

액체 로켓 추진 시스템의 저온관련 기술 발전 동향

조남경*, 인세환**, 정상권**

* 한국항공우주연구원, ** 한국과학기술원 기계공학과

1. 서 론

비행을 위한 추진시스템은 크게 공기 흡입 추진 시스템(air breathing propulsion system)과 로켓 추진 시스템(rocket propulsion system)으로 구분할 수 있다. 공기 흡입 추진 시스템은 주로 항공기에 적용되며 연료를 탑재하고 비행 시 엔진으로 유입되는 공기(산소)를 이용하여 엔진에서 연소 화학 반응을 시키는 형태의 추진 시스템이다. 로켓 추진 시스템은 공기 흡입 추진 시스템과는 달리 로켓이 공기가 없는 우주 공간을 비행하기 때문에 엔진 연소를 위한 산소가 로켓에 추가적으로 실려야 한다. 산소는 기체 형태로 탑재될 경우 탱크의 부피가 커지기 때문에 극저온(약 90 K)의 액체 상태로 비행체에 탑재된다. 이외에 로켓에는 연료와 가압시스템에 극저온 유체(액체 수소, 액체 헬륨)가 사용되기도 한다. 따라서 이를 위한 저온 유지기술, 극저온 단열기술 등이 로켓 추진 시스템 설계의 중요한 요소가 된다. 이 글에서는 '극저온 추진제를 적용하는 로켓 추진 시스템에서 필요한 액체산소 냉각 기술'과, '전기 히터를 이용한 액체 헬륨 가압 시스템'에 대해서 각각 간략히 소개하고자 한다.

2. 액체산소 과냉각 충전 기술 배경

액체 산소를 액체 로켓 추진기관에 적용할 경우에는 다음의 요구 사항이 고려되어야 한다. 첫째, 추진기관 시동 시점에서부터 연소가 종료되는 시점까지 산화제가 터보 펌프 입구에서의 요구 온도 조건을 만족 시켜야 한다. 만일 그 조건을 만족시키지 못할 경우 터보펌프 입구에서는 캐비테이션(cavitation)이 발생하여 펌핑 성능이 저하되고, 심한 경우에는 펌프의 손상을 초래하게 될 수도 있다. 둘째, 추진제의 고밀도화(densification)를 통하여 액체산소의 충전 부피의 저감을 고려해야 한

다. 액체산소(LOX)의 탱크 충전 온도가 요구되는 온도에 맞춰지지 못할 경우 탱크내의 충전 부피는 증가하게 되어 추진제 탱크가 커지거나 연소시간이 감소하게 될 수 있다. 극저온 액체의 흥미로운 특성 중의 하나는, 물과 같은 상온 액체와 달리 기체처럼 압축성(compressibility) 성질이 있다는 것이다. 즉, 추진제 온도가 100 K일 경우에는 90 K으로 충전 시에 비해 6 % 정도의 부피 증가를 가져오며, 이와 반대로 액체산소를 고밀도화 할 경우 충전 부피를 상당히 줄일 수 있으므로, 액체산소 탱크 및 관련 구조 무게를 줄일 수 있어 전반적으로 발사체 성능을 향상시킬 수 있는 이점이 있다. 셋째, 추진제 충전 후 대기 시 발생할 수 있는 geysering 현상에 의한 산화제 탱크의 파손 및 배관의 수격현상(water hammer)의 방지방안이 고려되어야 한다. 일반적으로 극저온 추진제를 사용하는 액체로켓 추진기관에서는, 위의 첫 번째, 두 번째 문제를 해결하기 위해 액체산소를 과냉각(sub-cooling) 시키는 방법을 적용하고, 세 번째 문제를 해결하기 위해 발사 직전에 엔진으로 공급되는 액체산소 주 배관 라인에 헬륨 분사(helium injection)를 수행하는 방식이 적용되고 있다[1]. 액체산소를 과냉각 할 경우,

그림 1과 같이 밀도가 증가함으로 인해 충전 부피를 줄일 수 있고, 증기압(vapor pressure)이 감소함으로 인해 펌프 인입부에서의 캐비테이션을 방지할 수 있다. 액체산소가 90 K에서 70 K으로 온도가 저감이 될 경우 약 10 %의 밀도저감이 이루어지며 증기압은 1/10 수준으로 줄어들게 됨을 볼 수 있다. 헬륨 분사 방식(helium injection cooling)은 산화제의 주배관에 저온의 헬륨을 직접 분사하여 산소 분자가 헬륨 기포로 확산됨에 따라 산화제의 기화열로서 배관에 있는 액체산소를 냉각시키는 방식으로서, 주로 시동 시 펌프에서의 캐비테이션과 배관에서의 geysering 현상을 방지하기 위한 목적으로 적용된다.

