

Research Paper

DOI: <https://doi.org/10.6108/KSPE.2024.28.1.009>

500 kW 원자력 전기추진 시스템의 브레이튼 사이클 개념설계 및 해석

양수석^{a,*} · 조남경^b

Conceptual Design and Analysis of Brayton Cycle in 500 kW Nuclear Electric Propulsion System

Soo Seok Yang^{a,*} · Namkyung Cho^b

^a*Aero Propulsion Division, Korea Aerospace Research Institute, Korea*

^b*Space Propulsion Division, Korea Aerospace Research Institute, Korea*

**Corresponding author. E-mail: ssyang@kari.re.kr*

ABSTRACT

The realm of space is gradually expanding, so manned and unmanned exploration of planets in the solar system, including Mars, is expected to increase. Accordingly, the innovative propulsion systems with a different concept from existing propulsion engines are being studied for manned exploration of Mars. This study is the result of the conceptual design and analysis of the Brayton cycle of a 500 kW nuclear electric propulsion system that can be used for a manned or unmanned Mars exploration vehicle weighing more than 10 tons. The reactor uses UC series low-enriched nuclear fuel of 1511 kW thermal power. To improve system efficiency, heat exchange using a recuperator occurs inside the system, and a gas cooler is used to extract heat, from the system to the outside, which is emitted into space through radiators. A radial turbine and centrifugal compressor are used to produce 500 kW of electricity, and a helium-xenon mixture gas is used as the working fluid of system. As a result of system analysis, the thermal efficiency of the Brayton cycle is calculated to be 33%, and the required surface area of radiators is calculated to be 390 m².

초 록

우주의 영역이 점차 확대되어 가고 있으며, 화성을 비롯한 태양계의 행성에 대한 유무인 탐사도 점차 많아질 것으로 예상된다. 이에 따라 화성 유인 탐사를 위하여 기존의 추진기관과는 다른 개념의 추진기관들이 연구되고 있다. 본 연구는 10톤 이상의 유무인 화성탐사선의 추진기관으로 사용 가능한 500 kW 원자력 전기추진 시스템의 브레이튼 사이클에 대한 개념설계 및 해석 결과이다. 원자로로는 열용량 1511 kW의 UC계열 저농축 핵연료를 사용한다. 시스템의 효율 향상을 위하여 리쿠페레이터를 사용하여 시스템 내부에서 열 교환이 일어나며, 시스템의 열을 외부로 추출하기 위하여 가스 쿨러가 사용된다. 또한 시스템 외부로 추출된 열은 라디에이터를 통하여 우주로 방출된다. 500 kW의 전기를 생산하기

Received 2 January 2024 / Revised 10 February 2024 / Accepted 14 February 2024

Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers

pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

위하여 구심터빈과 원심압축기가 사용되며, 시스템의 작동유체는 헬륨-제는 혼합 기체를 사용한다. 시스템 해석 결과 브레이튼 사이클의 열효율은 33%, 래디에이터의 필요 면적은 390 m²로 계산된다.

Key Words: Nuclear Electric Propulsion(원자력 전기추진), Brayton Cycle(브레이튼 사이클), UC Reactor(UC계열 원자로), Recuperator(리쿠퍼레이터), Radiator(래디에이터)

Nomenclature

P	: pressure of each station
ΔP	: pressure loss of components
T	: temperature of each station
π	: pressure or expansion ratio
η	: efficiency
C_p	: constant pressure heat capacity
γ	: ratio of heat capacity
ε_{gc}	: effectiveness of gas cooler
ε_{rc}	: effectiveness of recuperator
\dot{m}	: mass flow rate
\dot{Q}	: heat per mass flow rate
\dot{W}	: work per mass flow rate

Subscript

c	: compressor
t	: turbine
gh	: hot side of gas cooler
gc	: cold side of gas cooler
rh	: hot side of recuperator
rc	: cold side of recuperator
r	: reactor
i	: inlet
o	: outlet
h	: hot side
c	: cold side
s	: system

1. 서 론

지구 중심의 우주활동이 확대됨에 따라 지구

관측용 위성, 통신용 위성 등의 활용과 이를 위한 지상 설비들의 구축으로 우주 경제의 규모가 점점 커지고 있다.

