

발사체 추진연료용 액체수소와 액체산소의 고밀도화를 위한 2단 역 Brayton 냉동시스템의 열역학적 사이클 해석

백 종 훈, 장 호 명[†]*, W. Notardonato^{**}

미국 Florida Solar Energy Center, *홍익대학교 기계시스템디자인공학과, **미국 NASA-KSC

Thermodynamic Cycle Analysis of a Two-stage Reverse Brayton Refrigeration System for Subcooling Liquid Hydrogen and Oxygen as Densified Propellants

J. H. Baik, Ho-Myung Chang[†]*, W. Notardonato^{**}

ABSTRACT: By increasing the density of liquid oxygen and liquid hydrogen propellants of a space launch vehicle, one can reduce the gross lift-off weight (GLOW) of the vehicle by up to 20%. A two-stage reverse Brayton helium refrigeration system is proposed to provide the specific cooling requirements at the two propellant densification temperatures so that both densified propellants can be supplied simultaneously on a scheduled launch countdown. Thermodynamic cycle analysis using real gas properties was performed to demonstrate the suitability of two-stage refrigeration system as the two cryogenic propellants densifier. The analysis results show that the two-stage reverse Brayton helium refrigeration system can provide the required performances with compatible efficiency and practical advantages.

Key words: Cryogenic propellants(극저온 추진 연료), Densification(고밀도화), Cycle analysis (사이클 해석)

1. 서 론

Florida Solar Energy Center(FSEC)는 2002년부터 NASA Glenn Research Center가 지원하고 있는 NASA Hydrogen Research at Florida Universities Program의 총운영자로서, 대학간의 연구분담, 공동연구, 예산책정 등의 전체 프로그램을 운영하고, NASA Glenn Research Center, NASA Kennedy Space Center 및 플로리다 주립대학들을 상호 연결하여 연구결과의 보고, 평가 및 연구방향 개선등의 임무를 수행하고 있다. 또

한 FSEC내 수소에너지 연구개발부(Hydrogen R&D Division)에서는 수소의 제조, 운송, 저장 및 응용기술과 관련된 전반적인 수소에너지 관련 연구들을 심도 있게 수행하고 있다. 본 연구는 그 중 NASA Kennedy Space Center와 공동연구 중인 것으로써, 우주왕복선의 주엔진 연료로 사용되고 있는 극저온 연료인 액체 수소와 액체 산소를 비등점 이하로 과냉하여 8~10% 고밀도화 함으로써, 극저온 연료 탱크의 부피와 무게 및 기타 제반 관련 설비를 감소시켜 발사체의 전체 무게를 최대 20% 혹은 이에 상응하는 payload 용량을 증가시키는 것을 연구 목적으로 하고 있다. 이를 통하여 궁극적으로는 single-stage-to-orbit (SSTO)과 reusable launch

[†] Corresponding author

Tel.: +82-2-320-1675; fax: +82-2-322-7003

E-mail address: hmchang@hongik.ac.kr

vehicles(RLV)를 실현하는데 크게 기여할 수 있을 것으로 예상되고 있다⁽¹⁾.

1차 연구 결과로써 우주왕복선의 발사 계획을 고려하여 이상적이고 합리적인 연료 고밀도화 냉동시스템을 제안하고자 실제 연료의 물성을 이용한 냉동시스템의 열역학 사이클 해석이 수행되었으며 그 결과로 다양한 시스템 구성, 운용 방법들이 심도 있게 제시되었다⁽²⁾. 이 연구에서 thermodynamic venting system(TVS) 과 Claude 냉동기의 조합이 각각의 액체수소와 액체산소를 보다 효율적으로 과냉 시킬 수 있는 것으로 나타났으나 시스템이 다소 복잡해졌다. 또한 대량의 냉동량을 처리할 수 있는 반면 액체산소와 액체수소를 위한 각각의 두 과냉 시스템이 요구되므로 전체 시스템이 복잡해지고 규모가 커짐에 따라 안전문제 또한 증가시키므로, 발사지 현장에의 설치 가능성이 희박해지는 단점이 있다.

