

技術論文

발사체 추진제로서 과산화수소의 과거와 미래전망

하성업*, 권민찬*, 서건수**, 한상엽***

The Past and Future Perspectives of
Hydrogen Peroxide as Rocket Propellants

Seong-Up Ha*, Min-Chan Kwon*, Kyoum-Su Seo** and SangYeop Han***

ABSTRACT

In the field of rocket propulsion system hydrogen peroxide has been used as mono-propellant and as the oxidizer of bi-propellants. At the beginning, hydrogen peroxide was used as mono-propellant for thrusters, but later it had been replaced by hydrazine, which has better specific impulse and storability. On the other hand, to drive turbo-pumps, hydrogen peroxide is still being utilized. As the oxidizer of bi-propellants it was used until 1970's and from 1990's hydrogen peroxide once again got back to developer's interest, because one of the recent development purposes of rocket propulsion system is low-cost and ecologically-clean. Until now the storability of hydrogen peroxide has been remarkably improved. The combination of Kerosene/H₂O₂ also shows similar accelerating performance to Kerosene/LOx combination because of higher propellant density and higher O/F ratio, even though the propulsion performance is not as good as the combination of Kerosene/LOx. Moreover, its combustion products are much cleaner than Kerosene/LOx combination.

초 록

로켓추진기관에 있어 과산화수소는 단일추진제와 이중추진제의 산화제로 사용되어 왔다. 과산화수소는 추력기용으로 사용된 최초의 단일추진제였으나, 후에 보다 비추력이 높고 저장성이 좋은 하이드라진으로 대체되었고, 터보펌프 구동용으로는 여전히 사용되어지고 있다. 이중추진제의 산화제로서는 1970년대까지 사용되었다. 1990년대에 들어서 저비용, 친환경적인 개발이 중요하게 대두되면서 과산화수소는 다시 개발자들의 관심의 대상이 되었다. 과산화수소의 저장성능이 과거에 비해 크게 개선되었으며, 케로신/과산화수소를 추진제 조합으로 사용하는 경우 케로신/액체산소를 사용하는 경우에 비하여 가속성능은 다소 떨어지나, 높은 추진제밀도와 O/F 비로 인하여 유사한 가속성능을 얻을 수 있으며, 연소생성물 역시 더욱 청정하였다.

Key Words : H₂O₂, Hydrogen Peroxide(과산화수소), Propellant(추진제), Oxidizer(산화제), Catalyst(촉매), Rocket(로켓)

† 2009년 3월 3일 접수 ~ 2009년 6월 9일 심사완료

* 정회원, 모스크바국립항공대학교 로켓엔진학과

** 정회원, 한국항공우주연구원 발사체사업조정팀

*** 정회원, 한국항공우주연구원 추진제어팀

교신저자, E-mail : syhan@kari.re.kr

대전광역시 유성구 어은동 45번지

1. 서 론

“로켓추진기관”은 제트추진기관(혹은 반동추진기관)중에서도 모든 추진제를 기체 내에 가지고

있는 기관을 말하며, 비행체 내에 연료만을 탑재하고 산화제를 외부로부터 얻는, 즉 공기를 흡입하여 연료와 혼합, 연소 후 반작용력을 발생시키는 공기흡입식추진기관(혹은 덕트추진기관)과 구별된다. 로켓추진기관은 공기흡입식추진기관에 비하여 월등히 떨어지는 비추력을 보이지만, 모든 추진제를 자체적으로 보유하고 있어 공기가 없는 물속은 물론, 진공상태의 우주에서도 추진력을 얻을 수 있다. 또한 상대적으로 큰 힘을 만들 수 있기 때문에, 인류가 우주를 향할 수 있는 현존하는 유일한 형태의 추진기관으로 불리고 있다.

수백 년간 인류는 고체상태의 연료와 산화제를 혼합한 고체로켓추진기관을 사용하여 왔으며, 그 용도는 주로 불꽃놀이 등의 유희에 이용되었고, 일부는 군사적 목적으로 사용되기도 하였다. 19세기 말에 접어들면서 우주로 진출하기 위한 보다 구체적인 연구가 시작되었고, 고체로켓추진기관보다는 비추력이 좀 더 높고, 추력 조절이 용이한 액체로켓추진기관이 우주비행에 더 적합함이 밝혀졌다. 이후 독일, 러시아, 미국, 프랑스 등을 중심으로 많은 연구가 시작되었고, 불과 100여 년에 불과한 액체로켓추진기관의 역사 동안 많은 로켓개발자들이 보다 적합한 추진제를 찾기 위한 많은 노력을 경주하였다. 그 결과, 약 1,800 여 종의 화학물질을 추진제 후보로 검토하였고, 2,000여 연료/산화제 조합을 연구하였으며, 300여 조합에 대한 지상추력연소시험을 실시하였

다. 그리고, 이 중 약 40 여 조합을 사용하여 실제 로켓 비행시험을 수행하였다.

추진제의 연료로서 수많은 화학물질이 사용되었으며, 대표적으로 수소, 탄화수소계(알콜, 메탄, 가솔린, 케로신, RP-1, T-1, 신틴 등), 하이드라진계(하이드라진, MMH, UDMH 등)가 가장 널리 사용되었다. 이 외에도 아민계, 암모니아계 등도 사용되었으며, 심지어 알루미늄, 마그네슘 등의 금속 분말도 액체추진제 시스템의 연료로서 사용될 수 있었다.

그러나 산화제로 선택된 화학물질은 극히 적은 숫자로, 산소(O₂), 과산화수소(H₂O₂), 사산화질소(N₂O₄), 질산(HNO₃) 등 아주 제한된 몇 종류의 화학물질만이 산화제로서의 역할을 담당하였다. 이러한 대표적인 산화제의 특성은 Table 1에 제시된 바와 같다[1,2].

추진제로 사용된 화학물질 중 과산화수소는 촉매반응에 의한 단일추진제시스템과 과산화수소가 산화제의 역할을 하며 연료와 혼합하여 연소하는 이원추진제시스템 모두에 적용할 수 있는 화학물질이다.

과산화수소는 촉매반응을 통해 분해하여 고온의 가스를 얻는 단일추진제기관의 추진제로 가장 먼저 채택되어 사용된 물질로서, 자세제어(ACS; Attitude Control System or RCS; Reaction Control System), 혹은 터보펌프 구동용 등의 용도로 사용되었다. 후에 자세제어용의 자리는 저장성이 뛰어나고 비추력이 좀 더 높은 하이드라

Table 1. Comparison of Oxidizers for Rocket [1,2]

	LOx	H ₂ O ₂	N ₂ O ₄	HNO ₃
	Liquid Oxygen	Hydrogen Peroxide	Dinitrogen Tetroxide	Nitric Acid
Density	(kg/m ³) 1,140 (-183 ℃)	1,450 (+20 ℃)	1,450 (+20 ℃)	1,510 (+20 ℃)
Freezing point	(℃) -218	-1	-11	-42
Boiling point	(℃) -183	+150	+22	66
Vapor pressure	(bar) 1 (-183 ℃)	0.003 (+25 ℃)	0.96 (+20 ℃)	0.009
Explosion hazard	relatively safe	relatively safe	safe	safe
Advantages	- ecologically-clean - low cost - widely used	- ecologically-clean - storable - very low vapor pressure	- storable - widely used	- storable
Disadvantages	- low density - cryogenic (non-storable)	- high freezing point	- toxic - narrow range as liquid	- toxic - corrosive
etc.		- also work as mono-propellant	- widely used with MMH, UDMH	- widely used with UDMH, Amine

진이 생산 및 운영 절차가 안정화됨에 따라 대부분 하이dra진 시스템으로 대체되었으나, 터보펌프 구동용으로는 지금도 높은 신뢰도를 보이며 계속 사용되고 있다.

