

극저온 추진제 고밀도화 기술동향 및 적용방안

조남경* · 한상엽* · 김영목** · 정상권***

Review of Cryogenic Propellant Densification Technology

Namkyung Cho* · Sangyeop Han* · Youngmog Kim** · Sangkwon Jeong***

ABSTRACT

Enhancements to propellants provide an opportunity to either increase performance of an existing launch vehicle. One of the promising technologies is the use of densified cryogenic propellants such as liquid hydrogen and liquid oxygen. The main advantage of densified cryogenic propellants is the increase in propellant mass fraction. Increased propellant mass fraction means increased payload mass to orbit. This paper reviews the basic principles and current technology trends for cryogenic propellant densification technologies. Several promising densification methods are presented focused on liquid oxygen densification. Engine and vehicle performance analyses are also presented to quantify the potential performance benefits of densified propellants in an overall system. And suggestions of application scheme for satellite launch vehicle is made.

초 록

기존 발사체 시스템의 성능을 향상시키는 방법의 하나로 액체산소와 액체수소와 같은 극저온 추진제를 고밀도화하는 기술이 최근 활발히 개발되고 있다. 극저온 추진제 고밀도화를 통하여 발사체에서 추진제의 질량분율을 높임으로 보다 큰 유상하중을 궤도에 진입시킬 수 있다. 본 논문에서는 극저온 추진제 고밀도화의 원리 및 최근 기술동향을 소개한다. 주로 액체산소의 고밀도화에 초점을 맞추어 여러 고밀도화 방법들에 대해서 소개하였다. 고밀도화된 극저온 추진제를 탑재한 발사체의 엔진 및 발사체 전체 성능해석 결과를 통하여, 발사체 시스템의 성능 향상을 정량적으로 소개하였다. 또한 향후 극저온 추진제 고밀도화 기술의 국내 위성발사체 적용을 위한 방안을 간략히 제시하였다.

Key Words : Cryogenic Propellant(극저온 추진제), LOX(액체산소), Densification(고밀도화), Recirculation(재순환), Sub-cooling(과냉각), Heat exchanger(열교환기), Propellant tank(추진제 탱크)

† 2005년 6월 25일 접수 ~ 2005년 9월 2일 심사완료

* 정회원, 한국항공우주연구원 추진제어그룹

** 종신회원, 한국항공우주연구원 추진제어그룹

*** 정회원, 한국과학기술원 기계공학과

연락처, E-mail: cho@kari.re.kr

1. 서 론

추진제 고밀도화는 발사체에 탑재되는 추진제의 온도를 낮춤으로서 발사체의 성능을 향상시

키는 기술이다. 이 기술이 적용되면 극저온 추진제를 포화온도(Normal boiling point, NBP) 이하로 낮춤으로서 추진제의 밀도를 7-10% 올리며 이에 의해 추진제 탱크의 용적을 줄일 수 있다. 이러한 고밀도화를 위한 과냉각은 추진제의 증기압을 1기압에서 0.1 - 0.3 기압으로 낮추는 효과를 수반하게 된다. 추진제 고밀도화와 증기압의 저감은 추진제 탱크의 용적과 운용 압력을 줄이는 효과가 있다. Boeing의 연구에 의하면 고밀도화된 액체산소와 액체수소를 적용할 경우 발사체의 공허중량(dry weight)을 12%에서 26%까지 줄일 수 있다[1]. 추진제 고밀도화에 의해 추진제 탱크의 중량이 줄게 되면 엔진의 요구추력도 줄게 되어 엔진의 크기와 가격도 줄어들게 된다. 또한 추진제 밀도가 높아짐으로 인해 요구되는 유량을 공급하기 위한 터보펌프 회전수가 줄어들어 펌프 블레이드의 신뢰성이 증대된다. 추진제 고밀도화의 또 다른 장점으로 추진제의 증기압(vapor pressure)을 낮춤으로서 터보펌프로 유입되는 추진제의 NPSH(Net Positive Suction Head)를 증대시킬 수 있다는 점이다. 이는 탱크의 얼리지부 가압 압력을 낮추므로 가압 가스의 양을 줄이고 가압 헬륨 탱크의 무게를 낮출 수 있다. 반대로 가압압력을 유지할 경우 터보펌프의 회전수를 증대시킬 수 있으므로 무게 당 엔진추력을 증대시킬 수 있다는 장점이 있다. 극저온 추진제 고밀도화에 의한 효과가 Fig. 1 에 요약되어있다.

이와 같은 추진제 고밀도화 기술의 장점이 오래전부터 이해되어 왔음에도 불구하고 실제 비행체에 적용된 예는 매우 제한적이였다. 전통적으로 이 기술은 1960년대 초부터 개발되어 Saturn IV 상단의 추진기관 시스템 및 우주왕복선등에 부분적으로 적용되어 왔다. 주로 공력하중에 의한 극저온 추진제 온도상승에 대한 보상 목적으로, 지상설비를 통해 지상 운용 요구조건보다 낮은 온도의 추진제를 탑재시키는 방식으로 적용되었다. 이 기술은 최근까지 발사체의 설계 사이클에 반영될 만큼 새로운 기술로 인식되지 못해 왔으나 최근 재사용 우주발사체

(Reusable Launch Vehicle) 개발에 요구되는 무게 저감 요구조건을 만족시킬 수 있는 핵심 기술로 인식되어 NASA Glenn Research Center를 중심으로 활발한 연구가 진행되고 있다[2].

