

# 수소의 특성 및 로켓 추진제로서의 고려사항

임하영\* · 조인현\*\*

## Characteristics of Hydrogen and Considerations as a Rocket Propellant

Hayoung Lim\* · Inhyun Cho\*\*

### ABSTRACT

General characteristics of hydrogen and the ratio change of the two forms of hydrogen(ortho-hydrogen and para-hydrogen) as a function of the temperature were introduced. The unique characteristics of hydrogen, such as a wide range of flammability limits, low minimum ignition energy, low maximum inverse temperature, and hydrogen embrittlement were introduced. The process of producing the liquid hydrogen using pre-cooling and expansion engine and ortho-para conversion using the catalyst were introduced. Finally, the characteristics and the considerations as a propellant for liquid rocket were reviewed.

### 초 록

수소의 일반적인 특성과 온도 변화에 따른 ortho-수소와 para-수소의 비율에 대하여 살펴보았다. 수소의 독특한 특성인 넓은 연소 영역, 낮은 점화 에너지, 낮은 최대역전온도 및 수소 취성을 소개하였다. 예냉과 팽창 엔진을 사용하는 액체 수소 제조 방법과 촉매를 이용한 ortho-para 변환을 살펴보았으며, 액체로켓 추진제로서의 특성과 고려해야 할 사항들을 검토하였다.

Key Words: Hydrogen(수소), Liquid Rocket(액체로켓), Liquefaction(액화), Propellant(추진제)

### 1. 서 론

미국의 스페이스셔틀, 일본의 H-II 로켓, 그리고 유럽의 Arian-5의 공통점은 액체 수소를 연료로 사용하는 것이다. 해외 발사체에서는 액체수

소를 흔히 사용하지만 우리나라의 KSR-III와 KSLV-1의 1단 엔진이 케로신을 사용하고, 현재 개발 중인 한국형발사체 엔진에서도 케로신을 사용하기 때문에 액체 수소에 대해 관심과 정보가 부족하다. 본 논문에서는 로켓 추진제로서 우수한 특성을 갖는 수소에 대한 정보를 전달하고자 수소의 특성, 액체수소 제조법과 액체 로켓에 적용할 때 고려해야 할 사항들을 소개하고자 한다.

\* 한국항공우주연구원 추진제어팀

\*\* 한국항공우주연구원 추진제어팀

연락처, E-mail: hylim@kari.re.kr

## 2. 수소의 특성

### 2.1 수소의 일반적인 특성

수소는 우주에서 가장 가벼운 원소로 우주 전체를 구성하는 물질 중 약 75%를 차지한다. 수소는 Fig. 1과 같이 양성자의 회전 및 이에 따른 각운동량에 의해 ortho-수소(이하 o-H<sub>2</sub>)와 para-수소(이하 p-H<sub>2</sub>)의 분자 형태를 갖는다. 고온(300K 부근)에서 이 두 가지 형태의 수소가 혼합된 수소를 normal-수소라 부르며, 이 경우 o-H<sub>2</sub>가 75%이고 p-H<sub>2</sub>가 25%를 차지한다[1]. 온도에 따라 이들 수소의 비율이 변하며 온도가 낮아질수록 p-H<sub>2</sub>의 비율이 높아지며 20K 부근에서는 p-H<sub>2</sub>의 비율이 99.8%를 차지한다. 특정 온도에서 이들 수소의 비가 평형을 이루고 있는 것을 equilibrium-수소라고 하며 이 구성비는 Fig. 2와 같다.