이원추진제 중 산화제로 과산화수소를 사용하는 것은 1970년대까지 영국, 미국, 러시아 등에서 계속되었다. 그러나 현재는 로켓추진제의 성능을 극대화하려는 많은 노력의 결과 산화성이 강한 액체산소가 대표적인 산화제로 자리를 잡았으며, 군사적 목적 등의 이유로 장기간 상온저장이 요구되는 곳에서는, 부식성이 적고 저장성이 우수한 사산화질소가 그 위치를 주로 차지하게 되었다.

이후 한동안 주 추진제의 산화제 자리에서 밀려났던 과산화수소는 1990년대에 들어서면서 “친환경, 저비용”이라는 새로운 개발방향이 중요하게 대두되면서 다시금 새로운 관심과 재조명을 받기 시작하였다. 과산화수소가 산화제로서 새로운 관심과 재조명을 받게 된 이유는 액체산소를 산화제로 사용하는 것보다 추진성능이 다소 떨어지기는 하나 친환경적인 연소생성물을 배출하고, 무엇보다 극저온의 어려움을 피할 수 있기 때문이다. 또한 과산화수소 안정화기술의 발달로 자연분해 특성이 상당히 억제될 수 있었던 것도 하나의 중요한 이유이다.

한편 과산화수소를 추진제로 사용하고자 하는 국내의 연구동향을 보면, 소형 단일추진제 추력기 분야의 일부 연구를 제외하고는 거의 전무한 상태이다. 따라서 본 보고서에서는 추진제로서 과산화수소의 역할, 국외 동향, 열역학 및 가속성능 해석 등을 통한 성능비교, 그리고 시스템 관점에서 과산화수소의 활용 의미 등을 고찰해 보고자 한다.

II. 추진제로서의 과산화수소 특성

추진제로서의 과산화수소를 논하기 위하여 우선 과산화수소의 특성을 좀 더 구체적으로 살펴볼 필요가 있다. 먼저 과산화수소의 장점을 살펴보면 다음과 같다[3].

- 독성이 없다. (추진제로 사용하는 고농도과산화수소를 흡입하거나 피부에 접촉하였을 때 여전히 위험하기는 하나 물질 자체가 독성을 가지는 것은 아니다.)
- 상온보관이 가능하다. (100%의 경우 -1℃ ~ 150℃에서 액체 상태로 존재한다. 농도가 낮아지면 어는점은 더욱 내려간다.)

- 촉매분해생성물과 연소생성물이 환경친화적이다. (촉매분해 시 순수한 물과 산소가 발생한다. 또한 탄화수소계 연료와의 연소시 연소생성물은 물이 대부분이며, 액체산소를 산화제로 사용하는 조합에 비해 낮은 이산화탄소와 일산화탄소 배출 농도를 보인다. Table 6 참고.)

- 액체산소 보다 높은 밀도를 가진다. (높은 밀도의 추진제로 발사체를 더 작게, 가볍게 만들거나, 더 많은 양의 추진제를 탑재할 수 있다. Table 1 참고.)

- 증기압이 매우 낮다. (25℃의 상온에서 0.003 기압 정도의 매우 낮은 증기압을 가지며, 이러한 이유로 터보펌프 입구에서의 공동화가 잘 발생하지 않는다.)

- 높은 O/F 비(산화제/연료 무게비율)를 가진다. (높은 O/F 비는 발사체 내 추진제 평균밀도를 더욱 증가시켜 가속성능을 향상시킨다. Table 4 참고.)

- 높은 비열을 가진다. (과산화수소는 다른 산화제는 물론 케로신보다도 높은 비열을 가진다. 25℃에서 물:4.186 과산화수소:2.628 RP-1:1.983 kJ/kg℃) 과산화수소가 산화제로 사용되는 경우 연료에 비해 5~10 배의 탑재량을 가지므로 연소실 재생냉각이 더욱 용이하다.

- 물을 이용하여 소화가 가능하다. (고농도 과산화수소의 누출 등으로 인하여 주변의 오염물질을 촉매로 하여 연소할 경우, 단순히 물을 주변에 분사하여 과산화수소의 농도를 낮춤으로서 소화시킬 수 있다.)

- 다양한 기체를 가압제로 사용할 수 있다. (질소, 헬륨은 물론 많은 종류의 기체와 반응하지 않음은 물론 과산화수소로의 기체 용해가 잘 일어나지 않기 때문에 다양한 기체를 과산화수소의 가압을 위해 사용할 수 있다.)

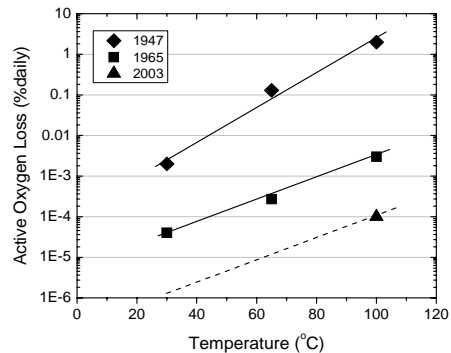


Fig. 1. Oxygen Loss from H2O2 per day (Comparison with yrs. 1947, 1965, and 2003) [4]

이에 반하여 대표적인 단점은 다음과 같다.

- 생산단가가 액체산소에 비해 비싸다. (액체산소의 생산비에 비하여 비싼 가격을 형성한다. 그러나 고가의 극저온 설비를 피할 수 있다는 점은 어느 정도 이 단점을 상쇄한다.)
- 시간이 지남에 따라 자연 분해된다. (과산화수소는 장기보관 시 자연분해 되는 특성을 가진다. 이는 과거에 상온저장성추진제로서의 장점을 살리지 못한 근본적인 이유 중 하나였다. 그러나 오늘날에는 안정화기술이 크게 발전하여, Fig. 1에서 보이는 바와 같이 발사체 개발 초기와 비교하여 아주 낮은 수준의 자연분해율을 보이므로 이와 같은 단점은 크게 개선되었다. 과산화수소 수용액에는 과산화수소와 물 이외에도 일반적으로 약 1 % 정도의 안정제가 포함되어 있다.[4,5])

III. 과산화수소를 사용한 주요 발사체

과산화수소가 과거 발사체 개발과정 및 역사 속에서 어떤 역할을 하였는지 고찰해 보는 것은 매우 중요하며, 본 논문에서는 발사체 추진기관 측면에서 과산화수소의 역할을 고찰해 보고자 한다.