그런데 2026년으로 예측되는 인간의 제2의 달 착륙을 기점으로 우주의 영역은 지구 중심에서 지구 밖으로 더욱 확대될 것으로 기대된다. 미국과 중국이 이미 달의 유인 기지화를 계획하고 있으며, 달 기지를 활용하여 화성 유인탐사도 준비하고 있다. 그리고 화성의 유인탐사에 필요한 여러 가지 기술들이 달에서 먼저 구현될 것이다.

이러한 기술들 중에서 가장 필수적인 기술이 높은 효율의 추진기관 기술이다. 달까지 가는 데는 시간이 많이 소요되지 않지만, 화성까지 가기 위해서는 기존의 추진기관으로는 적어도 200일 이상이 소요된다. 장시간의 우주 여행은 방사능, 저중력 환경 등으로 인체에 악영향을 끼치며, 생존에 필요한 필수품의 양도 크게 늘어난다. 또한 탐사선의 추진에 필요한 연료의 양도 많이 필요하기 때문에 탐사선의 크기도 매우 커진다. 따라서 기존의 화석연료 기반의 추진기관에 비해서 비추력이 훨씬 높은 새로운 개념의 추진기관이 필요하며, 현재 NASA에서는 유인 화성 탐사선의 추진기관으로 원자력 추진기관을 개발하고 있다[1,2].

원자력 추진기관은 원자력 열추진(Nuclear Thermal Propulsion)과 원자력 전기추진(Nuclear Electric Propulsion)으로 나뉜다. 원자력 열추진은 비추력이 900 초에서 1000 초 정도로 기존의 화석연료 기반의 추진기관에 비해서 2배 이상으로 크고, 기존과 비슷한 운용 개념으로 탐사선에 활용될 수가 있기 때문에 적용하기가 용이하나, 방사능에 오염된 추진제가 직접 대기로 배출되기 때문에 지상 시험이 매우 까다롭고, 추진제한 수소의 장기 저장에 기술적인 어려움이 있다.

반면에 원자력 전기추진은 비추력이 2000 초 이상으로 화석연료 추진기관보다 5배 이상으로 큰 장점이 있으나, 추진기관 시스템의 비중량이 13 kg/kW 이상으로 매우 무겁고 전력당 추력도 0.05 N/kW 이하로 매우 적다[3-5]. 따라서 큰 추력으로 단번에 지구를 탈출하는 총동식 추진을 사용할 수가 없고, 대신에 나선형으로 지구를 돌면서 조금씩 속도를 높여 탈출해야 한다. 화성으로 진입할 때도 화성의 진입 속도로 급격하게 속도를 낮출 수가 없기 때문에 지구에서 화성으로 비행하는 동안에 가속 및 감속으로 화성속도에 맞추어 진입해야 된다. 이러한 이유로 요구되는 속도증분(ΔV)의 양도 크고 비행시간도 많이 소요된다. 따라서 화석연료 추진기관과 함께 하이브리드 방식으로 사용되는 방안도 연구되고 있다[6].

본 연구에서는 향후 화성탐사에서 10톤 이상의 무인 탐사선의 추진기관으로 사용 가능할 뿐만 아니라, 클러스터링 혹은 하이브리드 방식으로 사용할 경우에는 200톤 이상의 유인 탐사선의 추진기관으로도 확장하여 사용이 가능한 500 kW 원자력 전기추진 시스템을 연구 대상으로 정하여 시스템에 대한 개념 설계 및 해석을 수행하였다.

2. 시스템 개념설계

원자력 전기추진 시스템에서 열을 전기로 변환하는 방식은 스테링 사이클, 브레이튼 사이클, 랭킨 사이클 등이 있는데, 수백 kW급에서는 비중량 측면에 가장 유리한 브레이튼 사이클이 적당하다[7,8]. 본 연구의 500 kW 원자력 전기추진 시스템도 브레이튼 사이클로 구성하며 개략도는 Fig. 1과 같다.