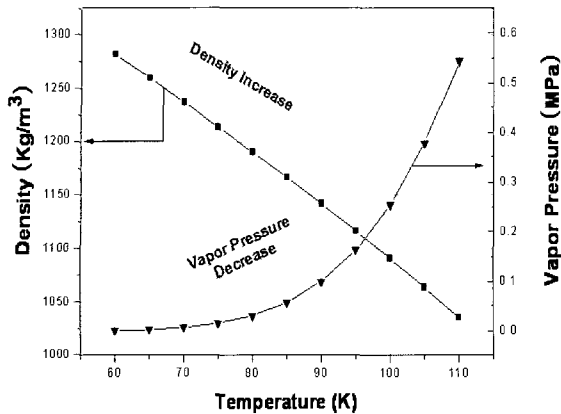


그림 1. 온도저감에 따른 액체산소의 밀도/증기압 곡선

3. 액체산소 과냉각 충전 기술동향

액체산소의 과냉각을 위해서는 다양한 냉각 시스템이 적용되고 있으며, 여기서는 개발이 구체화된 시스템인 액체질소 압력 저감 열교환 방식(cooling by reduced pressure LN2), 액체수소 분사에 의한 액체질소 온도저감 열교환 방식(cooling of LN2 fluid by LH2 injection) 펄스 튜브 냉동기(pulse tube refrigerator)의 강제 냉각 방식, 3 가지에 대하여 소개하기로 한다.

그림 2는 NASA Glenn Research Center에서 개발된 액체질소 압력 저감 열교환 방식

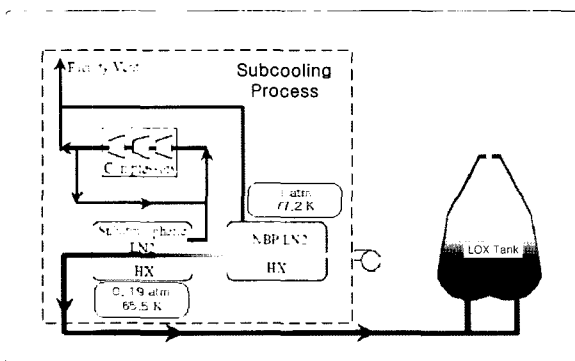


그림 2. 액체질소 압력저감 열교환 방식 이용 냉각설비

(cooling by reduced pressure LN2) 액체 산소 고밀도화 시스템의 개략도를 보여준다 [2]. 발사체에 탑재되는 액체산소를 액체질소를 이용하여 냉각시키는 방법으로서, 1 단 열교환기에서는 대기압 상태의 액체질소(약 77 K)를 이용하여 액체산소를 1차 냉각시키고, 2단 열교환기에서는 압축기의 흡입(suction)에 의해 냉각제 액체 질소 온도를 낮춤으로써, 약 66 K의 액체산소를 생성시키는 방법이다. 2 단 열교환기는 상부에 직렬로 배열된 압축기를 가동시켜 열교환기의 상부압력을 0.19 기압 까지 낮춤으로 냉각제인 액체질소가 0.19 기압에서의 포화온도인 65 K 을 유지하게 한다. 액체산소는 2 단 열교환기에 의해 66 K 정도까지 냉각이 되어 발사체 탱크에 충전된다. 액체질소 압력 저감 열교환 방식의 액체 산소 고밀도화 설비는 저압의 액체질소 얼리지(ullage) 생성을 위하여 다단의 압축장치가 적용되어야 하기 때문에 설비가 복잡해지고 비용이 증대되는 단점이 있다. 따라서 이에 대한 보완으로 움직이는 기계적인 부품을 사용하지 않는 고밀도화 설비가 미국 보잉사에 의해 연구되어 왔다[3].