현재 NASA에서 개발되고 있는 재사용 우주발사체(RLV : Reusable Launch Vehicle)는 기존의 우주왕복선(Space Shuttle)을 대체하여 우주공간에 위성 및 화물을 수송한 후 귀환하여 재사용하는 목적으로 개발되고 있다. RLV는 일반적인 소모성 우주 발사체와는 달리 항공기처럼 재사용이 가능한 우주발사체로 X-34, X-33 등의 시험용 RLV와 사람의 탑승을 고려한 Venture Star 등이 개발되고 있다[3]. 현재 고려되고 있는 RLV의 가장 발전된 개념으로 지상에서 발사되나 1단 추진(SSTO : Single Stage to Orbit) 만으로 저궤도 또는 정지궤도 까지 도달하여 임무수행 후 원궤 조종으로 대기권에 진입하여 재사용하는 방식이 연구되고 있다. 이러한 SSTO RLV의 실현을 위해서는 많은 새로운 기술 개발이 필요하며 특히 비행체의 건조 질량분율(비행체의 전체 이륙중량에 대한 엔진 cutoff시 무게)을 낮추는 기술개발에 초점이 맞추어져 왔다[2]. 이러한 무게 저감을 위해 경량의 복합 소재를 개발/적용함으로써 비행체의 구조무게(dry weight)를 줄이는 연구가 전통적으로 진행되어 왔다. 그러나 이러한 방법만으로는 SSTO에 요구되는 무게저감 요구조건을 만족시킬 수 없었고 그 대안으로 탑재되는 추진제의 온도를 낮춤으로서 고밀도화(densification) 시키는 방법이 제시되었다[3]. 추진제를 고밀도화 할 경우 주어진 탱크 용적에 보다 많은 추진제를 탑재시킬 수 있으므로, 추진제 탱크의 용적 및 무게를 줄일 수 있고, 탱크지지 구조 및 공력하중을 줄일 수 있다. 액체 수소(Liquid Hydrogen, LH2)의 과냉각에 의해 8%의 밀도 저감을 이루고 액체산소(Liquid Oxygen, LOX)의 과냉각에 의해 10% 밀도 저감을 이룰 경우 전체적인 이륙 중량을 20% 정도 줄일 수 있는 것으로 알려져 있다[3]. 본 논문에서는 극저온 추진제의 해외 연구 동향 및 국내 발사체의 적용 방안에 대하여 고찰한다.

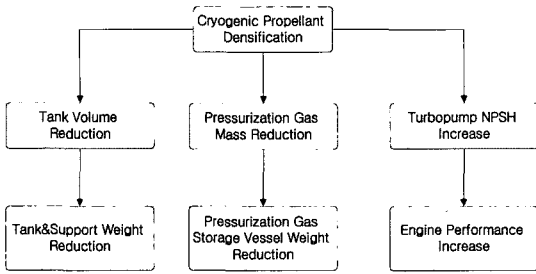


Fig. 1 Effects of Propellant Densification

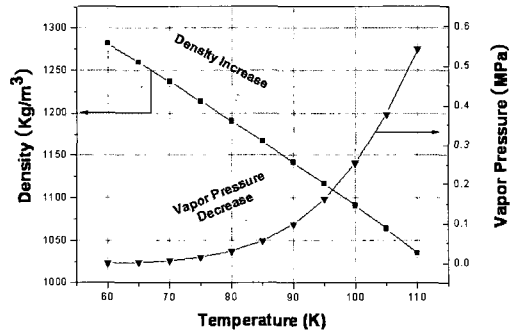


Fig. 2 LOX Density/Vapor Pressure with Varying Temperature

2. 극저온 추진제 고밀도화의 기본개념

2.1 추진제 고밀도화의 원리

극저온 추진제는 온도에 따라서 밀도 변화가 대단히 크다. Fig. 2에 온도에 따른 대기압에서의 액체산소의 밀도와 증기압의 변화를 제시하였다. 그림에서 제시된 바와 같이 액체산소가 90 K에서 70 K으로 온도가 저감될 경우 약 10%의 밀도저감이 이루어지며 증기압은 1/10 수준으로 줄어들게 됨을 알 수 있다. 따라서 극저온 추진제를 냉각시킬 경우 밀도를 증대시키고 증기압을 감소시킬 수 있다.

2.2 추진제 고밀도화의 설비의 개념

전통적인 극저온 추진제 충전은 포화상태의(normal boiling point) 추진제를 비행용 탱크에 충전시키는 것이다. 충전 과정을 살펴보면 초기에 추진제를 느리게 충전하면서 탱크를 냉각시키고(탱크의 구조적인 강도를 고려하여 냉각용 추진제를 보냄) 탱크가 냉각된 후 충전 시간을 줄이기 위해서 충전 속도를 증가시킨다. 충전이 90% 정도 이루어진 후 탱크 내 압력조절 및 충전 수위를 맞추기 위하여 충전 속도를 다시 감소시킨다. 충전이 100% 이루어진 후에는 재충진 과정(replenish phase)을 수행한다. 재충진 과정에서는 극저온 추진제의 증발에 의해 수위가 낮아진 것을 보상하기 위해 포화상태의 추진제(at

normal boiling point)를 재공급하게 된다[4]. ‘탱크 내부 재순환 고밀도화’(in-tank propellant densification by recirculation) 충전에서는 위의 재충진 과정(replenish phase)에서 포화온도 추진제의 충전이 고밀도화 추진제 충전으로 대체되게 된다. 이 과정에서는 탱크 상층의 “warm” 한 액체 층을 뽑아내어 열교환기로 보낸 후 과냉각 액체(sub-cooled liquid) 상태로 만들어서 재충진하게 된다. 이 과정은 일명 재순환(recirculation) 고밀도화 충전 과정으로 알려져 있다[5]. 이러한 재순환 과정은 탱크 내에 충전된 추진제 온도가 요구온도에 이를 때까지 계속된다. 추진제 고밀도화 충전의 개념이 Fig. 3에 제시되어 있다.

3. 극저온 추진제 고밀도화 방식

3.1 추진제 고밀도화의 설비의 종류

극저온 추진제 고밀도화 설비는 추진제 냉각 방법에 따라 다양한 방식이 제시되어 왔다. 본 논문에서는 액체산소의 고밀도화에 초점을 맞추어 기존에 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) 적층 타워 열교환 방식(cooling

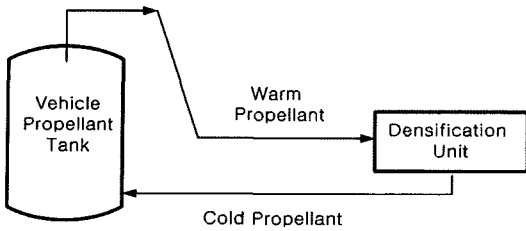


Fig. 3 Schematics of Cryogenic Propellant Density and Recirculation

by packed tower), 펄스 튜브(pulse tube refrigeration) 강제 냉각 방식, 열 음향적 구동 펄스 튜브 방식(pulse tube refrigeration with thermo-acoustic driver)의 5가지 방식에 대하여 소개한다.