그 다음단계로 과냉 액체산소와 과냉 액체수소의 두개의 냉동온도에서의 냉동요구량을 발사스케줄에 맞추어 동시에 수행할 수 있는 여러 2단 냉동사이클을 구성하고, 실제물성을 이용한 열역학 사이클 해석을 통하여 그 성능을 예측 평가하였다. 역 Brayton과 J-T 및 Claude 냉동사이클을 조합하여 구성된 복합 사이클들의 이론적인 이상성능계수 비교 및 수소와 헬륨을 작동유체로 하는 여러 2단 과냉 냉동사이클들의 열역학적 사이클 해석에 대한 비교가 수행되었다⁽³⁾. 본 논문에서는 그 주요 결과인 2단 역 Brayton 헬륨 사이클 해석에 대한 결과만을 보고하고자 한다.

2. 2단 역 Brayton 헬륨 사이클

Fig. 1은 단순화된 2단 역 Brayton 헬륨 사이클을 도식화한 것이다. 두개의 팽창기가 두개의 과냉용 열교환기 상단에 위치하여 액체수소와 액체산소의 과냉에 필요한 충분히 낮은 온도의 헬륨기체를 생성한다.

과냉용 열교환기에서는 포화 액체산소 및 포화 액체수소가 교류로 유입되어 팽창기 출구의 충분히 낮은 온도의 헬륨기체와 열교환하며 과냉된다. 이때 과냉 온도는 연료의 용융온도 이상으로 유지된다. 사이클 전체를 통하여 작동유체인 헬륨은 기체로 유지되므로 건식 팽창기의 사용이 가능하며, 각 단의 팽창기 출구에서의 헬륨기체

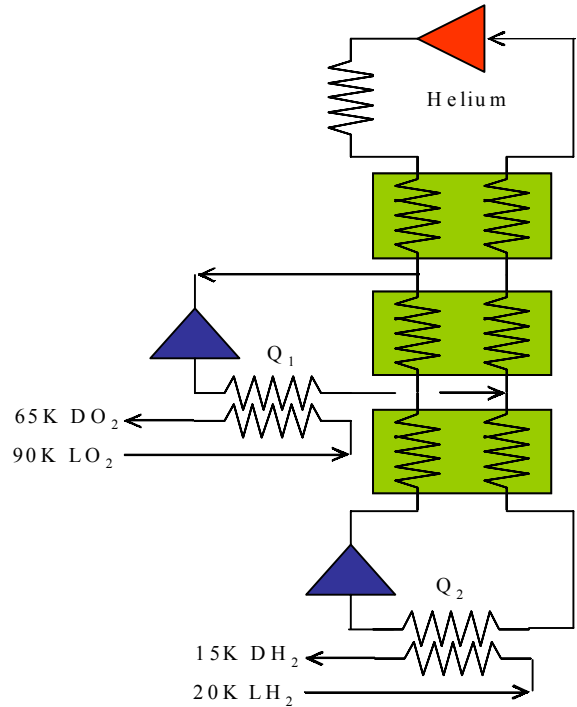


Fig. 1 Schematic diagram of a two-stage reverse-Brayton Helium cycle.

온도는 압축기의 배출압력과 각 단의 팽창기로 유입되는 질량유량의 비율을 변화시켜 조절할 수 있다.

본 사이클 해석방법은 과냉온도와 냉동 용량이 각각 주어진 경우, 질량보존법칙, 에너지보존식 및 부품의 성능 등을 이용하여 사이클 내의 전체 질량유량, 압축기의 압력비 및 팽창기 입구에서의 질량 분산비율을 계산할 수 있음에 착안하였다. 본 연구에서는 Fig. 1에 도시된 단순화된 사이클의 실현가능성 여부를 검사하고 실제 운영단계에서 요구되는 적절한 냉동용량과 냉동온도를 기준으로 하여 상기 사이클의 적용가능성 여부를 알아보려고 하였다. 선행된 연구결과⁽²⁻³⁾를 바탕으로 하여 각 단에서의 냉동요구량은 각각 1 kg/s 의 포화액체수소와 6 kg/s 의 포화액체산소를 과냉하는데 필요한 냉동량인 48 kW @ 15 K, 268 kW @ 65 K 으로 고정하였으며 압축기의 배출, 흡입압력을 2020 kPa 및 101 kPa로 고정하였다. 모든 사이클의 해석에는 전산화된 헬륨의 실제기체 물성⁽⁴⁾을 사용하였다.