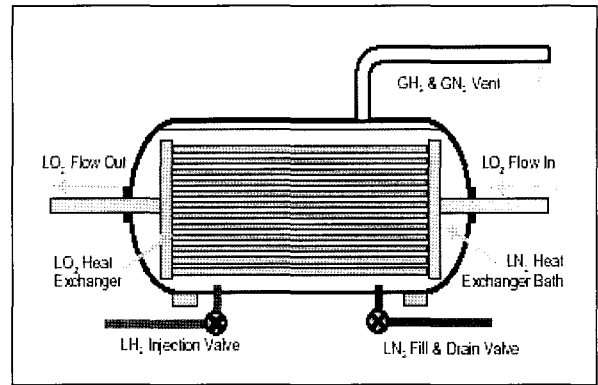


그림 3. 액체수소 분사에 의한 액체 질소 온도 저감 열교환기

그림 3은 보잉에서 제안된 액체수소 이용 열교환기의 개략도를 보여준다. 액체산소는 액체질소가 담긴 열교환기 용기 안에서 78 K 까지 냉각이 될 수 있다. 보다 낮은 온도로 냉각하기 위해서는 냉각제인 액체질소의 온도를 더 낮추어야 하는데 이를 위해서 액체수소(normal boiling point, 20 K)를 열교환기 용기 내의 액체질소로 직접 분사하는 방법을 적용

한다. 이 때 분사된 액체수소는 액체질소 온도(77 K)에서 빠르게 증발되어 증발열(heat of vaporization)을 이용하여 액체질소를 과냉각 시킨다. 증발된 수소가스는 미량의 질소가스와 함께 상부의 벤트 밸브로 배출되게 된다. 안전을 위하여 증발된 수소와 질소 가스는 대기압 이상으로 배출이 되게 유지되며, 외부에서 벤트 밸브를 통한 공기의 유입을 차단할 수 있도록 되어 있다. 액체수소의 분사량에 따라 액체산소 추진제의 냉각량이 조절되며 약 67 K의 고밀도화 액체산소를 생성하는 시험이 성공적으로 수행된 바 있다[3]. 이 설비의 장점은 움직이는 기계부품이 없다는 점, 즉, 밸브 구동 외에는 전력이 필요하지 않고 열교환을 위한 액체질소 탱크 용적을 줄일 수 있다는 점이다. 또한 액체수소 분사 밸브에 의해 분사량을 조절할 경우 액체산소 추진제의 온도를 용이하게 제어할 수 있다는 점이 장점이다. 펄스 튜브 냉동기(pulse tube refrigerator)의 강제 냉각 방식은, 저온부에서 움직이는 부분이 없어 신뢰성이 높은 펄스 튜브 냉동기를 이용하여 액체산소를 직접 냉각시키는 방식이다. 이러한 과냉각 시스템은 비교적 구성이 매우 간단하여, 로켓 발사 준비 과정에서 최소한의 부가 장비가 사용된다는 장점이 있다. 특히, 미국과 같이 액체 로켓의 연료로서 액체수소를 사용하는 경우에는, 2단 펄스 튜브 냉동기를 사용하여, 냉동기의 1단과 2단에서 순차적으로 열교환을 시켜 액체수소를 과냉각하는 구성 방법이 매력적이기도 하다. 이렇게 로켓 추진제를 과냉각시켜 발사체 탱크에 공급하는 방식을 위해서는, 열교환기의 특성과 펄스 튜브 냉동기의 특성을 함께 고려하여 최적의 결과를 성취하는 시스템을 설계하여야 할 것이다.

4. 액체산소 과냉각 기술 적용 전망

발사체 과냉각 기술은 최근 재사용 우주발사체(Reusable Launch Vehicle) 개발에 요구되는 무게 저감 요구조건을 만족시킬 수 있는 핵심 기술로서 인식되어 미국에서는 NASA Glenn Research Center를 중심으로 활발한 연구가 진행되고 있다[2]. 일반적으로 과냉각 추진제를 적용할 경우, 액체산소 충전 밀도를 증가시킬 수 있으며 이에 의해 발사체 유상하중(payload)의 이득을 볼 수 있

다. 또한 터보펌프 캐비테이션 및 압축성 계수를 감소시킴으로 인해 터보펌프의 필요 마력도 감소시킬 수 있을 것으로 인식되고 있다.