3.2 액체질소 압력 저감 열교환 방식

Figure 4는 NASA Glenn Research Center에서 개발된 액체질소 압력 저감 열교환 방식 액체산소 고밀도화 시스템의 개략도를 보여준다 [2]. 액체산소를 액체질소를 이용해 냉각시키는 방법으로서 1단 열교환기에서는 대기압 상태의 액체질소(약 77 K)를 이용하여 액체산소를 1차 냉각시키고 2단 열교환기에서는 압축기의 흡입(suction)에 의해 냉각제 액체 질소 온도를 낮춤으로서 약 66 K의 액체산소를 생성시키는 방법이다.

이 설비에서 1단의 열교환기는 대기압 포화온도(77K)로 유지되는 액체질소에 의해 약 77.2 K 까지 액체산소를 냉각시킨다. 2단 열교환기는 상부에 직렬로 배열된 압축기를 가동시켜 열교환기의 ullage 압력을 0.19기압 까지 낮춘다. 2단 열교환기에 냉각제로 활용되는 액체질소는 0.19 기압에서의 포화온도인 65 K 까지 온도가 떨어지게 된다. 2단 열교환기에 의해 액체산소를 66K 정도까지 냉각시키고 발사체 탱크에 충전시키는 방법이 적용된다[5]. 이 설비의 주요 구성 요소는 열교환기 및 압축기로서 열교환기는 Fig. 5와 같은 튜브 묶음(tube bundle)을 가진 shell & tube 방식 열교환기를 적용한다. 튜브 외부에는 0.19기압의 포화된 액체질소(65 K)가 흘러서

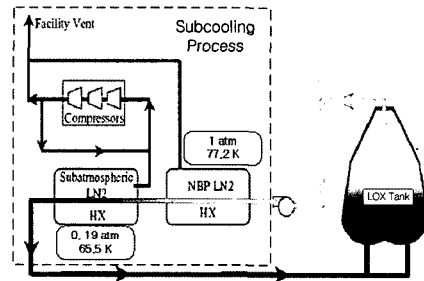


Fig. 4 Cooling System by Reduced Pressure LN₂

튜브안의 액체산소를 냉각시킨다. 외부 케이스는 진공단열 채널을 구성하여 대기로부터의 열유입을 차단시킨다[5].

흡입/압축부는 Fig. 6과 같은 원심형 압축기 3개가 직렬로 배열된 형태이다. 압축기는 냉각질소 상부의 얼리지부에 연결되어 흡입(suction) 작용으로 열교환기 내조의 액체질소 압력을 0.19기압을 유지시킨다. 압축기의 회전속도는 단일의 가변형 주파수 컨트롤러로 조절이 되며, 헬륨으로 퍼지하는 하우징이 장착되어 있다. 압축기에 유입된 질소 가스는 대기압으로 압축되어 밸브 설비를 통해 배출된다. 압축기의 surge 현상을 방지하기 위해 Fig. 4와 같이 후단 압축기의 출구 가스를 분기시켜 압축기 입구로 보내게 구성되어 있다.

3.3 액체수소 분사에 의한 액체질소 온도저감 열교환 방식

앞에서 제시한 액체질소 압력 저감 열교환 방식 고밀도화 설비는 저압의 액체질소 얼리지 생성을 위하여 다단의 압축장치가 적용되어야 하기 때문에 설비가 복잡해지고 비용이 증대되는 단점이 있다. 따라서 이에 대한 보완으로 회전부품을 적용하지 않는 고밀도화 설비가 미국 보잉사에 의해 연구되어 왔다[6]. Fig. 7은 보잉에서 제안된 회전부품을 제거한 형태의 열교환기 개략도를 보여준다. 액체산소는 액체질소가 담긴 열교환기 용기 안에서 78 K까지 온도가 낮아질

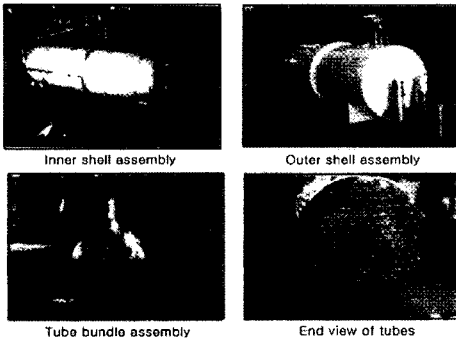


Fig. 5 Shell and Tube Type Heat Exchanger

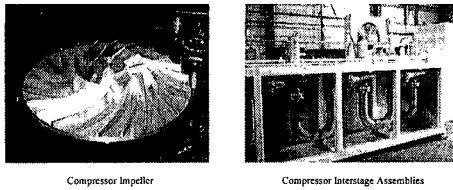


Fig. 6 Compressor system

수 있다. 보다 낮은 온도의 냉각을 위해서는 냉각제인 액체질소의 온도를 낮추어야 하는데 이를 위해서 액체수소(Normal boiling point=20 K)를 열교환기 용기내의 액체질소로 직접 분사하는 방법을 적용한다. 이 때 분사된 액체수소는 액체질소 온도(78 K)에서 빠르게 증발되어 증발열(heat of vaporization)을 빼앗아서 액체질소를 과냉각 시킨다. 증발된 수소gas는 미량의 질소gas와 함께 상부의 벤트 밸브로 배출되게 된다. 증발된 수소와 질소 gas는 대기압 이상으로 배출이 되게 되므로 외부에서 벤트 밸브를 통한 공기의 유입을 차단하게 된다. 액체수소의 분사량에 따라 액체산소 추진제의 냉각량이 조절되며 약 67 K의 고밀도화 액체산소를 생성하는 시험이 성공적으로 수행되었다. 이 설비의 장점은 회전부가 없다는 점, 밸브 구동 외에는 전력이 필요하지 않고 열교환을 위한 액체질소 탱크 용적을 줄일 수 있다는 점이다. 액체수소 분사 밸브에 의해 분사량을 조절할 경우 액체산소 추진제의 온도를 용이하게 제어할 수 있다는 점이 큰 장점이다. Fig. 8은 45 m³의 추진제 탱크에

