

하이브리드 로켓 추진기관의 현황과 개발방안

이준호* · 최성한* · 황종선* · 최영기**

Now and the future of Hybrid rocket propulsion system

Junho Lee* · Sunghan Choi* · Jongsun Whang * · Younggi Choi**

ABSTRACT

The hybrid rocket has been known for over 50 years. It is safe and cheap but wasn't widely used for the deficit of low regression rate. However, the hybrid rocket propulsion system will replace a lot of fields of missiles, rockets and propulsion systems of launch vehicles with new development of paraffin based solid fuel composition

초 록

하이브리드 로켓 추진기관은 사고로 인한 폭발의 위험성이 적고 경제적이어서 이미 1950년대부터 개발되어 왔으나 고체 연료의 낮은 후퇴율로 때문에 크게 주목을 받지 못해 왔다. 그러나 최근 기존의 HTPB 계열의 연료보다 2~3배 빠른 후퇴율을 가진 파라핀 계열의 새로운 고체연료의 개발로 향후 여러 분야에서 미사일, 로켓, 발사체의 추진기관을 대체하게 될 것이다.

Key Words: hybrid, rocket propulsion

1. 서 론

하이브리드 로켓 추진기관은 액체 추진기관과 고체 추진기관의 장점을 모두 갖는 추진기관이다. 액체 산화제를 별도의 탱크에 보관하고 고체 연료가 있는 연소관에 Injector를 통해 기화시켜 분사하여 연소시킴으로써 연료와 산화제가 함께 섞여 고형화 되어있는 고체 추진기관과는 달리 보관 중 사고로 인한 폭발의 위험성이 적다. 또한 액체 추진기관에 비해 구조가 간단하여 제작

비용이 저렴하며 추력제어가 가능하고, 연소가스의 유해성이 적다. 2004년 발사에 성공한 최초의 민간 우주선인 'SpaceShipOne'은 HTPB 연료와 NOX 산화제를 사용한 하이브리드 로켓 추진기관을 탑재함으로써 하이브리드 로켓 추진기관이 유도무기 및 유인 발사체에 적용 가능성을 보여 주었다.

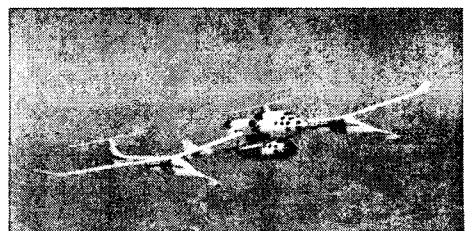


Fig. 1 최초의 민간 우주선 'SpaceShipOne'

* (주) 한화 대전공장 개발부
* (주) 한화 대전공장 개발부
* (주) 한화 대전공장 개발부

** 국방품질관리소 대전분소 2분실
연락처, E-mail: junon96@hanwha.co.kr

하이브리드 로켓 추진기관 개발한계는 고체 연료의 느린 후퇴율(Regression rate)에 기인한다. 그러나 최근 기존의 HTPB보다 2~3배 후퇴율이 빠른 새로운 고체연료의 개발로 인해 다시금 하이브리드 추진기관 개발에 많은 관심이 모아지고 있다.

2. 본 론

가. 하이브리드 로켓 추진기관의 역사

하이브리드 로켓 추진기관의 개발은 1960년대에 이미 미국과 유럽에서 시작되었다. CSD / UTC (Chemical Systems Division of United Technologies) 에서는 12개 포트의 그레인 형상의 40000 lbs의 추력의 38in 직경의 추진기관의 발사에 성공하였다. 그러나 질량유동량(Massflux)을 늘리기 위한 12개의 포트는 고체 연료의 용적 효율성을 저하시켜 오히려 발사체의 성능을 떨어뜨렸다. 1970년대에 미국은 우주왕복선 '챌린저'와 '타이탄'의 고체추진제 부스터의 폭발로 인해 우주발사체용 하이브리드 로켓 추진기관 개발에 대하여 많은 관심을 가지게 되었다. 이후 NASA의 지원으로 HPIAG(Hybrid Propulsion Industry Action Group)가 구성되어 우주왕복선과 우주발사체에 적용하기 위한 부스터 개발을 해 왔으며 AMROC (American Rocket Company)에서는 51in 직경의 모타까지 실험에 성공하였으나 6ft 직경과 250,000 lbs의 추력을 얻는 데는 실패하였다. 낮은 후퇴율 때문에 15개의 포트를 가진 그레인을 설계하였으나 오히려 고체연료의 용적률이 낮아진 이유에서였다. 1995년에 NASA, DARPA, LM, CSD/ UTC, Thiokol, Rocketdyne, ASEAC 이 참여하는 HPDP(The Hybrid Propulsion Demonstration Program)가 시작되었으며 목표는 250,000 lbs의 모타 설계와 제작이었다. 7+1개의 '웨곤 휠' 형상의 그레인으로 HTPB/Escorez 연료를 사용한 1999년 7월의 시험에서도 낮은 후퇴율(Regression rate)로 인한 압력 진동현상과 포트 사이의 불균형적인 연소속도는 여전히 풀리지

않은 과제로 남아있다. 그러나 최근 스탠포드 대학에서 매우 얇고 연소 시 낮은 점성과 표면 장력의 액체 층을 형성하며 기존의 연료보다 후퇴율이 3~4배 더 빠른 파라핀 계열의 고체연료를 개발해 하이브리드 로켓 추진기관 개발의 전망을 밝게 해 주고 있다.

