이로 인해 기체산소는 헬륨가스 내로 확산되게 되고 경계면에서는 액체산소가 계속 증발하여 냉각효과를 가져오게 된다. 헬륨분사량이 증가할수록 탱크로 유입되는 액체산소의 온도는 계속하여 감소하였는데 약 30 SLPM의 분사량에서는 약 -182.3℃까지 냉각되었다. 시험을 진행하는 동안 탱크 내의 액체산소 온도 자체가 변화할 수 있으므로 재순환배관에 의한 온도상승 여제를 정도를 알기 위해 탱크 내 액체산소 온도에 대한 배관 내 액체산소의 상대적인 온도상승폭을 비교하였다. 그림 4에서 헬륨을 분사하는 경우 터보펌프 입구 지점의 액체산소 온도는 탱크 내 온도에 비해 약 0.6~0.7℃ 상승한다고 볼 수 있다. 탱크로 다시 유입되는 액체산소의 온도는 헬륨분사량이 증가할수록 증발 냉각 효과에 의하여 탱크 내 온도에 비하여 최대 0.4℃까지 낮아졌다. 하지만, 적정 분사유량이라 판단되는 약 30 SLPM에서는 탱크 내 온도와 비슷한 온도를 유지하였다.

그림 5는 탱크 하부, 공급배관, 재순환배관으로 형성된 순환 루프 방향의 온도분포를 나타낸다. 공급배관을 따라 점차 상승하여 재순환배관 입구에서 급격히 상승한 온도가 헬륨분사 지점 이후 다시 감소하는 것을 볼 수 있다.

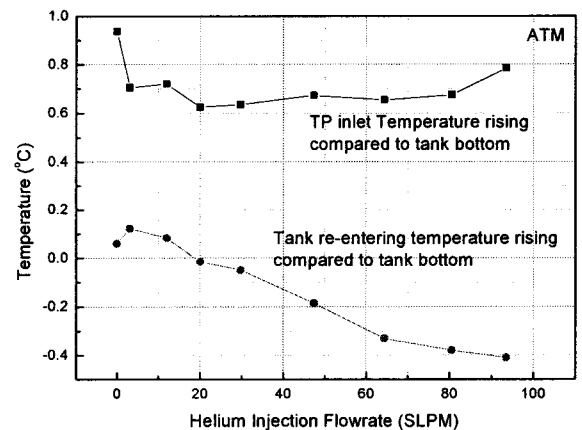


Fig. 4 TP inlet and Tank re-entering temperature rising compared to tank bottom at 1 atm.

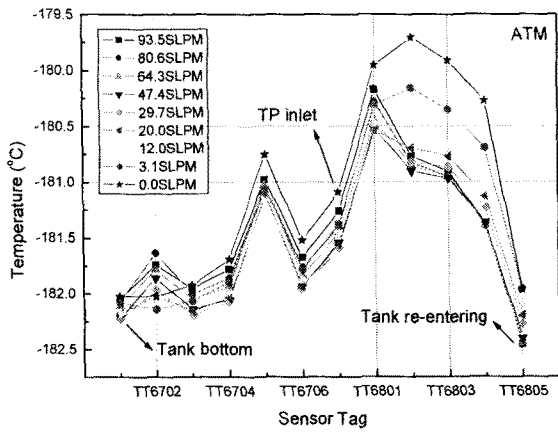


Fig. 5 Temperature distribution along circulation loop at 1 atm.

3.2 가압상태 시험

추진제 탱크가 가압된 경우 gas-lift 효과에 의한 액체산소의 재순환 성능을 보기 위하여 실제 ullage 가압압력에 해당하는 4 barg로 탱크 압력을 유지하면서 시험을 수행하였다. 액체산소를 충전하고 대기압 상태에서 안정화시킨 후 ullage를 가압하여 액체산소가 과냉각된 상태를 유지하였고 탱크 압력은 벤트라인의 솔레노이드 밸브를 개폐하는 방식으로 조절하였다. 그림 6은 헬륨분사량에 따른 액체산소의 재순환량의 변화를 나타낸다. 분사량이 증가할수록 재순환량은 커졌으나 대기압 시험의 경우처럼 급격한 증가는 보이지 않았고 또한 일정 분사량 이상에서 재순환량이 감소하는 경향도 보이지 않았다. 즉, 동일한 헬륨분사량의 경우 가압 상태에서는 대기압 상태보다 gas-lift 효과가 더 작음을 의미한다. 이는 동일한 헬륨분사량의 경우 가압된 상태에서는 대기압 상태인 경우보다 헬륨의 부피가 줄어들게 되므로 더 적은 부피의 헬륨이 상승하게 되어 액체산소를 끌어올리는 힘이 감소한 것으로 판단된다. 결과적으로 압력에 관계없이 재순환배관 내에 부피유량이 동일하도록 즉, actual 유량이 동일하도록 헬륨을 분사해 주어야 같은 gas-lift 효과를 얻을 수 있을 것으로 생각된다.