3.1 독일의 “V-2”

최초의 실용발사체라 할 수 있는 독일의 “V-2”는 단거리탄도미사일(SRBM; Short Range Ballistic Missile)로 개발되었으며, 제2차 세계대전 말 영국 런던을 공격하기 위해 사용되었다. 주 추진제로 75% 알코올과 액체산소를 사용하였으며, 터보펌프를 구동하기 위하여 80% 과산화수소를 촉매분해 하여 고온가스를 터빈으로 공급하는 별도의 시스템을 가지고 있었다. 액체상태

의 과망간산염 수용액을 촉매로 사용하였으며, 가스발생기(혹은 증기가 대부분의 생성물이라 하여 ‘증기발생기’라고도 불린다)에서 과산화수소와 혼합시켜 685 K의 고온가스를 발생시켰다. 과산화수소 탱크와 촉매수용액 탱크를 가압하는 기체의 압력을 조절하여, 가스발생기로 유입되는 유량을 제어하였으며, 이를 통하여 발사체의 추력을 조절하였다.

제2차 세계대전 종전 후, “V-2”를 포함한 독일의 발사체 기술은 미국, 구소련은 물론 영국, 중국 등으로 전해졌으며, 이 기술은 해당국가의 발사체 개발에 큰 영향을 미쳤다. (중국은 구소련을 통해 간접적으로 전해졌다.)[1,6,7,8]

3.2 러시아의 “R-7”

주 추진제와는 별도로 과산화수소를 사용하여 터보펌프를 구동하는 방식은 구소련에도 그대로 전해졌다. 스푸트닉(Sputnik), 루나(Luna), 보스톡(Vostok), 몰리야(Molya), 보스호드(Voshod), 소유즈(Soyuz) 등으로 불리는 R-7 계열 발사체는 세계 최초의 대륙간탄도미사일(ICBM; Inter-Continental Ballistic Missile)이었으며, 또한 최초로 우주궤도진입을 위해 사용된 우주발사체이기도 하다. 최초 유인우주인 역시 R-7 계열인 보스톡 발사체로 성공하였다. 케토신과 액체산소를 주 추진제로 사용하였으며, 과산화수소를 고체촉매(과망간산염)에 의해 분해시켜 터보펌프를 구동하였다. 또한 이 엔진은 고체촉매실로 유입되는 과산화수소의 유량을 조절함으로써 추력을 제어하였다. 이러한 구조는 독일 “V-2” 시스템의 기본특징을 그대로 유지한 것이다[1,8,9].

“R-7” 계열이 발사체 역사에서 중요한 또 다른

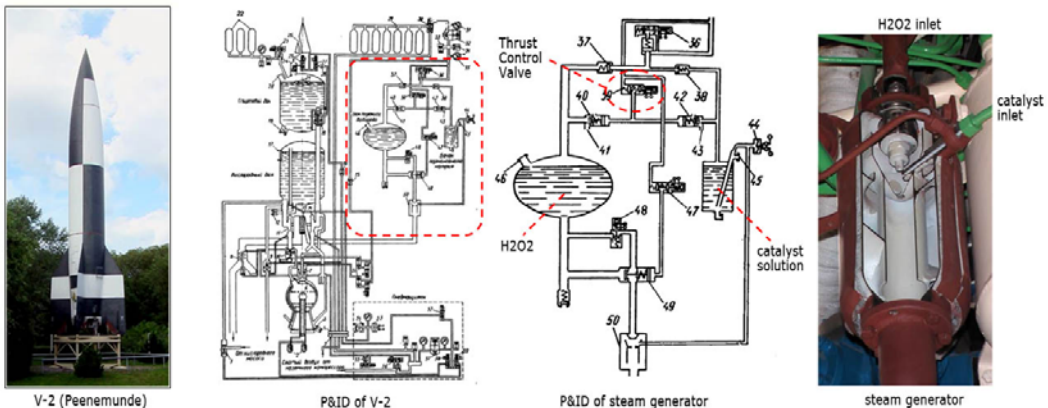


Fig. 2. German “V-2” [6]

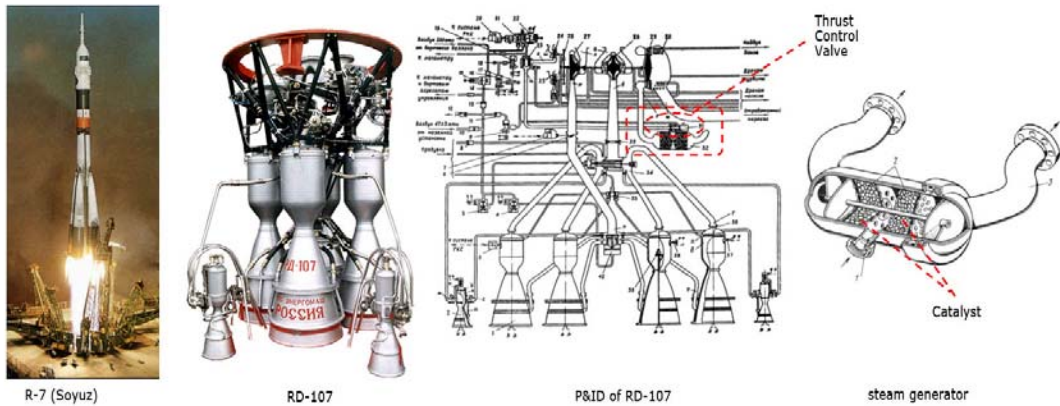


Fig. 3. Russian "R-7" [9]

점은 높은 성공률과 많은 발사횟수를 들 수 있다. "R-7" 계열은 지금까지 약 97.5%의 성공률로 1,600여 회 이상의 우주발사 기록을 가지고 있으며, 최근 기록은 거의 100%에 육박하고 있다. 이러한 발사횟수는 전 세계 전체 우주발사횟수의 약 1/3에 해당하는 큰 숫자이다. 또 한 가지 주목할 점은 여러 '최초'라는 수식어를 가지는 오래된 발사체임에도 불구하고, 현재에도 여전히 활발히 이용되는 매우 신뢰도 높은 발사체라는 점이다[8,10].