나. 하이브리드 로켓 추진기관의 연소이론

하이브리드 로켓 추진기관의 연소는 고체 연료의 용융, 기화, 산화제와 혼합의 메카니즘으로 이루어진다.

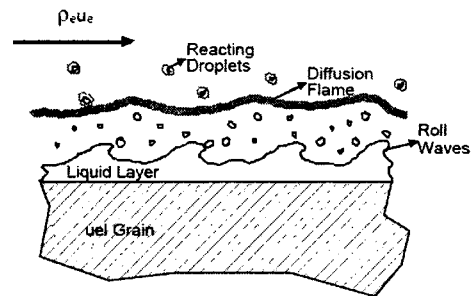


Fig. 2 하이브리드 로켓 추진기관의 연소반응이 때의 연소속도는,

$$\dot{r} = \alpha G_o^n \quad \text{혹은} \quad \dot{r} = \alpha G_o^n x^m$$

\dot{r} : 연료 후퇴율 (m/s)

G_o : 산화제 질량 유동량 (Kg/m^2s)

x : 연료 그레인 포트의 길이 (m)

a, n, m : 후퇴율 상수 및 지수

와 같이 표현된다.

최적의 산화제의 질량 유동량 주입 범위 내에서 연소속도는 연소관 압력과 무관하며 산화제의 주입량과 고체연료의 길이에만 의존한다. 이러한 중요한 연소특성은 모터 설계과정에서 연소관 압력 요소를 제외할 수 있게 한다. 실린더형상 그레인의 경우 산화제와 연료의 비율은 다음 식과 같다.

$$\frac{O}{F} = \frac{\dot{m}_o}{\dot{m}_f} = \frac{\dot{m}_o}{\rho_f A_b \dot{r}} = \frac{\dot{m}_o}{\rho_f L \pi D \alpha \left(4 \frac{\dot{m}_o}{\pi D^2}\right)^n}$$

L : 포트의 길이 (m)

D : 포트의 직경 (m)

HTPB 고체 연료를 사용하는 경우, 화학 양론적으로 HTPB가 연소해서 CO와 H₂O를 생성하는 O/F가 2.074 이므로 O/F 비율을 1.5 ~ 4.5 범위에서 변화시켜 실험을 통해 최적의 산화제/연료 비율을 찾을 수 있다.

다. 하이브리드 로켓 추진기관의 구성

하이브리드 로켓 추진기관은 Fig. 3의 개념도와 같이 Pressurizing gas, Liquid Oxidizer, Igniter, Injector, Solid Fuel 로 구성된다.

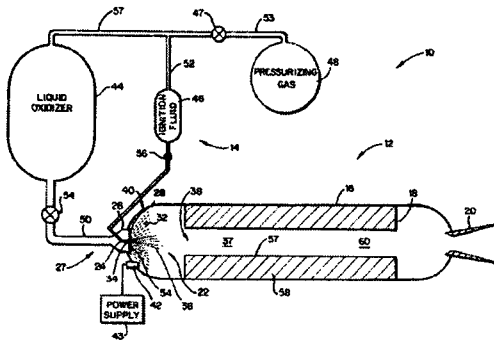


Fig. 3 하이브리드 로켓 추진기관 개념도

- Pressurizing gas

산화제 탱크로부터 산화제를 연소관 안으로 주입하기 위한 압력을 생성하기 위한 것으로 He 과 같은 비활성 가스를 사용한다. 일반적인 전방 주입형 하이브리드 추진기관은 400~800 psia의 압력이 요구된다.

- Liquid Oxidizer

하이브리드 로켓 추진기관에 사용되는 일반적인 산화제로는 N₂O, GOx, H₂O₂, O₂, N₂O₄, HNO₃ 등이 있으며 주로 N₂O가 사용된다.

- Igniter

일반적으로 Arc 생성 점화기가 사용되며 형상은 Fig. 4와 같다. 전량의 산화제를 기화시킬 필요는 없으며 짧은 시간동안 화염을 유지하여 유입되는 산화제를 가열시키는 역할을 한다.