그림 7은 헬륨분사량에 따른 터보펌프 입구 지점과 탱크로 재유입되는 지점의 온도를 나타낸다. 터보펌프 입구 지점의 온도는 대기압 시험의 경우와 완전히 다른 경향을 보여주고 있는데 이것은 탱크 내에 과냉각 상태로 있던 액체산소가 외부로부터 열량을 흡수하여 시험이 진행될수록 온도가 상승하였기 때문이다. 즉, 탱크 내 액체산소 온도상승으로 인해 순환되는 온도도 상승한 것으로서 분사량 증가에 의한 온도변화는 아니다.

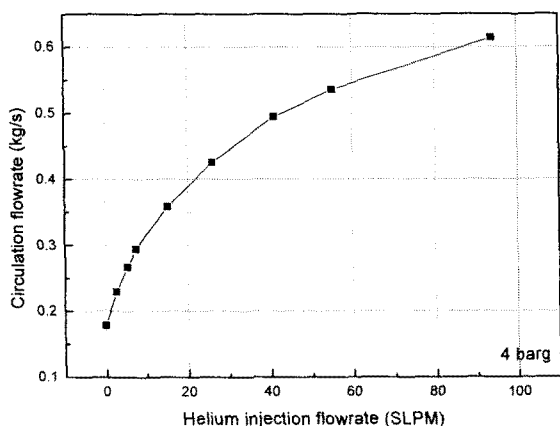


Fig. 6 Variation of LOX circulation flowrate at 4 barg

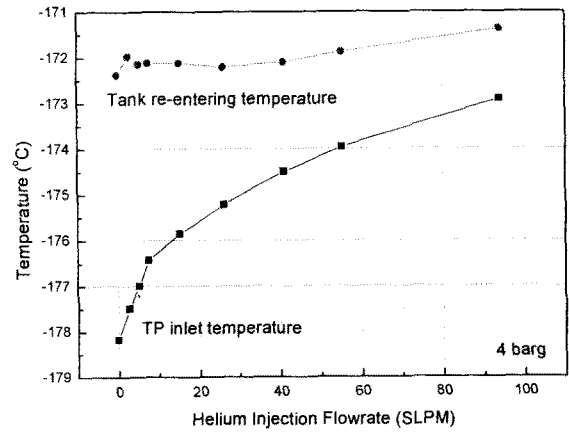


Fig. 7 TP inlet and Tank re-entering temperature at 4 barg

대기압 시험에서는 액체산소가 재순환배관에서 냉각되어 탱크로 다시 유입되는 데 반하여 가압 상태 시험에서는 터보펌프 전단 지점에 비해 큰 폭으로 상승한 채로 유입되었다. 이것은 기존의 연구결과와도 일치하는 것으로서 포화상태에서 액체산소에 헬륨을 분사하면 과냉각 효과를 얻을 수 있지만 이미 과냉각 상태에 있는 액체산소에 헬륨을 분사하면 액체산소의 증발보다 헬륨으로부터 얻는 에너지가 더 크게 되어 오히려 온도가 상승하게 된다. 분사량이 적은 경우에는 탱크로 다시 유입되는 액체산소의 온도가 매우 크게 상승하였지만 분사량이 증가할수록 순환량이 증가하여 그 온도차는 감소하였다.

탱크 내의 온도 변화에 관계없이 배관 내 액체산소의 온도 상승폭을 보기 위하여 터보펌프 전단 지점과 탱크 유입 지점의 온도를 탱크 내 액체산소의 온도와 상대적으로 비교하였다. 그림 8에 비교결과를 나타내었다. 자연재순환의 경우에는 터보펌프 전단 지점의 온도가 탱크 내에 비해 약 1.5°C 증가하였으나 분사량을 증가시킬수록 온도차가 감소하여 약 60 SLPM의 분사량에서는 온도차이를 약 0.6°C까지 줄일 수 있었다. 그 이상의 분사량에서는 온도차이가 더 이상 감소하지 않았다. 분사량이 적은 경우에는 탱크 내 온도에 비하여 약 7°C 높은 상태로 탱크로 유입되었다. 이 상황에서 계속 재순환을 지속시킨다면 승온된 액체산소가 탱크로 계속 유입됨으로서 탱크 내 액체산소 온도에 좋지 않은 영향을 미칠 것으로 생각된다. 분사량이 증가할수록 유입 온도는 크게 감소하였고 약 60 SLPM의 분사량에서는 탱크 내부와의 상대적인 온도차이를 약 2.5°C까지 감소시킬 수 있었다.