3.3 영국의 "Black Arrow"

영국은 제2차 세계대전이 끝나기 전까지는 산화제로서 액체산소를 널리 사용하여 왔으나, 종전과 더불어 전해진 독일의 기술을 바탕으로, 주 추진제의 산화제로서 과산화수소를 사용하는 것을 적극적으로 검토하고 개발하였다. 50년대 후반 주 추진제로 케로신/과산화수소를 사용하는 시험로켓 "Black Knight"를 개발하였으며, 이 기술을 바탕으로 60년대 후반에는 우주궤도진입용 로켓인 "Black Arrow"를 개발하였다(Fig. 4). 이 발사체는 터빈구동을 위한 별도의 공급시스템 없이 주 산화제배관으로부터 일부 과산화수소를 분기하여 촉매에 의해 반응시켜 터빈을 구동하였다. 3단형으로 구성된 "Black Arrow"에서 상단인 3단은 고체로켓추진기관이었으며, 1단과 2단에는 각각 24톤, 7톤의 추력을 발생시키는 케로신/과산화수소 엔진인 Gamma 8과 Gamma 2가 각각 사용되었다(Table 2). 이 엔진에서는 은을 주성분으로 하여 제작된 격자형태의 금속촉매가 사용되었다.

발사체 역사상 "Black Arrow"는 두 가지 중요한 기록을 가지고 있다, 첫째는 영국의 인공위성

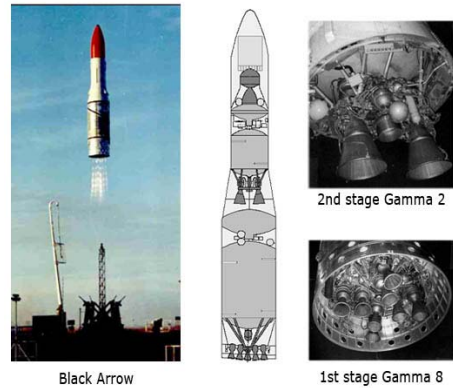


Fig. 4. Great Britain "Black Arrow"[12]

을 궤도에 진입시킨 유일한 영국의 우주발사체이며, 둘째는 전 세계에서 과산화수소를 주 산화제로 사용한 유일한 우주발사체였다 라는 점이다. 그러나 이 발사체는 1971년 최초로 자국의 인공위성을 궤도에 성공적으로 진입시킨 것이 마지막 발사가 되었으며, 영국정부의 우주발사체 개발에 대한 무관심과 재정적 위기 속에 성공적인 첫 위성발사를 끝으로 영국의 발사체 개발프로그램은 전면 취소되었다[1,8,11,12].

3.4 미국

터빈구동을 위해 과산화수소를 촉매분해하여 사용하는 방식은 미국에도 전해져 레드스톤(Redstone), 주피터(Jupiter), 센토(Centaur), 마이킹(Viking) 등 많은 발사체들이 이 방식을 계승하였다. 이 방식은 독일의 "V-2"를 개발한 폰 브라운(Von Braun)이 선호하는 방식이었으며, 종전 후 그가 미국으로 망명하여 미 우주개발의 최고

Table 2. Specifications of "Black Arrow" [12]

	Stage	Propellants	Thrust (ton)	Chamber Pressure (bar)	Burning Time (sec)	ISP (sec)	Mass (Gross/ Empty) (kg)	
	Gamma 2	2nd	RP-1/H ₂ O ₂	7	47.4	113	-	3,537 535
	Gamma 8	1st	RP-1/H ₂ O ₂	24	47.4	142	265/251	14,104 1,070

수장의 자리까지 올랐으므로, 이는 당연한 결과라고 말할 수 있겠다[3,13].

IV. 추진제로서의 역할

4.1 단일추진제로서의 과산화수소

단일추진제로서 과산화수소가 사용되어 질 때는 '과산화수소가 연료로 사용된다.'라고도 말한다. 연료의 사전적 의미는 산화제와의 반응, 즉 연소의 경우 뿐 아니라, 자신의 물리화학적 변화에 의해 외부로 에너지(흔히 열)를 방출하는 모든 물질을 지칭하므로, 단일추진제로서 과산화수소의 역할을 연료라고도 말할 수 있다.

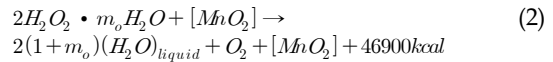
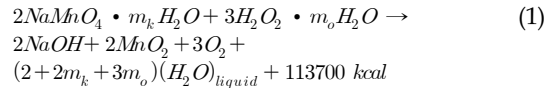
과산화수소는 촉매반응을 통하여 700~1,250 K 정도의 고온가스를 발생시키며, 터보펌프구동용, 자제제어용 등으로 사용되었다.

널리 쓰이는 촉매 중 하나는 과망간산염(NaMnO₄, KMnO₄, Ba(MnO₄)₂, Ca(MnO₄)₂ 등)으로 액체수용액 혹은 고체알갱이의 형태로 만들어져 있다. 액체수용액의 형태는 "V-2"에서 사용되었고, 이후 다른 발사체에서는 작은 알갱이 형태의 고체 촉매가 널리 사용되었다. 특히 "R-7"에서는 고반응성을 확보할 수 있도록 특수처리한 알갱이 형태의 촉매를 사용하였으며, 지금도 계속 사용하고 있다.

과망간산염은 반영구적인 촉매가 아니라 소모성 촉매이다. 고체형의 경우 이론적으로는 촉매 1 kg 당 80% 과산화수소 1,500~2,000 kg의 분해가 가능하나, 발사체용으로 사용하는 경우 많은 과산화수소를 짧은 시간 내에 다량을 분해해야 하므로 촉매 1 kg 당 80~120 kg의 과산화수소를 분해하도록 한다.

과망간산염을 사용하는 경우 과산화수소와 반응하여 식(1)과 같이 수산화염, 이산화망간, 산소, 물 그리고 다량의 열을 발생시키며 자기 자신은 소모된다. 이때 생성된 이산화망간은 또다시 촉매의 역할을 수행하면서 식(2)와 같은 2차 반응이 진행되어진다. 그러나 제1차 반응의 열은 대부분 물의 기화에 소모되므로 지배적인 발열반응

은 순수한 촉매성 반응인 2차 반응이라고 할 수 있다[14].



은으로 구성된 스크린 형태의 금속촉매도 과산화수소 분해를 위해 널리 사용되었다. 과망간산염에 비해 반응성이 더 좋아, 적은 양의 촉매로도 더 많은 양을 분해할 수 있으나, 과망간산염에 비해 가격이 고가이고, 90% 이상의 과산화수소 분해온도에 의해 은이 녹거나 변형되므로 고농도 과산화수소에 대한 사용이 용이하지가 않다.