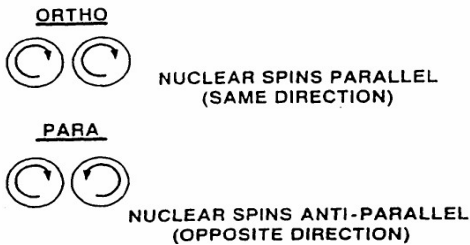


Fig. 1. Ortho-hydrogen and para-hydrogen

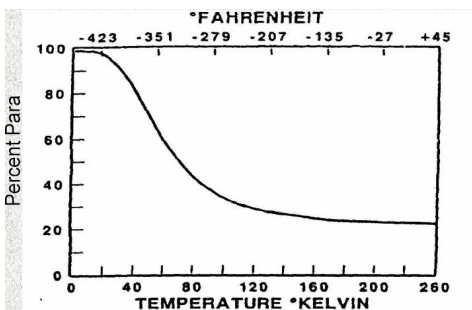


Fig. 2. Ortho-para concentration of hydrogen as a function of temperature

수소는 무색, 무취의 특성을 가지며 공기와 혼합하면 4%에서 75%까지의 넓은 부피 범위에서 연소가 가능하다. 수소분자 두개는 산소 분자 하

나와 결합(연소)하여 물 분자 두 개를 생성하고 이때 572kJ(286kJ/mol)의 에너지를 발생시킨다. 공기와의 혼합가스는 793~1023K의 자연발화 온도를 갖으며, 0.02mJ의 매우 작은 에너지만으로도 점화가 일어난다[2].

수소와 산소의 연소 화염은 자외선으로 방출되므로 육안으로는 식별이 어렵다.

수소는 금속의 물리적인 성질을 저하시키는 수소취성(hydrogen embrittlement)이라는 특성을 갖고 있다. 이것은 금속에 용해될 수 있는 한계 이상의 수소가 존재할 때 발생하며, 마르텐사이트 철, 니켈과 니켈 합금, 티타늄 합금 등이 취약하다고 알려져 있다[2].

### 2.2 액체 수소의 제조

수소는 끓는점이 20.3K로서 1898년 James Dewar에 의해 처음 액화되었다. 대기압에서 액체상태의 밀도는 70.8kg/m<sup>3</sup>으로 물에 비해 1/14밖에 되지 않으며 액체 수소가 상온/대기압의 기체로 기화되면 848배로 부피가 증가한다.

실제 기체는 단열이 되고 외부로의 일이 없는 밸브 또는 오리피스스를 통해 팽창이 되면 Joule-Thomson 효과에 의해 온도가 올라가거나 떨어진다. 이 과정은 등엔탈피 과정으로 가정할 수 있으며 실제 가스에 대하여 이 과정을 온도와 압력에 대해 그리면 Fig. 3과 같다.

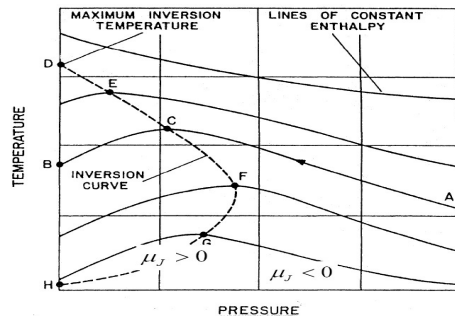


Fig. 3. Isenthalpic expansion of a real gas

등엔탈피 과정에서 압력에 대한 온도의 변화는 Joule-Thomson coefficient  $\mu_J$ 라고 정의하며 Fig.3에서와 같이  $\mu_J$ 가 영(zero)가 되는 점을 연

결한 것을 inversion curve라고 하고, 압력에 따른 역전온도(inversion temperature)가 있으며 Fig. 3의 D 점을 최대역전온도라고 한다. 대부분의 기체의 최대역전온도는 상온보다 높지만 헬륨, 수소 및 네온은 최대역전온도가 상온보다 낮기 때문에 상온에서 팽창을 시키면 온도가 상승한다[1].

Joule-Thompson 효과를 이용하는 것 외에 팽창 터빈(또는 엔진)을 이용하여 기체가 가지고 있는 에너지를 외부로 배출시켜 온도를 낮추는 방법이 있으며, 이 방법은 최대역전온도와 관계없이 온도를 낮출 수 있다. 기체 수소를 액화시키는 방법은 액체 질소 등을 이용하여 수소의 온도를 미리 낮춘 후 팽창밸브를 이용하여 액화를 시키거나 팽창 터빈을 조합하여 액화를 시킨다. Fig. 4는 액체질소를 이용하여 예냉을 시키는 Linde-Hampson 시스템이며, Fig. 5는 팽창 엔진을 조합한 Claude 시스템을 보여준다. 국내 KIST에서는 1999년 0.5 l/hour급의 액화시스템에 대한 연구를 수행한 적이 있다[3]