3. 해석 결과

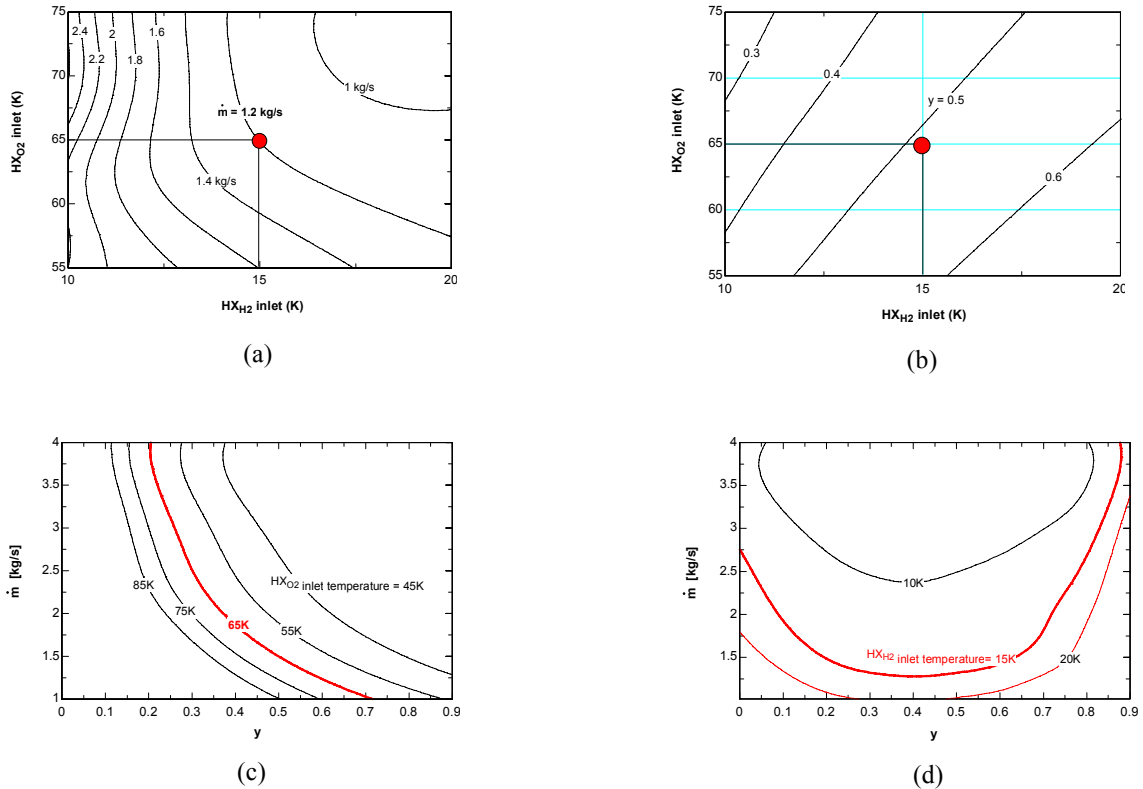


Fig. 2 Sample analysis results of two-stage reverse Brayton helium cycle (heat exchanger effectiveness = 0.95, expander efficiency = 0.8) : (a) Total mass flow rates of system required as functions of densification stage temperatures, (b) Mass flow fractions at the inlets of expanders (y) as functions of densification stage temperatures, (c) Liquid oxygen densification temperature as functions of total mass flow rates and y , (d) Liquid hydrogen densification temperature as functions of total mass flow rates and y .

Fig. 2 는 2단 역 Brayton 헬륨 사이클의 열역학 사이클 해석 결과를 보여주고 있다.