현재 과산화수소가 발사체에서 사용되는 경우는 주로 터보펌프 구동용이다. 물론 과산화수소를 촉매 분해하여 고온가스를 얻는 경우에 비하여, 주 추진제 연료/산화제를 연료과잉 혹은 산화제 과잉상태로 연소하여 터빈의 재질이 견딜 수 있는 한계온도까지 상승시키는 것이 당연히 성능면에서 우수하다. 그러나 이 방식은 시스템에 더 많은 유공압 제어요소가 필요하고, 제어가 정확히 이루어지지 않는 경우, 즉 O/F 비가 원하는 지점을 벗어날 경우 과열 혹은 소염될 수 있으며, 이 때 엔진은 파괴되거나 정지될 수 있다. 이에 반하여 과산화수소 촉매분해 방식은 주 산화제가 과산화수소가 아닌 경우 (V-2, R-7 등) 별도의 과산화수소 탱크와 가압장치가 필요하기는 하나, 실제 엔진부에서의 유공압 제어요소가 감소하고, Table 3과 Fig. 5에 나타난 것처럼 정해진 농도에 대해 정해진 온도 이상으로 절대 올라갈 수 없으므로, 효율은 다소 감소하나, 엔진시스템의 신뢰성을 훨씬 높게 가져갈 수 있다. 특히 주 산화제가 과산화수소인 경우에는 터보펌프 후단의 산화제배관에서 분기를 통하여 구성할 수 있으므로 시스템은 더욱 단순해 질 수 있다.

Table 3. Thermodynamic Characteristics of H2O2 Decomposition

Concentration (%)	Temperature of decomposition (K)	Density (kg/m^3)	Characteristic velocity (m/s)	ISP (sec)
75	630	1,330	740	117
80	760	1,360	810	129
90	1,015	1,400	930	148
95	1,155	1,420	1,000	155
98	1,225	1,430	1,020	161
100	1,285	1,450	1,045	163

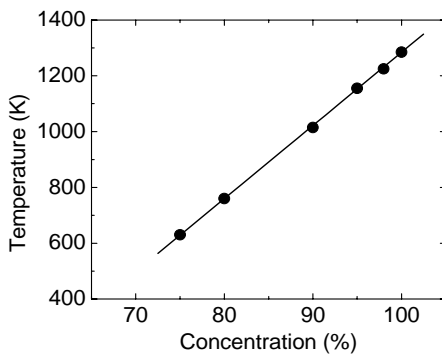


Fig. 5. Temperature by H2O2 Decomposition

4.2. 이원추진제로서의 과산화수소

4.2.1 추진성능과 가속성능

과산화수소가 이원추진제로 사용되는 경우 과산화수소는 연료와 반응하는 산화제의 역할을 수행한다. 과산화수소가 산화제로서 나타내는 성능

을 비교해 보기 위하여 연소실압력 10, 50, 100bar, 압력확대비 최대 1,000 까지에 대하여 RP-1/액체산소와 RP-1/과산화수소(98%, 90%, 80%)를 비교하였다.

이 때 O/F비는 일반적인 엔진제작의 경우와 마찬가지로 비추력을 가장 크게 얻을 수 있는 값을 가정하였다. 즉 RP-1/액체산소의 경우 2.73 (이론반응 O/F비(stoichiometric ratio)의 0.8배)을, RP-1/과산화수소의 경우 이론반응비를 선택하였다.

본 논문에서는 최소자유에너지법(minimization of free energy)을 사용하는 NASA CEA2의 계산 결과를 포함하고 있다. 이동평형(shifting or equilibrium)과 동결평형(frozen)의 결과를 나타냈으며, 동결지점은 연소실 후단으로 가정하였다 [15].

해석결과(Fig. 6)를 보면 연소실온도는 산화제로 액체산소를 사용한 경우(3,400~3,750 K)보다 과산화수소를 사용한 경우(2,500~3,000 K)가 약 21~25% 낮게 형성된다. 추진성능 면에서 보면 연소실온도의 감소는 추진성능의 감소를 의미하나, 냉각측면에서는 보다 유리하다. 그리고 산화제로 액체산소를 사용한 경우의 분자량(23~24)보다 과산화수소를 사용한 경우(~22)가 약 5~9% 정도 낮은 값을 가진다. 낮은 분자량은 추진성능 면에선 더 유리하다. 결국 연소실 온도, 분자량의 영향으로 전반적인 비추력성능은 과산화수소를 쓸 때가 액체산소를 쓸 때에 비하여 7~14% 정도 떨어지는 성능을 보인다.

또 다른 중요한 성능요소는 추진제의 밀도이다. Table 4에 나타낸 바와 같이, 액체산소를 쓰는 경우에 비해 과산화수소를 쓰는 경우가 더 높

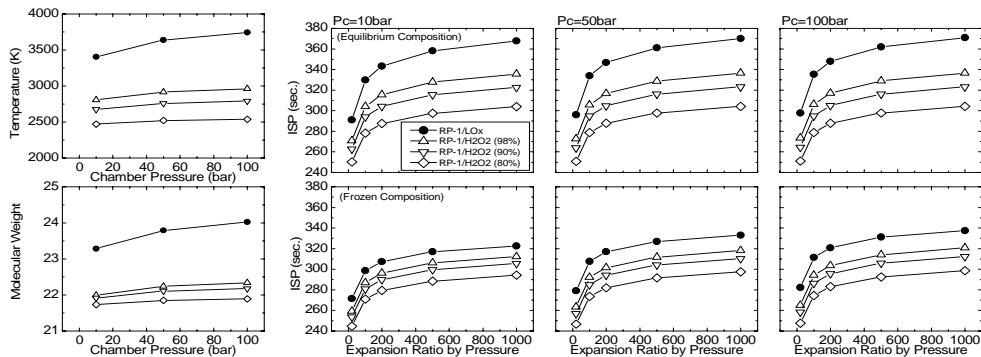


Fig. 6. Temperature and ISP Comparison of RP-1/H2O2 with RP-1/LOx

Table 4. Characteristics of Propellant Density

Propellants	O/F ratio ($\alpha = \frac{(O/F)_{actual}}{(O/F)_{stoich}}$)	Portion of Fuel (%)	Bulk Density of Propellants (kg/m ³)
RP-1/LOx	2.725 ($\alpha=0.8$)	26.9	1,049
RP-1/ H ₂ O ₂ 98%	7.388 ($\alpha=1$)	11.9	1,373 (+30.9%)
RP-1/ H ₂ O ₂ 90%	8.045 ($\alpha=1$)	11.1	1,346 (+28.3%)
RP-1/ H ₂ O ₂ 80%	9.051 ($\alpha=1$)	9.95	1,311 (+25.0%)

은 추진제 평균밀도를 가진다. 과산화수소의 밀도(1,450 kg/m³)는 액체산소(1,140 kg/m³)에 비해 높다. 또한 케로신과 액체산소를 쓰는 경우 최대비추력에 대한 O/F비는 2.7 정도이나, 과산화수소를 쓰는 경우 과산화수소의 농도에 따라 7.4~9.1 정도로 추진제 중 산화제가 차지하는 비율이 매우 높기 때문에, 결국 전체적인 추진제 평균밀도는 25~31% 정도 증가하게 된다.

높은 추진제 밀도는 가속성능(추진에 의한 속도증분)에 큰 영향을 미친다. 발사체 단(stage)의 초기질량과 연소 후 질량의 차가 상대적으로 더 크게 나타남에 따라, 큰 초기중량, 비추력 감소, 발사초기의 느린 가속에도 불구하고, 더 많은 추진제 탑재량, 큰 구조비로 인하여 결국 최종적인 가속성능은 그다지 떨어지지 않으며, 종종 더 월등한 결과를 얻을 수도 있다[16].