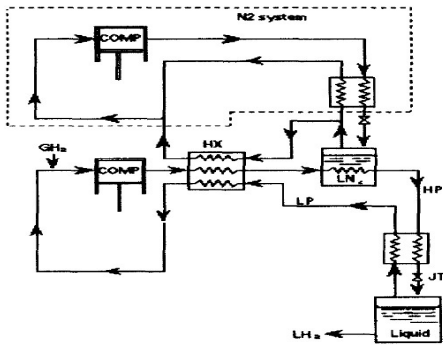


Fig. 4. Linde-Hampson hydrogen liquefaction system

상온의 수소를 액화시키면 상온 상태에서의 o-H<sub>2</sub>와 p-H<sub>2</sub> 비율을 그대로 유지한 상태에서 액화가 되기 때문에 극저온에서의 o-H<sub>2</sub>/p-H<sub>2</sub> 비율로 평형을 이루기 위해 o-H<sub>2</sub>가 p-H<sub>2</sub>로 서서히 변환한다. 이 변환 과정에서 액체수소의 잠열인 443kJ/kg 보다 높은 703kJ/kg의 열이 발생하여 액체수소를 기화시킨다. 이를 방지하기 위해서 촉매를 이용하여 신속하게 변환이 일어나

게 한다. 촉매로는 hydrous ferric oxide, 알루미늄이나 입자에 도포된 산화크롬, 숯/실리카겔 그리고 니켈 기반이 사용되며 이중 hydrous ferric oxide가 가장 우수한 특성을 갖는다. 메탄, 일산화탄소, 그리고 에틸렌 등은 촉매를 피독시켜 성능을 떨어뜨리기 때문에 액화장치에 유입되는 수소의 순도를 깨끗하게 유지하는 것이 중요하다[2].

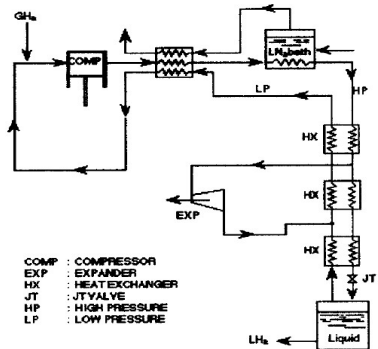


Fig. 5. Claude hydrogen liquefaction system

### 3. 로켓 추진제로의 특성 및 고려사항

#### 3.1 로켓 추진제로서의 특성

수소는 액체로켓에서 중요한 성능 계수인 비추력(Isp)이 최대 450sec 전후로 다른 연료에 비해 매우 높은 값을 갖는다[4]. 산소와의 stoichiometric ratio가 8이지만 배출가스의 속도를 높여 높은 비추력을 얻기 위해 4.5~6 사이의 혼합비로 운용한다[5]. 수소의 낮은 밀도로 인해 케로신과 같은 무게를 싣기 위해서는 약 7배 정도의 부피가 더 요구되며 이에 따라 발사체의 무게와 부피가 증가한다. 또한 매우 낮은 온도로 인해 추진제 탱크와 배관의 단열을 해야 함에 따라 무게가 더 증가하게 된다. 이로 인해 수소의 높은 Isp의 장점이 상쇄가 되며, 공력저항을 극복해야 하는 1단에서는 케로신 엔진에 비해 특별한 성능 향상을 기대할 수 없기 때문에 Saturn V, Zenit, Proton 등 많은 발사체에서는 1단에 수소 외의 연료를 사용한다. 그러나 상단에서는 약간의 성능 차이라도 임무에 큰 영향을

미치기 때문에 Saturn V, 인도의 GSLV, 유럽의 Ariane V 등 많은 발사체의 상단에서 수소를 사용한다.

수소는 높은 비열을 갖고 있고 탄화수소계열의 연료처럼 높은 온도에 분해가 일어나지 않아 재생냉각에 적합하다[5].