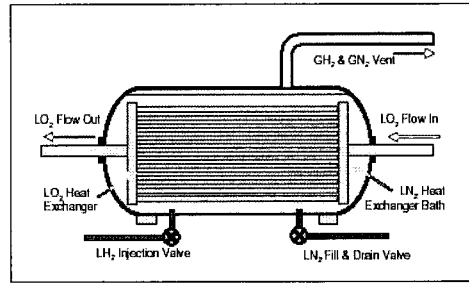


Fig. 7 Cooling System by LN₂ Fluid by LH₂ Injection

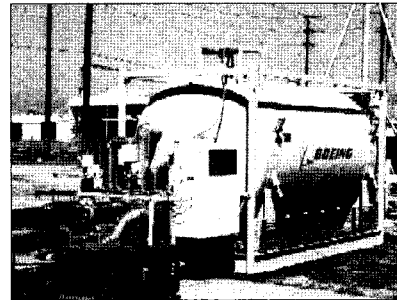


Fig. 8 Boeing's Cooling System by LN₂ Fluid by LH₂ Injection

액체산소의 고밀도화 충진을 위해 보잉에서 개발한 열교환기 외형을 보여준다. 14.5kg/s의 액체질소를 67 K의 온도로 낮추어 충진하기 위한 설비로 직경 2.4 m, 길이 4.8 m의 크기를 가진다.

3.4 적층타워 열교환 방식

Figure 9는 적층 타워 열교환 방식의 고밀도화 설비 개략도를 보여준다[5]. 이 방식은 냉각제인 액체질소의 냉각에 액체수소를 활용한다. 액체수소는 대기압에서의 포화온도가 20 K으로 액체질소를 열교환에 의해 77K 이하로 낮출 수 있다. 액체수소의 유동을 살펴보면, 액체수소를 역유동(counter-flow) 방식 열교환기에 의해 액체질소를 1차 냉각시킨 후 증발된 액체수소가 적층 타워 열교환기에 의해 추가적으로 이상유동상태인 질소를 냉각 시키고 배출하게 한다[5].

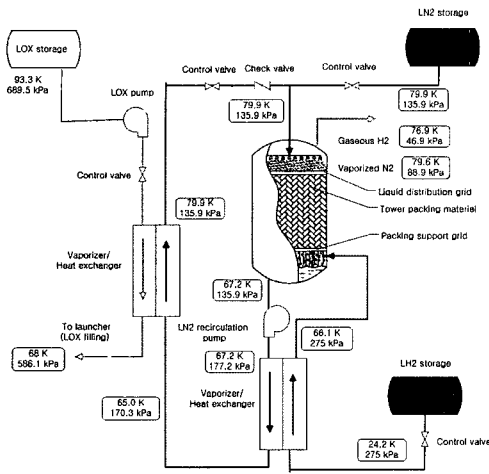


Fig. 9 Cooling System by Packed Tower

질소 유동을 살펴보면 적층 타워 내에서 약 66 K의 기체수소에 의해 적층타워 내에서 1차 온도 저감이 이루어지며, 2차로 액체수소와의 역유동 방식 열교환기 의해 65 K까지 냉각된다.

2단계 냉각을 거쳐 65K 으로 냉각된 액체질소는 역유동 (conter-flow) 방식 열교환기에 의해 액체산소를 68 K까지 냉각 시킨다. 앞에서 제시된 냉각제 압력 저감 열교환 방식과 비교하면 포화온도가 20 K인 액체수소를 사용함으로써, 저압 생성용 압축기 부품들이 필요하지 않은 것이 장점이다.

3.5 펄스튜브 냉각 방식

펄스 튜브 냉동기는 피스톤에 의해서 작동유체(주로 헬륨)에 압축 펄스를 발생시키고 후단 튜브에서 팽창하게 하여 외부로부터 열을 흡수 (cold heat exchanger) 하여 온도를 저감시키는 방법이다. 이 때 냉각 효율을 높이기 위하여 고온 피스톤에 의한 압축으로 발생하는 작동 유체의 온도 상승을 감소시키고, 재생기(regenerator)에 의해 작동유체 내부의 에너지를 감소시킴으로서 보다 효율적인 냉각을 할 수 있게 한다. Fig. 10에 오리피스 방식 펄스 튜브 냉동기를 적용한 극저온 추진제 고밀도화 설비의 개략도를 제시하였다[2].

작동 사이클을 살펴보면 먼저 피스톤에 의해서 하부에서 압축 펄스를 발생시킨다. 이 때 압축에 의해 작동유체의 온도가 올라가게 된다. 작동유체는 재생기(regenerator 1) 입구에서 1차 냉각이 되며 재생기와 열 교환에 의해 추가적으로 냉각되게 된다. 재생기를 거친 헬륨 가스는 재생기 2에 유입되기 전에 액체질소와의 열교환기에 의해 극저온 온도까지 냉각된다. 재생기 2에 유입되면서 재생기에 의해 추가적인 냉각이 이루어진다. 재생기 1과 2는 작동유체의 냉각 과정에서 열교환에 의해 온도가 올라간다. 재생기를 거친 가스는 오리피스를 통해 펄스 튜브로 유입되면서 펄스 튜브안의 잔존 가스를 압축시키게 되며 이 과정에서 잔존 가스는 압축작용에 의해 온도가 상승한다. 잔존가스의 온도상승을 방지하기 위해 펄스튜브 후단에 냉각 유체(주로 물)에 의해 냉각을 하게 된다. 이 때 펄스 튜브의 고온부뿐 아니라 reservoir와 오리피스를 대기온도 이하로 유지시키기 위하여 cryostat을 냉각시키는 역할을 한다. 피스톤을 하강시키면 작동유체의 팽창이 이루어지게 되며 팽창에 의해 온도를 저감시킨다. 팽창된 가스는 재생기 2와 재생기 1을 지나면서 재생기를 냉각시킴으로서 사이클을 종료하게 된다. 극저온 추진제는 액체질소와의 역유동 방식 열교환에 의해 선 냉각시킨 후 팽창작용에 의해 재생기 2의 후단 저온부에서 추가적으로 냉각되어 발사체 탱크에 공급되게 된다. 본 시스템은 액체산소와 액체수소를 요구되는 온도에 맞추어 까지 과냉각시키는데 있어 제어가 용이하다는 장점이 있다.