Fig. 2(a) 에서 보는 바와 같이 과냉 냉동 온도 15 K 및 65 K에서 요구되는 냉동 부하량을 얻기 위해서는 압축기에서 배출하는 전체 질량 유량이 1.2 kg/s가 되어야 함을 알 수 있다. 또한 Fig. 2(b) 로부터 이때의 팽창기 입구에서의 질량 분산비율은 50% 이상이어야 함을 알 수 있다. Fig. 2(c) 와 (d) 는 같은 결과를 다른 각도에서 바라본 것이다. 전체 질량유량과 질량 분산비율을 변화시킴으로써 각 단에서 주어진 냉동부하들에 대하여 다른 냉각온도들을 얻는 것이 가능함을 알 수 있다. Fig. 2(c) 에서, 전체 질량유량이 일정한 경우, 고정된 냉동부하량에 대하여 팽창기 입구에서의 질량 분산비율, y 가 증가함에 따라 팽창기에서 팽창되는 질량유량이 증가하므로 액체산소의 과냉 온도는 감소하는 경향을 보인다. 이와

는 달리 Fig. 2(d)와 같이 액체수소는 주어진 과냉 온도에 대하여 y 가 변함에 따라 전체 질량유량이 최저값을 갖게 되며, 이는 액체산소의 과냉 온도 및 2단 팽창기에서 팽창되는 질량유량과 상호연관 되어있다. 여기서 사이클 해석시 주의할 것은 열교환기에서의 과냉온도들이 극저온연료들의 용융온도 이상으로 유지되도록 해야 하며, 지나치게 낮게 설계되었을 경우, 연료가 시스템 내부에서 고체화되어 유로를 차단하는 clogging 현상이 발생할 위험이 있다.

본 해석에서는 사이클을 구성할 수 있는 최소 개수의 열교환기가 사용되었으며, 임의로 가정된 열교환기의 유용도(95%)와 팽창기의 팽창효율(85%)을 적용하였을 때 Figure of Merit (FOM: % Carnot) 은 0.54로 계산되었다.

본 해석에서 도출된 2단 냉동시스템의 열역학적 효율은 같은 냉동온도 및 냉동부하량에서 작

동되는 독립된 2개의 냉동시스템 효율과 비교하는 것이 의미있다. 선행 연구된 thermodynamic venting system (TVS) 과 Claude 사이클 조합의 성능을 동일한 운전 조건하에서 비교한 결과 두 시스템의 열역학적 효율은 거의 유사한 것으로 나타났다. 하지만 이는 이론적인 열역학적 성능만의 비교이며, 실제로 두 시스템을 구현할 때에는 상당한 차이가 있다. 예를 들어 2단 역 Brayton시스템은 하나의 압축기를 이용하여 두 냉각온도와 냉동부하를 구현함으로써 시스템을 단순화할 수 있는 반면, 위의 조합시스템은 두개의 압축기가 요구된다. 이와 같이 2단 역 Brayton시스템은 실제구성에 있어 시스템의 내제된 안정성, 신뢰도, 운전조건 및 요구되는 부대시설 등을 감안할 때 상당한 이점이 있다.

4. 결론

우주왕복선 연료용 고밀도 액체수소 및 액체산소의 생성을 위한 2단 역 Brayton 냉각시스템이 제안되었다. 열역학적 성능과 효율 가능성을 알아보기 위하여 실제기체 물성을 이용한 사이클 해석을 수행하였다. 그 결과 상기의 목적에 적절히 부합하며 기존의 대형시스템과 열역학적으로 비교할만한 성능을 가진 것으로 평가되었다.

후 기

본 연구는 미국 NASA Glenn Research Center의 지원으로 수행되었습니다.

참고문헌

1. Tomsik, T.M., 2000, Recent Advances and Applications in Cryogenic Propellant Densification Technology, NASA TM 209941.
2. Baik, J.H. and Raissi, A-T., 2004, R&D process for increasing density of cryogenic propellants at FSEC, Cryogenics, Vol. 44, pp.451-458.
3. J.H. Baik, H.-M. Chang and W. Notardonato, 2004, Two-stage refrigeration for subcooling liquid hydrogen and oxygen as densified propellants, 13th International Cryocooler Conference, New Orleans, March 29-April 1.
4. McCarty, R.D. and Arp, V.D., 1990, A New Wide Range Equation of State for Helium, Advances in Cryogenic Engineering, Vol. 35, pp. 1465-1475.