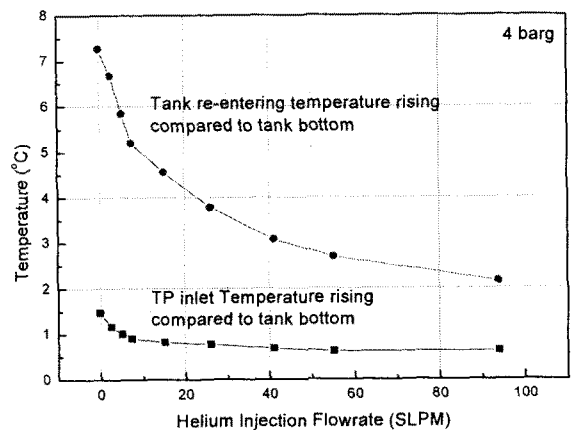


Fig. 8 TP inlet and Tank re-entering temperature rising compared to tank bottom at 4 barg

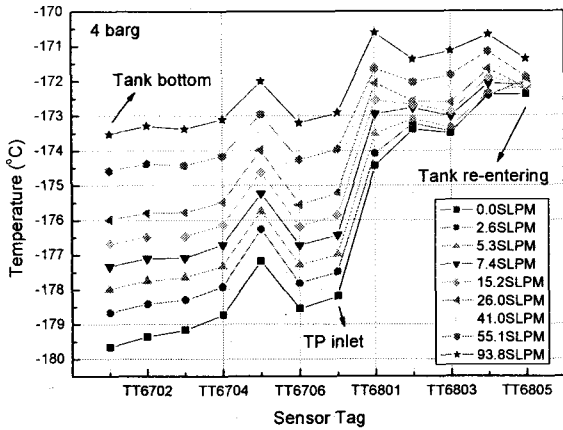


Fig. 9 Temperature distribution along circulation loop at 4 barg

그림 9는 탱크 하부, 공급배관, 재순환배관으로 형성된 순환 루프 방향의 온도분포를 나타낸다. 대기압 시험의 경우와 달리 재순환배관 내의 액체산소 온도가 상당히 높게 유지되고 있음을 알 수 있다.

4. 결론

발사체 공급배관 내 추진제의 온도상승을 방지하기 위한 방법의 일환으로 gas-lift 효과를 이용한 추진제의 재순환 성능 시험을 수행하였다. 대기압 상태와 가압 상태에서 헬륨의 분사량을 변화시키면서 액체산소의 순환량과 배관 내 온도변화를 살펴 보았다. 대기압 상태에서는 약 30 SLPM의 분사량이 적절한 것으로 나타났으며 이 때 터보펌프 전단 지점은 약 -181.6°C , 탱크 로 유입되는 지점은 약 -182.3°C 를 보여주었고, 탱크 내부 온도에 대한 터보펌프 전단 지점의 온도차이를 약 $0.6\sim 0.7^{\circ}\text{C}$ 정도로 유지할 수 있었다. 가압 상태에서는 약 60 SLPM의 분사량이 적절한 것으로 나타났으며 역시 탱크 내부 온도에 대한 터보펌프

전단 지점의 온도차이를 약 0.6°C 정도로 유지할 수 있었다. 하지만, 가압 상태에서는 이 분사량에서 탱크 내 온도에 비해 약 2.5°C 높은 온도가 탱크로 다시 유입되었다. 추진제 탱크의 선가압 및 가압과정 동안의 액체산소 온도 상승이 크지 않다면 대기압 상태에서 재순환을 실시하는 것이 효과적이라 생각된다.

후기

본 연구는 과학기술부 특정연구개발사업인 소형위성발사체 (KSLV-I) 개발사업의 일환으로 수행되었으며 지원에 감사드립니다.

참고문헌

- [1] P. S. Larsen, J. A. Clark, W. O. Randolph, and J. L. Vaniman, 1962, "Cooling of cryogenic liquid by gas injection", *Advanced Cryogenic Engineering*, Vol. 8, pp. 507-520.
- [2] G. L. Perry, J. D. Suter, and S. G. Turner, 1995, "Advanced Liquid Oxygen Propellant Conditioning Concept Testing", NASA Technical Memorandum 108477.
- [3] Elliot Ring, 1964, *Rocket Propellant and pressurization systems*, Englewood Cliffs, N. J., Prentice-Hall Inc.
- [4] L. Zhang, W. S. Lin, X. S. Lu, and A. Z. Gu, 2004, "Geysering Inhibiting Research for Single Feeding-line in Cryogenic Propellant Transfer System", *Cryogenics*, Vol. 44, pp. 643-648.
- [5] P. L. Muller, Jr., 1966, "Propellant Feed Ducting and Engine Gimbal Lines for The Saturn Vehicles", NASA Technical Memorandum X-53532.
- [6] N. K. Cho, O. S. Kwon, Y. M. Kim, S. K. Jeong, 2005, "Investigation of helium injection cooling to liquid oxygen propellant chamber", *Cryogenics*, 2005 Elsevier