3.6 열음향적 구동 펄스 튜브 방식

앞의 펄스 튜브 냉각방식에서 압력 펄스를 발생시키는 피스톤을 대체하는 개념으로 열음향학적 스틸링 구동기가 개발되고 있다[7]. 열음향학적 구동 방식은 움직이는 부품(moving part)이 제거되기 때문에 신뢰도가 커지며 주파수를 크게 할 수 있다는 장점 때문에 널리 주목받고 있다. 음향학적 구동 펄스 튜브 방식 냉동기는Fig. 11과 같이 열음향학적 스틸링 구동부(thermo-

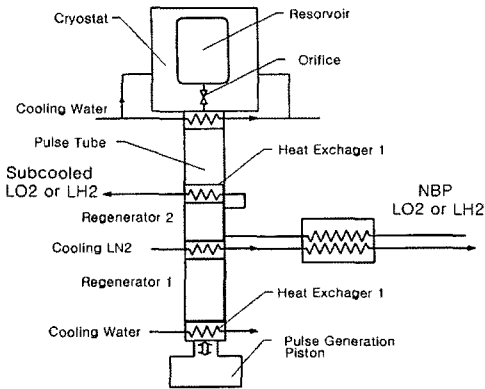


Fig 10. Densification System by Pulse-Tube Cooling Type

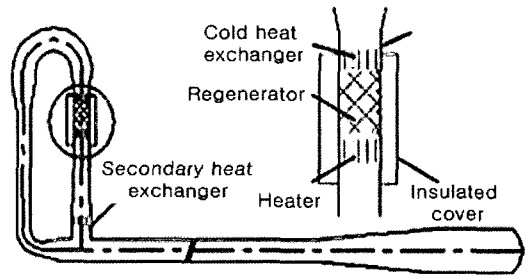


Fig. 11 Thermo-Acoustic Stirling generator

acoustic stirling heat engine, TASHE), 공명기, 펄스튜브의 3부분으로 구성되어 있다.

열음향학적 스텔링 구동부는(TASHE) 펄스 튜브 냉동기를 작동하기 위하여 열에너지를 음향학적 에너지로 변환하는 역할을 한다. 공명기(resonator)는 시스템의 운용 주파수를 조절하고 구동부에서 펄스 튜브 냉동기로 음향에너지를 전달하는 역할을 한다. 열음향학적 스텔링 엔진의 개략도가 Fig. 12에 제시되어 있다. 환형 구조의 스텔링 엔진에 장착된 구동부는 고온 히터, 재생기, 저온 냉각부로 구성되어 있다. 저온 냉각부는 주로 물에 의해서 냉각되게 하여 대기 온도를 유지하게 한다. 히터의 전열에 의해 고온부의 가스 온도를 어느 이상(473 K 이상) 높이면 작동유체의 진동(oscillation)이 발생하게 되며, 이러한 진동 유동이 앞에서 언급한 펄스 튜브 방식의 피스톤 구동부를 대체하게 된다. 구동부의 효율을 높이기 위해 고온부와 저온부 사이에 재생기(regeneration)를 장착한다[7].

이 방식은 움직이는 부품이 없기 때문에 신뢰성이 높고, 진동 유체의 주파수를 높일 수 있는 장점 때문에 극저온 추진제 고밀도화에 널리 활용될 수 있을 것으로 판단된다.

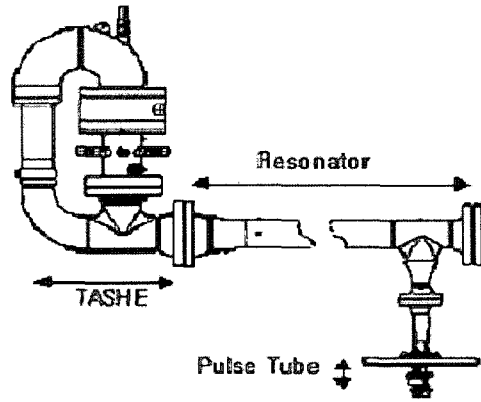


Fig. 12 Pulse Tube Type Cooler with Thermo-Acoustic Generator

우주발사체의 고밀도화 방법은 충전 및 발사 시나리오와 밀접하게 관련되어 있다. Fig. 13- 16에 우주 발사체의 충전 시나리오 및 그와 연관된 고밀도화 설비구성을 제시하였다[8]. Fig. 13은 직접 충전 방식(load and go) 방식으로 저장탱크에 있는 추진제를 직접적으로 냉각을 시켜서 발사체의 추진제 탱크에 탑재시키는 방식이다. 이 방식은 발사체 탱크에 on-board로 추가적인 장치를 장착할 필요가 없다는 장점이 있는 반면

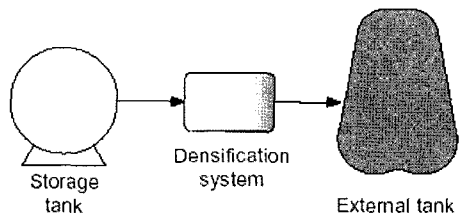


Fig. 13 Load and Go Type Filling

4. 고밀도화 추진제 충전방법 설정

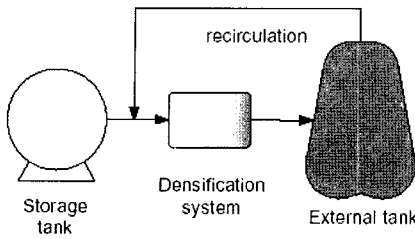


Fig. 14 Load and Recirculation Type Filling

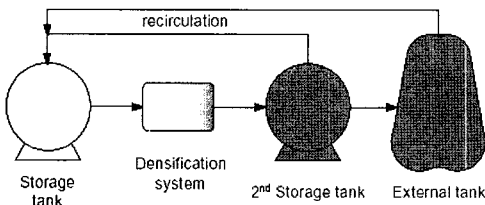


Fig. 15 Pre-Densification and Storage Type Filling

외부로부터의 열침투에 의해 과냉각된 고밀도화 추진제의 온도상승을 막기 위하여, 충전 시작 후 3시간 내에 발사가 이루어져야 한다는 제한조건이 있다. 또한 빠른 충전을 위하여 고밀도화 설비의 용량이 커져야 하는 단점이 있다.