이를 확인하기 위하여 RP-1에 대하여 과산화수소를 산화제로 쓰는 경우와 액체산소를 쓰는 경우를 비교하여 보았다. 발사체의 크기는 동일하며, 필요한 O/F비에 따라 발사체 내의 연료탱크 크기만 변함을 가정하였다. 연소실압력 50 bar, 압력확대비 1,000, 그리고 추진제가 이상적으로 완전 소모되며, 액체산소를 쓸 때 추진제의 무게가 발사체 전체무게의 90%라고 가정하였다. 즉 과산화수소를 산화제로 사용할 경우 액체산소를 쓰는 경우와 비교하여 발사체의 연소 후 무게는 동일하나, 연소 전 무게는 평균밀도의 증가만큼 무거워진 상태가 된다. 이때 비추력은 동결평형과 이동평형의 단순한 산술평균을 사용하였다. 실제 연소반응은 수축확대노즐에서 계속 진행되어지므로 동결평형보다 더 반응이 진행되나, 노즐 내의 매우 빠른 유속에 의하여 이동평형 만큼 충분한 반응은 진행되지 못하므로 실제 성능은 이 두 값 사이에 있게 된다.

이상의 가정을 가지고 씨울콥스키 식(3)에 의한 계산결과를 Table 5에 나타내었다. 이 때 중력과 공기력에 의한 손실 등은 고려하지 않았다.

Table 5. Accelerating Performance

Propellants	ISP (sec)	W_f	W_i	ΔV (m/s)
RP-1/LOx	351.4	0.1	0.1+0.9	7,935.7
RP-1/ H ₂ O ₂ 98%	327.4 (-6.9%)	0.1	0.1+0.9×1.309 (+27.8%)	8,179.4 (+3.1%)
RP-1/ H ₂ O ₂ 90%	316.7 (-9.9%)	0.1	0.1+0.9×1.283 (+25.5%)	7,856.5 (-1.0%)
RP-1/ H ₂ O ₂ 80%	300.7 (-14.4%)	0.1	0.1+0.9×1.250 (+22.5%)	7,389.4 (-6.9%)

$$\Delta V = g_c \text{ISP} \ln\left(\frac{W_i}{W_f}\right) \quad (3)$$

Table 5의 결과에서 나타난 것처럼 케로신/과산화수소 조합의 가속성능은 케로신/액체산소 조합에 필적하는 성능을 보여주고 있다.

4.2.2 연소생성물 비교

케로신/액체산소 조합은 친환경적인 추진제 조합으로 알려져 있다. 그러나 여기서 친환경적이라는 것은 다른 독성을 나타내는 추진제에 비하여 친환경적이라는 것이며, 대량의 화석연료 추진제를 짧은 순간에 소모함에 따라 다량의 일산화탄소와 이산화탄소를 공기 중으로 배출하는 것 자체는 피할 수 없다.

케로신/액체산소와 케로신/과산화수소의 연소생성물에 대한 결과를 Table 6에 비교하여 나타내었다. 액체산소를 산화제로 사용한 경우 배기가스 중 일산화탄소는 약 21% (29%)(이동평형, 팔호 안은 동결평형의 결과), 이산화탄소는 29% (17%)를 차지한다. 이에 반하여 과산화수소를 산화제로 사용한 경우는 농도에 따라 일산화탄소는 0% (1~3%), 이산화탄소는 16~20% (15~16%)를 배출한다.

일산화탄소는 대부분 연소 중 산소가 부족하거나 연소온도가 낮을 때 발생하고, 대표적인 공해물질이며 독성물질이다. 또한 가연성이며 물에 잘 녹지 않는다. 일반적으로 케로신/액체산소 조합의 경우 최고의 비추력을 얻기 위하여 연료과잉 혼합비를 사용함으로써 연소는 불완전하게 되며, 이 때 다량의 일산화탄소 배출은 피할 수 없다. 그러나 로켓엔진의 특성상 배기가스의 온도는 높은 확대비에서도 일반적으로 1,000 K 이상이 되며, 이러한 높은 배기가스 온도로 인하여 일산화탄소는 주변의 산소와 다시 연소하며 상당부분 이산화탄소로 바뀌게 된다. 그러나 배출 이후의 재연소로 인하여 그 비율이 작아지더라도 다량의 추진제를 단시간 연소시키는 로켓엔진의 특성상 순간적인 국지적 배출량은 적다할

Table 6. Comparison of Combustion Products (RP-1/LOx and RP-1/H₂O₂):
mole fraction, Pc=100 bar, e=1,000 ($\alpha = (O/F)_{actual} / (O/F)_{stoich}$)

	RP-1 LOx ($\alpha=0.8$)	RP-1 H ₂ O ₂ 98% ($\alpha=1$)	RP-1 H ₂ O ₂ 90% ($\alpha=1$)	RP-1 H ₂ O ₂ 80% ($\alpha=1$)
Equilibrium composition	CO	0.21151	CO	0.00000
	CO ₂	0.29479	CO ₂	0.17945
	COOH	0.00000	H	0.00000
	H	0.00009	HO ₂	0.00000
	HCO	0.00000	H ₂	0.00000
	HO ₂	0.00000	H₂O	0.80254
	H ₂	0.08971	H ₂ O ₂	0.00000
	H₂O	0.40388	O	0.00000
	H ₂ O ₂	0.00000	OH	0.00000
	O	0.00000	O ₂	0.00000
	OH	0.00002		
	O ₂	0.00000		
	Frozen Composition	CO	0.29492	CO
CO ₂		0.16658	CO ₂	0.15827
COOH		0.00003	H	0.00201
H		0.02593	HO ₂	0.00006
HCO		0.00003	H ₂	0.02061
HO ₂		0.00016	H₂O	0.74019
H ₂		0.06853	H ₂ O ₂	0.00002
H₂O		0.33334	O	0.00140
H ₂ O ₂		0.00002	OH	0.02529
O		0.01416	O ₂	0.01987
OH		0.07011		
O ₂		0.02619		

수 없다. 특히 발사체 혹은 지상연소시험에서 소음감소와 발사대 혹은 시험장의 냉각을 위하여 노즐 직후에서 물분사를 하는 경우 연소가스는 신속히 냉각되게 되며, 이때 물에 잘 녹지 않는 일산화탄소는 그대로 대기중으로 방출될 수 있다. 또한 공기가 희박한 고고도에서도 주변산소가 충분치 않으므로 재연소되지 못하고 배기가스가 냉각될 수 있다.

이에 반하여 케로신/과산화수소 조합의 경우 연소가 이론혼합비에서 이루어지며, 이미 노즐 출구에서 일산화탄소는 거의 없는 상태가 된다. 또한 일산화탄소와 이산화탄소 배출량 역시 케로신/액체산소 조합의 50% 이하의 배출량을 보인다.