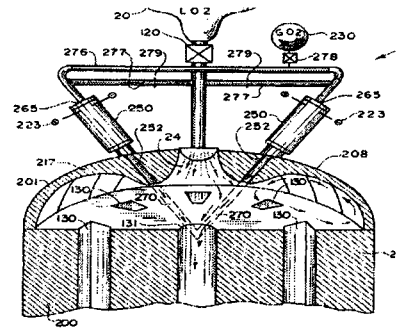


Fig. 4 Arc 생성 Igniter

- Injector

산화제를 주입하기 위해서는 Direct injection 과 Pre-combustion chamber의 2가지 방법이 선택적으로 사용된다. LabScale 및 소형모타에는 Direct injection 이 사용되지만 대형모타를 위한 다중 포트 그레이인의 경우 산화제의 균형적인 분사를 위해서는 Pre-combustion chamber 방식을 사용한다. Pre-combustion chamber 방식은 기화된 산화제의 Vortex를 형성하여 산화제가 다중 포트의 고체연료와 균등하게 연소반응이 일어나도록 유도한다.

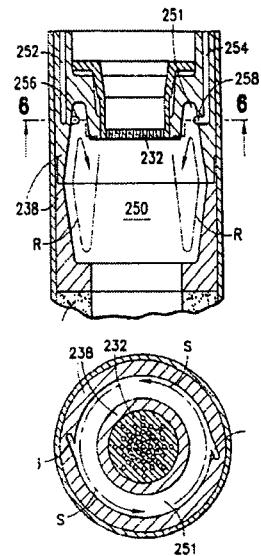


Fig. 5 Pre-combustion Injector 형상

- Solid fuel

PE (Polyethylene), PMMA (Poly-Methyl Methacrylate), PVC (Poly-Vinyl Chloride), HTPB (Hydroxyl Terminated Poly-Butadiene)과 같은 Rubber 계통의 연료가 주로 사용되었다. HTPB의 경우 주요 조성은 HTPB/Isocyanate curing agent/Carbon powder가 약 87/11/2이다. Lab Scale로는 단일 포트의 그레이인이 사용되지만 대형 추진기관에서는 후퇴율을 증가시키기 위해서 다중 포트 그레이인 형상을 사용하게 된다. 그러나 포트의 수가 증가할수록 고체 연료의 체적 또한 감소하므로 모터의 성능을 저하시킬 수 있다. 또한 포트마다 불균형적인 연소현상이 발생할 경우, 이미 모든 연소가 일어난 포트에서는 아무리 많은 양의 산화제를 주입하더라도 연소가 일어나지 않고 산화제만 노즐을 통해 배출되는 현상이 발생할 수 있으며 하이브리드 로켓 추진기관의 고유의 장점인 산화제 조절을 통한 추력의 제어가 불가능해진다.

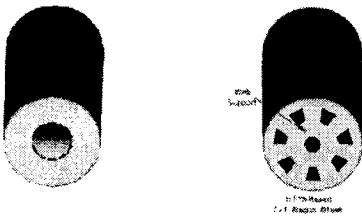


Fig. 6 고체연료 그레이인 형상

그러나 최근 기존의 HTPB 보다 후퇴율이 2~3 배 빠른 파라핀 계열의 새로운 고체연료가 개발되면서 그레이인 형상은 포트의 균등한 연소 측면보다는 추력을 향상시키는 방향으로 개발되어질 것이다.

3. 결 론

하이브리드 로켓 추진기관은 현존하는 액체, 고체 로켓의 장점을 모두 가지는 우수한 추진기관이다. 그동안 낮은 후퇴율로 인해 대형 모터에서의 적용이 어려워 한정적인 분야에서만 사용되어져 왔으나 이러한 문제점을 해결하기 위해

Injector, Solid fuel grain 형상 개발 등의 많은 시도들이 이루어져 왔다. 또한 새로운 고체연료의 개발로 앞으로 하이브리드 로켓 추진기관은 여러 분야에서 고체, 액체 추진기관을 대체하게 될 것이다.

참 고 문 헌

1. Michael D. Bradford, Roy J. Kniffen, Jr. Bevin C. McKinney, "HYBRID ROCKET COMBUSTION ENHANCEMENT" U.S. Patent, 5,582,001, 1989. 8. 24
2. Bevin C. McKinney, Roy J. Kniffen, Jr. "HYBRID ROCKET MOTOR SOLID FUEL GRAIN", U.S. Patent, 5,339,625, 1994. 8. 23
3. H. Stephen Jones, "STABLE-COMBUSTION OXIDIZER FOR HYBRID ROCKETS", U.S. Patent, 6,073,437, 1998. 2. 20
4. Korey R. Kline, Kevin W. Smith, "HYBRID ROCKET MOTOR HAVING A PRECOMBUSTION CHAMBER", U.S. Patent, 6,820,412 B2, 2003. 9. 25
5. B. Greiner, R. A. Frederick, Jr. "Results of Labscale Hybrid Rocket Motor Investigation", AUAA 92-3301, 1992. 7. 6-8
6. M.A. Karabeyoglu, B. J. Cantwell, D. Altman, "DEVELOPMENT AND TESTING OF PARAFFIN-BASED HYBRID ROCKET FUELS", AIAA 2001-4503, 2001. 7. 8-11