Figure 14는 직접 충전 및 재순환 방식으로 고밀도화 설비를 거친 추진제를 발사체 탱크에 직접적으로 충전함과 아울러 데워진 상부의 추진제를 뽑아내어 다시 냉각시켜 충전하는 방식이다. 이 방식은 온도가 상승된 추진제를 재순환시킴으로 인해 충전 시간을 증가시킬 수 있고 이에 따라 고밀도화 설비의 용량을 감소시킬 수 있는 장점이 있다.

세 번째 방식은 Fig. 15와 같이 선 고밀도화 및 저장 방식으로 추가적인 고밀도화 된 추진제의 저장을 위한 저장탱크를 하나 더 두는 방식이다. 저장탱크에 저장된 극저온 추진제는 고밀도화 설비를 거쳐 냉각되어 보조 탱크(2nd storage tank)에 저장되게 되고 보조탱크의 고밀도화 된 추진제가 발사체 탱크에 충전되는 방식이다. 보조탱크 및 발사체 탱크의 상부에 모인 데워진 추진제는 재순환 되어 다시 냉각 과정을 거치게 된다.

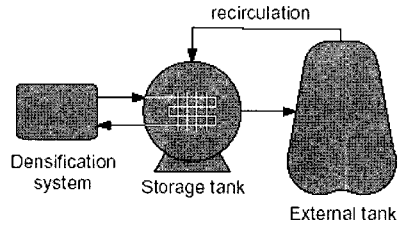


Fig. 16 Continuous Densification Type Filling

네 번째 방식은 Fig. 16과 같은 연속 고밀도화 설비이다. 이 설비는 충전과 고밀도화가 동시에 이루어지게 함으로서 충전제의 추진제 온도를 과냉각 상태로 계속 유지시키는 방식이다. 발사체 탱크에서의 재순환과 고밀도화를 위한 냉각이 연속적으로 이루어지게 한다.

위에서 언급된 4가지 방식에 대하여 요구되는 발사 대기시간 한계치 및 장단점을 Table 1에 기술하였다.

5. 고밀도화 추진제를 탑재한 발사체의 성능해석

고밀도화 극저온 추진제 연구는 앞에서 언급한 SSTO RLV 뿐만이 아니라 일반적인 저궤도 위성 발사체에 적용하는 방안이 연구되고 있다 [1]. Table 2는 전통적인 NBP(Normal boiling point) 추진제를 충전시키는 경우를 기준으로 하여 추진제를 고밀도화를 할 경우 탑재할 수 있는 유상하중의 증가에 대한 해석 결과를 보여준다[1].

Table 1. Comparison of Filling Types

Scenario	Period prior to launch (hours)	Strength	Weakness
Load and go	3	- Simple and minimum modification	- Maximum cooling power - Propellant degraded
Load and recirculation	3 - 12	- Cooling power reduced - Maximum benefit to densified propellant	- Add complexity
Pre-densification and storage	12 - 24	- Loading at proper time - Reduction of densification unit	- Ground system complexity
Continuous densification	10	- Required cooling power is minimized - No boiloff problem	- Ground system complexity - Low temp. exposure of flight tank

본 해석에 적용된 발사체는 저궤도 인공위성 발사를 위한 2단형 발사체로서 1단으로 RS-27 RP-1/액체산소 엔진을 적용하고 2단으로 액체수소와 액체산소를 추진제로 사용하는 RL10B-2 엔진을 적용하는 것으로 설정하였다. 구조 무게는 Atlas/Centaur/Delta III의 평균값을 취하였다. 탑재된 유상하중(인공위성)의 무게는 6,804 kg으로 설정하였다.

Table 2에서는 다음의 같이 6가지 경우에 대한 비교 결과를 보여준다. (1) 기준 추진제(Normal Boiling Point, NBP) 탑재, (2) 삼중점 온도(16 K)로 냉각시킨 액체수소(TP LH2) 탑재, 3) 50% 슬러시 수소 탑재, (4) 77 K으로 냉각된 액체산소 탑재, (5) 삼중점(16 K)까지 냉각시킨 액체수소 및 77 K으로 냉각된 액체산소 탑재 (6) 50%의 슬러시 수소 및 77 K으로 냉각된 액체산소 탑재한 경우, 본 해석에는 2단에만 추진제 고밀도화가 적용된 것으로 설정하였고, 추진제 탱크의 부피는 기준 사양으로 고정되어 있는 상태에서 고밀도화에 의해 충전 되는 추진제의 질량이 증가하는 것으로 설정하였다. 모든 경우에 대해 위성이 지구 저궤도(Low Earth Orbit, LEO) 도달에 필요한 속도증분의 1.2배(중력 및 항력 고려)를 곱한 값인 9,413.8 m/s를 요구 속도 증분으로 설정하였다. 표에서 보는 바

와 같이 액체질소 온도인 77.8 K으로 2단의 액체산소를 냉각시킬 경우 229 kg의 유상하중을 추가적으로 탑재할 수 있다. 1단 액체산소까지 냉각할 경우를 고려하면 탑재 가능한 유상하중 증대효과는 매우 클 것으로 판단된다.

6. 고밀도화 추진제 적용 시의 엔진 성능해석

고밀도화 된 추진제를 적용하는 경우 엔진에 미치는 영향에 대한 기존의 연구결과를 살펴보면, RL10B-2 엔진에 대해 15.2 K의 액체수소 엔진에 대한 시험을 수행하였고, 1996년에 89.1K의 액체산소에 대해 시험을 수행한 예가 있다. 또한 NK-33 엔진에 대해 81.6K의 액체산소를 탑재한 엔진에 대한 시험을 수행한 사례가 있다[9]. 고밀도화 추진제를 적용한 경우 동일한 가압 압력에 대해 O/F 비가 달라지는데 이에 따른 엔진의 비추력 성능의 변화는 미미한 것으로 밝혀졌다[9]. RL10B-2 엔진의 경우 고밀도화 추진제를 적용하여 점화시험을 수행하였으며 점화기 하드웨어의 특별한 변화 없이 성공적인 점화가 이루어지는 것으로 밝혀졌다[1]. 해석결과로는 RL10A-3-3A 엔진을 엔진 시스템 해석 프로그램인 ROCETS을 이용하여 고밀도화 추진제의 유