앞에서 제시된 고밀도화 설비 기술은 국내에서 적용된 예는 없으나, 핵심 설비인 열교환기(보통 shell & tube 방식)의 경우 국내에서 원자력 등의 분야에 적용된 경험이 있어, 하드웨어를 제작 하는 데에는 문제가 없을 것으로 보인다. 향후 국내에서 진행 중인 소형위성발사체(KSLV-1, Korea Space launch Vehicle-1) 개발 사업에 맞추어 구체적인 적용 방안이 정해지면, 액체로켓 추진기관의 운용 신뢰도를 높이며 발사체 성능 향상에 기여할 분야로 성장될 수 있을 것으로 판단된다.

5. 전기 히터를 이용한 액체 헬륨 가압 시스템

터보 펌프를 사용하는 액체 추진 로켓에서 가압 시스템의 목적은 추진제 탱크를 가압함으로써 터보 펌프 입구의 압력을 증가시켜 터보 펌프 입구에서의 캐비테이션(cavitation) 현상을 막아주는데 있다[4]. 보통 추진제 탱크의 가압에는 비활성 기체인 헬륨이 사용되는데, 그림 4는 이러한 가압 시스템의 개략도를 나타내고 있다. 헬륨 저장 탱크로부터 나온 고압의 헬륨 가스는, 열교환기와 유량 조절 장치를 거쳐서 추진제 탱크로 들어간다. 열교환기는 헬륨 가스의 온도를 높임으로써(비체적이 커지므로) 가압에 필요한 헬륨의 양을 줄여주는 역할을 하고, 유량 조절 장치는 헬륨 가스의 유량과 압력을 추진제 탱크의 가압에 맞게 조절해 준다. 이렇게 추진제 탱크로 들어간 고압의 헬륨 가스는 탱크 내부의 추진제(액체산소, 케로신, 또는 액체수소 등)를 가압하여 터보 펌프에서 요구되는 입구 압력, NPSH(Net Positive Suction Head)를 만들게 된다. 이러한 가압 시스템에서 중요한 문제 가운데 하나는, 가압 가스인 헬륨을 로켓 내부에 어떻게 저장할 것인가에 관한 것이다. 지금까지는 주로 고압의 헬륨 탱크를 상온에 설치하거나, 헬륨의 온도를 액체 산소 온도(대략 100 K) 부근까지 낮추기 위하여 추진제인 액체 산소 탱크 내부에 설치하는 저장 방식