이상의 결과처럼 케로신/액체산소 조합을 쓴 경우에 비해 케로신/과산화수소 조합은 상대적으로 더 친환경적인 추진제조합이라고 할 수 있다.

V. 새로운 관심

발사체 분야에서 과산화수소의 사용은 1970년대 이후 그 활용이 급격히 줄어들면서 세간의 관심으로부터 멀어졌다. 그러나 1990년대에 들어서면서 그동안 고농도 과산화수소의 특성이 크게 개선되었고, 일반적인 추진기관 개발의 방향이 고성능 위주에서 벗어나, 어느 정도 성능의

희생을 감수하고라도 친환경, 저비용이면서 안정성이 높은 시스템을 지향함에 따라 과산화수소는 다시 관심의 대상이 되었다.

이에 대하여 완전히 새로운 로켓추진기관을 개발하고자 하는 방향도 있으나, 이보다는 과거 사용되었던 케로신/과산화수소 엔진의 개량형을 만들거나, 혹은 케로신/액체산소 엔진을 가지고 추진제종류를 변경하는 시도가 보다 활발히 진행되었다.

5.1 "LR-40"

미국에서는 1950년대에 항공기 가속용으로 사용하기 위하여 케로신/과산화수소 로켓엔진의 개발이 진행되었다. 이 중 "LR-40"은 해군의 요구에 의해 RMI(Rocket Motor Inc.)에서 개발하였으며, 케로신과 90% 과산화수소를 사용하도록 제작되었고, 추력은 1.6~6 톤으로 추력제어가 가능하며, 비추력은 220~257초를 보였다.

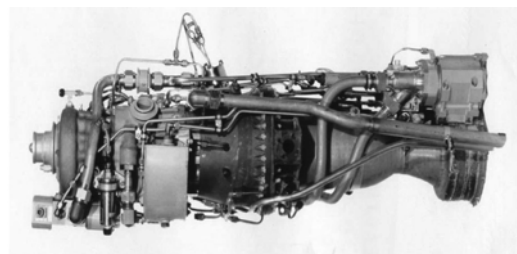


Fig. 7. LR-40 [17]

이 엔진은 5,400 초의 작동시간을 가지며, 특이점은 재연소(staged combustion) 방식을 채택하고 있다는 것이다. 그러나 이 엔진은 개발과정 중 잦은 사고와 재정상 이유로 프로그램 초기에 소량 제작되고 취소되었다.

이후 90년대에 들어서면서 "LR-40"은 GK (General Kinetics Inc.)에 의해 엔진에 대한 개량 사업이 진행되고 있다. 확대비를 늘리고, 분사기를 개량하며, 산화제 농도를 98%로 높이고, 연소실 압력을 약간 상승시키는 등의 개선을 통하여 추력을 약 7 톤까지 상승시키고, 특히 비추력을 324 초까지 상승시키고자 하고 있다[17].

5.2 "AR-2/3"

AR 계열의 엔진 역시 케로신/과산화수소를 사용하는 로켓엔진으로, "LR-40"과 비슷한 시기에 미공군의 요청에 의해 항공기가속용으로 Rocketdyne에서 제작하였다. 이 AR 계열 중 대표적인 것이 AR-2/3 엔진이다. FJ-4, F-86, NF-104 등의 가속용으로 사용되었으며, 수백기가 만들어지고 사용되었다. 이 엔진 역시 90% 과산화수소를 사용하였으며, 추력 3톤, 비추력 246초, 작동시간은 150분에 달한다. 성공적인 개발임에도 불구하고, 가스터빈엔진의 성능이 비약적으로 발달함에 따라 별도의 가속기의 필요성이 없어지면서, 프로그램은 종결되었다.

이 엔진 역시 새로운 시대적 요구에 따라 다시 개발의 무대로 복귀하였다. NASA와 Boeing은 기존의 우주왕복선을 대체하는 새로운 왕복선에 대한 선행연구 개념으로 "X-37 Advanced Technology Demonstrator (Fig. 9)"를 개발하고 있다. 발사 후 궤도에 진입하고, 다시 지구대기 진입 후 활공하여 귀환하는 개념의 X-37에 장착하기 위한 엔진으로 AR-2/3가 선정되었으며, 현재 AR-2/3에 대한 개선과 시험이 진행되고 있다[18].

5.3 "RD-161P"

러시아의 엔진번호 중 RD-5xx 계열은 산화제로 과산화수소를 사용함을 뜻한다. RD-502, RD-510, RD-511, RD-512, RD-550 등이 개발되어졌으며, 1974년을 마지막으로 과산화수소를 주추진제의 산화제로 사용하는 엔진은 더 이상 개발되지 않았다.

러시아 역시 1993년에 이르러 케로신/액체산소 조합을 사용하는 "RD-161"을 개량하여 케로신/과산화수소를 사용하는 "RD-161P"가 에네르코 마쉬(НПО Энергомаш)에서 개발되었다. (RD-1xx 계열번호는 액체산소를 산화제로 쓰는 것을 뜻한다)

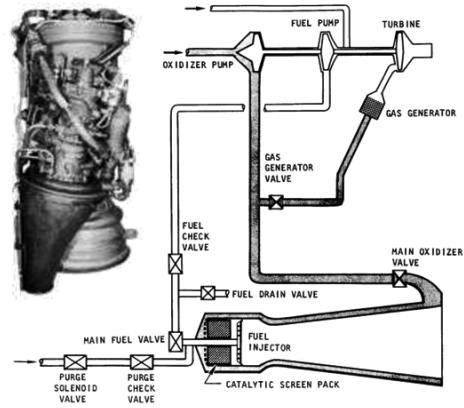


Fig. 8. AR-2/3 [18]



Fig. 9. X-37 Advanced Technology Demonstrator



Fig. 10. RD-161P

액체 산소를 사용하는 "RD-161-1" 엔진은 추력 2톤, 비추력 360초, "RD-161-2" 엔진은 추력 2.03톤, 비추력 365초를 보이며, 산화제를 과산화수소로 변경한 "RD-161P"는 제1작동모드에서는 추력 2.5톤, 비추력 319초, 제2작동모드에서는 추력 1.4톤, 비추력 317초의 성능을 가진다. 케로신/액체 산소 조합과 추력성능만을 비교하여 보면 상대적으로 약 12% 정도 낮은 성능을 보인다 말할 수 있다.

이 엔진은 소유즈 3단을 대체하기 위한 목적으로 개발되었으며, 재연소(staged combustion) 방식의 구조를 가지고 있다. 과산화수소를 촉매에 의해 분해하여 850°C의 고온가스를 발생시키고, 터빈을 지난 뒤 다시 주연소실로 기체상태로 공급되어지며, 주연소실 내에서 케로신과 혼합하여 재연소를 하는 방식을 취하고 있다[19].

VI. 과산화수소를 산화제로 쓰는 로켓엔진의 주요 특징

과산화수소를 주 산화제로 쓰는 엔진은 다른 추진제를 쓰는 엔진과 차별되는 자신만의 독특한 몇 가지 특징을 가진다. 이를 다시 정리하여 보면 다음과 같다.