Table 2. Rocket Performance with Loading Densified Propellant at Second Stage

	Units	1 Baseline	2 TP LH2	3 Hydrogen 50 % solids	4 Oxygen 77 K	5 TP LH2 77 K LOX	6 50% SLH2 77 K LOX
First stage							
Initial mass	kg	251,368	251,682	251,898	252,414	252,739	252,960
Propellant mass	kg	204,119	204,119	204,119	204,119	204,119	204,119
Dead weight mass	kg	20,412	20,412	20,412	20,412	20,412	20,412
Payload mass	kg	26,838	27,151	27,368	27,884	28,209	28,430
Engine performance (Isp)	sec	264	264	264	264	264	264
Second stage							
Initial mass	kg	26,838	27,151	27,368	27,884	28,209	28,430
Propellant hydrogen	kg	2,570	2,791	2,953	2,570	2,791	2,953
Propellant oxygen	kg	15,422	15,422	15,422	16,240	16,240	16,240
Propellant total	kg	17,992	18,213	18,375	18,810	19,031	19,193
Dead weight mass	kg	2,041	2,041	2,041	2,041	2,041	2,041
Payload mass	kg	6,804	6,897	6,951	7,033	7,137	7,196
Engine performance	sec	467	467	467	465	467	467
Engine mixture ratio (Isp)		6.0	5.5	5.2	6.3	5.8	5.5
Delta velocity	m/s	9,413	9,413	9,413	9,413	9,413	9,413
Increase in payload mass	kg	0	93	147	229	333	392

Table 3. Results of Engine Performance Analysis in Case of Densified Propellant Feeding (RL10A-3-3A Engine)

	Unit	1 Baseline	2	3	4	5
LH2 inlet temperature		21.4 K LH2	21.4 K LH2	21.4 K LH2	16.7 K LH2	14.4 K LH2
LO2 inlet temperature		97 K LO2	77 K LO2	68 K LO2	77 K LO2	68 K LO2
First stage fuel pump speed	rpm	31,338	31,200	31,170	29,700	29,100
LO2 pump shaft speed	rpm	12,535	12,500	12,450	11,900	11,620
Fuel injector pressure drop	bar	4.3	4.24	4.24	4.2	4.17
LO2 injector pressure drop	bar	4.43	4.07	3.86	4.06	3.86
Cooling jacket pressure drop	bar	13.41	13.38	13.37	13.3	13.2

입에 따른 엔진의 성능을 해석한 결과가 있다. 대상이 되는 RL10A-3-3A엔진은 팽창 사이클의 재생냉각을 장착한 터보펌프 엔진이다 추진제로는 액체산소와 액체수소를 사용한다. 주로 2단 엔진으로 사용되며 7.4 ton의 추력과 444 sec의 비추력을 갖는다. ROCET 프로그램을 검증하기 위해 해석 데이터 와 시험데이터의 비교가 수행되었다.

해석 내용은 Fig. 17과 같이 엔진 추력, O/F 비, 연소실 압력, 인젝터 유입 추진제 압력을 고정시킨 상태에서 추진제 유입온도만을 바꾼 경우에 대한 해석이 수행되었다.

액체산소와 액체수소의 추진제 온도만을 변화시킬 경우의 해석 결과를 Table 3에 제시하였다. 해석결과를 보면 고밀도화한 추진제를 적용할 경우 일반적으로 압력강하가 감소되고 터보펌프의 회전속도를 감소시키는 효과가 있다. 이것은 발사체의 신뢰성을 증대시키고 엔진 수명 및 안전 마진을 증대시키는 효과가 있는 것으로 예상되었다. 이는 추진제를 고밀도화 할 경우 밀도와

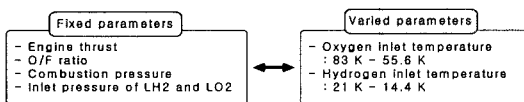


Fig. 17 Engine Performance Analysis with Densified Propellant (RL10A-3-3A engine)

유동부피가 감소하게 되므로 압력강하가 감소되고, 추진제의 수축에 의해 압축성이 감소하므로 펌프의 필요 마력이 감소되는 것으로 판단된다. 연료의 경우 고밀도화를 할 경우 연소실 냉각 채널에서의 열 흡수 능력이 증대되고 이상유동(two phase flow) 형성이 지연되기 때문에 채널에서의 압력강하가 감소되는 장점이 있다.

또한 터보펌프 캐비테이션을 감소시키는 효과를 수반하는 것으로 판단된다. 따라서 고밀도화한 극저온 추진제를 적용할 경우의 엔진에 미치는 효과는 Fig. 18과 같이 요약될 수 있다.

7. 극저온 추진제 고밀도화 적용방안

고밀도화 추진제를 적용할 경우 발사체의 1단 및 2단을 나누어서 생각해 볼 수 있다.

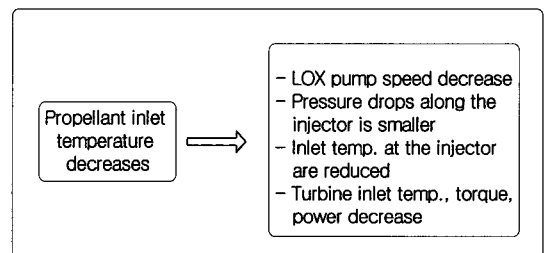


Fig. 18. Effects of Densified Propellant Feeding on Engine Performance

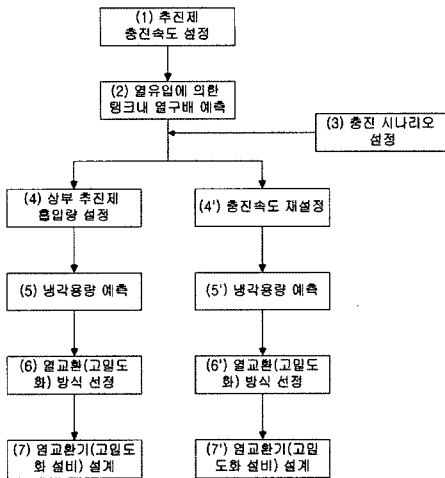


Fig. 19. Design Flow of Circulation Type Densification System

1단에 적용할 경우 고밀도화에 따른 무게 저감 효과가 훨씬 크지만 열교환기의 용량이 커지는 어려움이 있다. 2단의 경우 상대적으로 공력 가열 등에 의해 추진제 온도가 상승하는 시간이 길게 되므로 고밀도화 추진제의 적용 필요성이 커지게 된다. 또한 상대적으로 적은 추진제가 충전 되게 되므로 열교환기의 용량도 감소할 수 있다. 따라서 고밀도화 추진제 기술을 2단에 적용하는 것이 상대적으로 용이하게 접근할 수 있을 것으로 판단된다.