이 주로 사용되어 왔다. 그러나 최근 유럽의 아리안(Ariane) 로켓에서는 헬륨을 진공 단

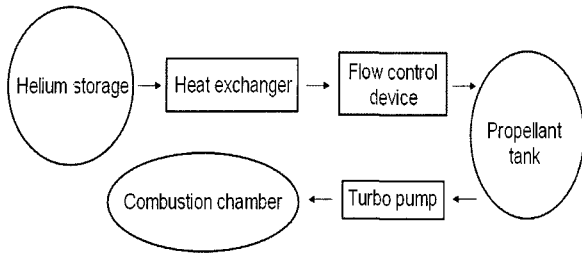


그림 4. 로켓 가압 시스템의 개략도

열된 극저온 저장 탱크 안에 액체 상태(또는 초임계 상태)로 저장하는 방식을 활용하고 있다[5]. 액체 헬륨을 이용하는 가압 시스템은, 헬륨을 상온이나 액체 산소 온도로 저장하는 방식에 비해서 헬륨의 밀도를 월등하게 높일 수 있기 때문에, 저장 탱크의 무게와 부피를 크게 줄여줄 수 있다. 다만 아리안 로켓에서는 헬륨 탱크의 방출 압력을 로켓이 발사되는 동안 어느 일정한 값으로 계속 유지하기 위하여, 상온 고압으로 저장된 또 다른 헬륨 가스탱크를 사용하고 있다. 현재, 한국항공우주연구원과 KAIST 저온공학 연구실은 가압 시스템으로 액체 헬륨을 이용하되, 탱크 내부의 방출 압력을 아리안 로켓처럼 상온 고압의 헬륨 가스를 이용하여 유지하는 것이 아니라, 전기 히터를 이용하여 헬륨에 직접 열을 가함으로써 유지하는, 새로운 방식의 가압 시스템에 대해서 연구하고 있다[6]. 전기 히터로 방출 압력을 유지함으로써 얻을 수 있는 이점은 방출 압력을 유지해 주기 위한 또 다른 상온 고압의 헬륨 탱크가 필요 없고 내부 압력을 전기적으로 제어할 수 있기 때문에 시스템을 간단하게 만들면서도 시스템의 신뢰성을 높일 수 있다는 점이다. 또한 가압 시스템의 압력 생성 원리가 초기에 초고압으로 헬륨을 충전하고 그 압력을 이용해서 가압 시스템을 작동 시키는 것이 아니라, 히터를 통하여 시스템의 압력을 조절하는 것이기 때문에 전자에 비해서 전체 시스템의 작동 압력을 상당히 낮출 수 있다. 이것은 시스템 설계를 용이하게 할 뿐만 아니라 시스템의 무게를 줄이는데도 큰 역할을 한다. 한국항공우주연구원과 KAIST 저온공학연구실에서는 작년에 전기 히터를 이용한 액체 헬륨 가압 시스템의 소규모 실

험 장치를 제작하여 실험을 수행하였고 실험을 통해서 가압 시스템이 주어진 실험 조건을 만족시키면서 잘 작동됨을 확인하였다. 현재는 가압 시스템의 효율을 높이는 연구가 진행 중이다.

5. 맺음말

지금까지 액체 산소 과냉각 충전 기술과 액체 헬륨을 이용한 로켓 추진제의 가압 시스템에 대해서 간략하게 살펴보았다. 현재 우리나라의 로켓 관련 기술은 주요 선진국들에 비해 뒤떨어져 있는 것이 사실이다. 그래서, 지금 소형위성발사체(KSLV-1, Korea Space launch Vehicle-1) 개발 사업과 같은 국가 프로젝트를 중심으로 선진국을 따라잡기 위한 연구 개발과 집중적인 투자가 이루어지고 있다. 앞서 기술한 두 가지 저온 관련 기술 역시 로켓 추진 시스템의 성능 향상과 밀접한 관련을 맺고 있기 때문에 앞으로도 지속적인 연구가 필요하다고 할 수 있다.

참고문헌

- [1] Nancy B. McNelis and Mark S. Habersbusch, "Hot Fire Ignition Test With Densified Liquid Hydrogen Using a RL10B-2 Cryogenic H₂/O₂ Rocket Engine", AIAA-97-2688, July (1997).
- [2] W. Greene, T. Knowles and T. Tom sik, "Propellant Densification for Launch Vehicles: Simulation and Testing", AIAA-99-2335, (1999).
- [3] T. I. Lak, M. E. Lozano, "Propellant Densification Without Use of Rotating Machinery", AIAA-20 02 -3599, (2002).
- [4] E. Ring et al., "Rocket Propellant and Pressurization Systems", Prentice-Hall, Canada (1964).
- [5] A. Teissier, C. Bass, "Liquid Helium Storage for Ariane 5 Main Stage Oxygen Tank Pressurization", 31st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, San Diego, AIAA 95-2956 (1995).
- [6] S. In, S. Jeong and H. Kim, "Investigation on Liquid Helium

Pressurization Process Using a Heater in a Liquid Propellant Rocket", Cryogenics, Vol. 44, pp. 467-474 (2004).

저자이력



조남경 (趙南慶)

1968년 7월 3일생, 1991년 서울대학교 항공우주공학과 졸업, 1993년, 서울대학교 항공우주공학과 졸업(공학석사) 현재 한국과학기술원 기계공학과 박사과정, 1993-현재 한국항공우주연구원 우주발사체 사업단 선임연구원



인세환 (印世煥)

1978년 2월 24일생, 2000년 연세대 기계전자공학부 졸업, 2002년 한국과학기술원 기계공학과 졸업(공학석사), 현재 동 대학원 기계공학과 박사과정



정상권 (丁常權)

1962년 8월 16일생, 1985년 서울대 공대 기계공학과 졸업, 1992년 MIT 기계공학과 졸업(공학박사), 1992~1995년 MIT Plasma Fusion Center 연구원, 2000~2001년 MIT Francis Bitter Magnet Laboratory 방문교수, 1996~현재 KAIST 기계공학과 교수