과산화수소 엔진은 개방형, 재연소형에서 모두 과산화수소를 촉매 분해하여 터보펌프를 구동한다. 재연소형의 경우 촉매 분해한 기체상태의 고온 산화제가 터빈을 구동한 후 주연소실로 공급되며, 개방형의 경우는 주연소실로 과산화수소를 액체 상태로도, 기체 상태로도 모두 공급이 가능하다. 통상 기체 상태로 공급하는 방식이 널리 쓰였는데, 이 경우 주 연소실 헤드에 촉매를 설치하여 고온의 기체 상태로 분해 후 연소실로 공급할 수 있다 (Fig. 8).

산화제가 고온의 기체 상태로 공급될 때 액체 상태의 연료와 만나 접촉 발화하는 특성을 나타낸다. 고온기체에 의한 발화는 별도의 점화시스템이 요구되지 않는다는 장점이 있다.

또한 이 시스템은 엔진의 연료계통이 동작하지 않는 상황에서도, 즉 산화제계통만을 가지고도 엔진이 저성능 상태로 작동할 수 있다는 특징이 있다. 이 경우 비추력은 절반 정도로 감소하나, 산화제의 양이 전체 추진제 탑재량의 80~90%에 달하므로 추진제 중 연료계통의 고장에도 불구하고 절반 정도의 총역적(Total Impulse)을 기대할 수 있다.

주연소실로 산화제가 촉매반응하지 않고 상온

의 액체 상태로 공급되는 경우에도 연료에 촉매를 용해시켜 연료와 산화제가 만날 때 접촉 발화하는 시스템을 구성하는 방안도 연구되고 있다.

연소실 재생냉각 역시 연료를 사용하는 대신, 높은 비열을 가지며, 발사체 내 탑재량이 큰 과산화수소로 원활히 수행할 수 있다.

또한 주 산화제가 과산화수소이면 자세제어를 위해 별도의 시스템을 구성하지 않고, 과산화수소를 촉매 분해하여 사용하는 간단한 구조의 자세제어 시스템을 바로 구성할 수 있다.

VII. 결 론

과산화수소가 다소 부족한 산화성으로 인하여 상대적으로 낮은 비추력을 보임에도 불구하고, 높은 밀도와 O/F비로 인해 추진제 평균밀도가 증가함에 따라 액체산소 조합의 경우와 유사한 가속성능을 보일 수 있다. 그리고 과산화수소는 상온 저장성 추진제이며, 터보펌프 구동을 위한 기체로 사용하는 경우 과열의 우려가 없고, 주연소실에서 촉매 분해한 고온의 산화제 기체와 연료의 접촉 발화할 수 있는 특성으로 인해 점화시스템을 배제할 수 있으며, 자세제어를 위한 추력기 시스템을 주 산화제로 부터 분기하여 바로 간단히 구성할 수 있다. 이로 인하여 엔진부의 유공압 제어요소가 감소한다는 점 등은 과산화수소 시스템이 성능 면이나 신뢰도 면에서 기존 시스템에 크게 뒤지지 않는다는 점을 보여주고 있다. 또한 그동안 문제시되었던 자연분해가 크게 개선되었고, 케로신/액체산소 조합에 비해 친환경적이라는 점도 주요 장점 중 하나이다.

1990년대에 들어서면서 과산화수소를 주 추진제로 사용하는 것에 대해 다시 관심을 가지기 시작했으나, 실제 이 분야에 대한 연구가 활발하게 진행되지는 못했다. 이는 과산화수소의 문제라기 보다는, 전 세계적으로 냉전종식과 함께 찾아온 우주발사체 개발에 대한 관심부족과 예산삭감 등의 영향으로 이해할 수 있다. 현재 미국과 러시아 등 우주개발선진국들은 새로운 시스템에 대한 요구가 현안으로 대두되어 있음에도 불구하고, 기존 시스템의 유지보수만으로도 상당히 힘들어하고 있어, 과산화수소를 포함한 여러 새로운 시도들에 대한 원활한 연구개발이 진행되지 못하고 있다. 향후 과산화수소가 로켓추진기관의 추진제로 어떤 자리매김을 할지 관심을 가지고 계속 주목해 볼 필요가 있다.

참고문헌

- 1) G. P. Sutton, "History of Liquid Propellant Rocket Engines", AIAA, 2006.
- 2) 홍용식, "우주추진공학", 청문각, 1990.
- 3) M. C. Ventura and P. Mullens, "The Use of Hydrogen Peroxide for Propulsion and Power", AIAA-99-2880.
- 4) M. C. Ventura, "Long Term Storability of Hydrogen Peroxide", AIAA-2005-4551
- 5) M. C. Ventura, E. Wernimont, S. D. Heister and S. Yuan, "Rocket Grade Hydrogen Peroxide (RGHP) for use in Propulsion and Power Devices - Historical Discussion of Hazards", AIAA-2007 -5468
- 6) Д. А. Полухин, Н. Н. Миркин, В. М. Орещенко, Г. Л. Усов под редакцией академика В. Н. Челомея, "Пневмо-гидравлические системы двигательных установок с жидкостными ракетными двигателями", Москва, Машиностроение, 1978
- 7) <http://www.v2rocket.com>
- 8) <http://www.astronautix.com>
- 9) Г. Г. Гахун, В. И. Баулин, В. А. Володин, "Конструкция и Проектирование Жидкостных Ракетных Двигателей", Москва, Машиностроение, 1989
- 10) I-S Chang, "Overview of World Space Launch Vehicles", AIAA-5601-532
- 11) <http://www.fathom.com/course/21701717/>
- 12) C. N. Hill, "A Vertical Empire: The History of the UK Rocket and Space Programme, 1950-1971", Imperial College Press, 2001.
- 13) E. Wernimont, M. C. Ventura, G. Garboden and P. Mullens, "Past and Present Uses of Rocket Grade Hydrogen Peroxide", (unknown source)
- 14) А. В. Болгарский, В. К. Щукин, "Рабочие Процессы в Жидкостно-реактивных двигателях", Государственное Издательство Оборонной Промышленности, Москва, 1953
- 15) S. Gordon and B. J. McBride, "Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications", NASA-RP-1311, 1994(part 1) and 1996(part 2)
- 16) S. S. Pietrobon, "High Density Liquid Rocket Boosters for the Space Shuttle", Journal of the British Interplanetary Society, vol. 52, pp.163-168, May/June, 1999.
- 17) M. C. Ventura and E. Wernimont, "History of the Reaction Motors Super Performance 90% H₂O₂/Kerosene LR-40 Rocket Engine", AIAA-01-3838.
- 18) K. N. Butler, "The Flight-Proven AR2-3 Rocket Engine and Future Applications", PERC, 1998.
- 19) "Двигатели 1944~2000", АКС-Конверсалт, Москва, 2000.