앞에서 포화온도 90 K의 액체산소를 액체질소 온도(대기압 포화온도 77 K)까지 냉각시킬 경우 약 5.3%의 추진제 밀도를 감소시킬 수 있으며 2단에 15 ton의 액체산소를 탑재한 경우 230 kg의 payload 이득을 볼 수 있는 것으로 파악되었다. 또한 터보펌프 캐비테이션 및 압축성 계수를 감소시킴으로 인해 터보펌프의 필요 마력도 감소시킬 수 있을 것으로 판단된다. 연료로 케로신을 쓴 경우에도 고밀도화를 적용할 경우 엔진 냉각 시 액체 케로신이 엔진의 냉각에 필요한 열을 보다 많이 흡수할 수 있으므로 냉각채널 내에서 이상유동(two phase flow)의 가능성을 감소시키며 이에 의해 냉각채널 내에서의 압력 강하 및 연료펌프 필요 파워도 줄일 수 있을 것

으로 판단된다.

앞에서 제시된 고밀도화 설비 기술은 국내에서 적용된 예는 없으나 핵심 설비인 tube&shell 열교환기의 경우 국내에서 원자력 등의 분야에 적용된 경험이 있어 하드웨어를 제작하는데 있어 문제가 없을 것으로 보인다.

고밀도화 충전을 위해서는 재순환 방식의 충전의 적용이 필요한데 이에 대해서는 소규모의 시험을 통하여 충전 방법을 확립하고 실제 발사체에 적용하는 것이 필요하다고 판단된다. 고밀도화 충전을 위해서는 극저온 추진제 재순환 충전의 적용이 필요하며 Fig. 19에 제시한 설계과정을 거쳐야 한다. 먼저 외부로부터의 열유입에 의해 탱크 내 추진제의 열적 성층화를 예측한 후 앞의 2.4에서 제시한 충전 시나리오를 설정한다.

이 때 충전 시간이 발사 시나리오에서의 제한 조건을 만족할 경우 왼쪽 flow와 같이 상부 추진제 흡입량을 선정하고 냉각 용량 산정을 하여 적절한 고밀도화 설비를 선정하게 된다. 발사 시나리오의 충전 요구시간을 만족하지 못할 경우 오른쪽 flow와 같이 충전 속도를 재설정 하고 같은 개발 과정을 거치게 된다.

8. 결 론

본 논문에서는 해외의 극저온 고밀도화 기술 동향 및 국내 적용방안을 검토하였으며 아래와 같이 요약될 수 있다.

- 가. 극저온 추진제의 고밀도화를 통하여 추진제 탱크 및 구조무게를 크게 줄일 수 있으며 가압 압력을 줄일 수 있는 장점이 있다.
- 나. 극저온 추진제 고밀도화 충전은 과냉각된 추진제를 충전 하고 데워진 추진제를 뽑아 내는 재순환 과정으로 요약될 수 있다.
- 다. 고밀도화 설비로는 냉각제 압력 저감 열교환 방식, 적층 타워 열교환 방식, 펄스 튜브 강제 냉각방식, 열 음향적 구동방식 등이 있으며 각 시스템의 작동 원리에 대하여 기

술하였다.

- 라. 약 6.8 톤의 유상하중을 탑재한 일반적인 저궤도 위성 발사체의 경우 2단에 고밀도화 된 액체산소를 충전시킬 경우 229 kg의 유상하중 무게의 이득을 얻을 수 있다. 1단에 고밀도화 추진제를 적용할 보다 큰 구조 무게 저감이 이루어질 수 있다.
- 마. 고밀도화 추진제를 적용한 경우 엔진의 점화 성능에는 별 영향을 미치지 않으며 터보 펌프의 케비테이션 방지와 필요마력을 줄일 수 있는 장점이 있다.
- 바. 국내에서 고밀도화 추진제를 적용할 경우 2단에 우선적으로 적용하는 것이 바람직하며 국내에 축적된 기술로 적용할 수 있을 것으로 판단된다.

후 기

본 연구는 과학기술부 특정연구개발사업인 소형 위성발사체(KSLV-I) 개발사업의 일환으로 수행되었으며, 지원에 감사드립니다.

참 고 문 헌

1. Nancy B. McNelis and Mark S. Haberbush, "Hot Fire Ignition Test With Densified Liquid Hydrogen Using a RL10B-2 Cryogenic H₂/O₂ Rocket Engine", AIAA-97-2688, July 1997
2. William D. Greene, Knowles, T. and Tomsik, T., "Propellant Densification for Launch Vehicles: Simulation and Testing 1999", AIAA-99-2335, 1999
3. William D. Greene. and Vaughan, D, "Simulation and Testing of In-Tank Propellant Densification for Launch Vehicles" AIAA-98-3688, 1998
4. Tomsik, Thomas, "Performance tests of a liquid hydrogen Propellant Densification Ground System for the X33/RLV", AIAA 97-2976, 1997
5. Anthony, M. and Green, W., "Analytical Model of an Existing Propellant Densification Unit Heat Exchanger", AIAA-98-3689, 1998
6. T. I. Lak, M. E. Lozano, Anthony, "Propellant Densification Without Use of Rotating Machinery", AIAA-2002-3599, 2002
7. T. Jin, G. B. Chen, Y Shen, A "A thermo-acoustically driven pulse tube refrigerator capable of working below 120 K", Cryogenics 41(2001) 595-601., 2001
8. Jong Baik, NASA Hydrogen program - 2003 final report, FSEC, 2003
9. Mark S. Haberbush, et. al. "Modeling the RL10 with Densified Liquid Hydrogen and Oxygen Propellants", AIAA 2002-3597, 2002