터보펌프로 수소를 가압할 때에는 낮은 밀도로 인해 다른 연료에 비해 매우 높은 회전수가 필요하여 통상 1~2만 rpm으로 회전하는 케로신에 비해 3~9만 rpm의 높은 회전수가 필요하다. 밀도가 비슷한 케로신과 액체산소는 하나의 터빈으로 연료와 산화제 펌프를 구동시킬 수 있지만 수소는 별도의 터빈을 사용하거나 기어박스를 이용하여 회전수를 증가시켜야 하기 때문에 케로신/액체산소 엔진에 비해 터보펌프의 구성이 복잡하다.

### 3.2 고려사항

앞서 설명한 바와 같이 수소 엔진은 수소를 완전 연소시키지 않으며, 엔진 점화전 예냉(pre-cooling)에 사용된 수소를 엔진 연소실을 통해 배출시키고, 엔진 작동 중 점화 장치의 이상 이 있을 경우 수소가 대기 중으로 배출되어 산소와 혼합되어 폭발 가능성이 있기 때문에 연소 시험장 또는 발사대에서는 반드시 별도의 점화 장치(after burner)로 연소시켜 주어야 한다[6].

다량의 수소를 배출시킬 때에는 flare stack 또는 flare pond를 이용하여 연소시켜서 배출시켜야 하며, 화염이 역류하지 않도록 해야 한다[2].

가스 수소 또는 액체 수소를 빠른 속도로 대기 중으로 배출시킬 때에는 배관 내에서 미약한 정전기가 발생하며, 배관 내에 파티클이 있는 상태에서 배출되어도 정전기가 발생하거나 파티클이 빠른 속도로 부딪히면서 점화 에너지를 발생시킬 수 있다[2, 6, 7]. 정전기에 의한 점화 특성 실험 결과 배관 접지, 배관 내의 파티클 제거, 그리고 테이퍼가 진 다공성 튜브를 사용하면 위험성이 감소한다는 연구결과가 있다[7].

액체수소는 끓는점이 매우 낮기 때문에 액체 수소를 충전하기 전에 시스템 내부에 공기가 잔류하고 있으면 산소와 질소가 얼어서 고체가 되

며, 산소는 연소가 가능한 혼합물을 만들고, 질소는 밸브 등의 장치를 손상시킬 수 있기 때문에 시스템 운용 전에 헬륨 퍼지 또는 진공화 작업을 수행하여 공기를 제거해야 한다[5].

## 4. 결 론

수소는 매우 깨끗한 연소생성물을 만들고, 높은 에너지를 발생시키고, 우수한 냉각성능을 갖는 등의 로켓 추진체로서의 많은 장점이 있지만 아주 작은 에너지로 점화가 가능하고 공기와의 넓은 혼합비에서 연소가 일어난다. 본 논문에서는 이러한 수소의 일반적인 특성과 액체 수소 제조 방법, 로켓 연료로서의 특성을 살펴보았다.

## 참 고 문 헌

1. Randall F. Barron, Cryogenic Systems, 2nd ed., Oxford University Press, 1985
2. F. J. Edeskuty and W. F. Stewart, Safety in the Handling of Cryogenic Fluids, Plenum Press, 1996
3. 강병하, 김서영, "액체수소 저장 기술," 수소 에너지, 제12권2호, 2001년 6월, pp.88-102
4. D. K. Huzel and D. H. Huang, Modern Engineering for Design of Liquid-Propellant Rocket Engines, AIAA, 1992
5. Sutton, G. P., Rocket Propulsion Elements, 6th ed., John Wiley & Sons Inc., 1992
6. Y. Khristenko et. al, "The safety provision during venting of gaseous hydrogen to atmosphere at the liquid propellant rocket engine test stand complex using LH2+LOX," Int. Journal of Hydrogen Energy, 24, 1999, pp.677-685
7. T. Imamura et. al, "Control of the ignition possibility of hydrogen by electrostatic discharge at a ventilation duct outlet," Int. Journal of Hydrogen Energy, 34, 2009, pp.2815-2823