시스템이 작동되는 원리를 간략히 설명하면, 원자료가 시스템에 열을 공급하는 열원이며 원자로에서 가열된 유체는 터빈으로 유입되어 일정량의 동력을 생성한다. 터빈 출구에서 압력과 온도가 떨어진 유체는 리쿠퍼레이터에서 시스템 내부적으로 열 교환을 하고 다시 온도가 떨어진

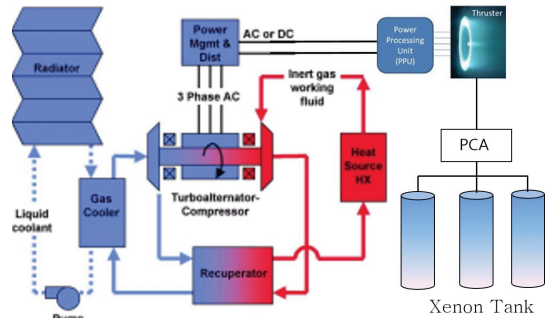


Fig 1. Layout of nuclear electric propulsion.

다. 리쿠퍼레이터를 통과한 작동유체는 시스템 외부로 열을 방출하기 위하여 가스쿨러로 유입된다. 작동유체는 가스쿨러에서 다시 온도가 떨어지고 압축기 입구로 유입된다. 압축기에서는 유체가 시스템 내부에서 작동될 수 있도록 압력 상승이 생기며 이에 따라 온도도 올라간다. 그리고 리쿠퍼레이터를 통과하면서 온도가 다시 상승되어서 원자로의 입구로 유입된다. 가스쿨러에서 추출된 시스템의 열은 라디에이터로 전달되어 우주로 방출된다. 터빈에서 생성된 동력에서 작동 유체를 압축하기 위하여 필요한 동력을 제외하면 시스템의 최종 전기 출력값이 된다. 이 전기 출력은 추력으로 전달되어 탐사선의 추진력을 만든다.

시스템의 작동유체는 헬륨과 제논의 혼합 기체를 사용한다. 열역학적 측면에서는 비열량이 가장 큰 헬륨이 작동유체로는 가장 효과적이거나, 무게당 부피가 매우 커서 압축하는데 많은 어려움이 있고 시스템의 무게도 매우 무거워진다[9]. 따라서 브레이튼 사이클에서는 일반적으로 다른 기체와 혼합하여 사용하는데, 본 연구에서는 제논에 헬륨을 전체 무게 비율로 7.2% 정도 혼합한 기체를 사용한다. 이때의 혼합기체의 정압비열 값은 0.52 K/kg/kJ이 된다[10].

시스템을 구성하는 각 구성품들에 대한 개념 설계는 경험 및 조사분석을 통하여 현재 혹은 가까운 미래의 기술 범위 내에서 구현 가능함으로 정하여 결정한다. 이렇게 정하여진 구성품들의 설계치는 시스템의 해석을 통하여 계속적으로 최적의 값으로 수렴되어져야 한다.

21 원자로

본 연구의 원자로는 19.75 wt%의 저농축 핵연료를 사용하는 것을 기본으로 한다. 초고온에서 사용되지 않기 때문에 UC계열의 핵연료를 사용한다. 형태는 원통형이며 핵연료 주위에는 감속재($\text{YH}_{1.8}$)와 반사체(BeO)가 둘러싸고 있고, 한쪽면에 중성자 흡수체(B_4C)가 있는 제어 드럼으로 출력력을 조절한다. 핵연료의 중앙에는 안전봉이 있어서 시동 및 비상 정지시에 사용된다[11].

원자로의 열용량은 시스템 해석을 통하여 정확한 값이 계산되겠지만, 대략 1.5 MW 정도일 것으로 예측하며, 원자로 입출구의 압력손실은 2%, 원자로의 출구 온도는 1450 K를 넘지 않도록 설계한다. 원자로의 크기는 외경 70 cm, 높이 70 cm 정도이며, 총 중량은 760 kg이고 이 중에서 핵연료의 중량은 207 kg을 차지한다.

22 회전체 및 발전기

회전체는 원심 압축기와 구심 터빈으로 구성되며, 회전체와 동일 축으로 연결된 발전기는 고속발전기로 500 kW의 전기를 생산한다.

원심압축기는 헬륨-제논 혼합기체를 압축하는데 사용되는데, 시스템의 효율과 래디에이터의 중량 등을 고려하여 압축비는 2 정도로 설정하여 1단으로 구성하고 효율은 85%로 설정한다.

원자로에서 1450 K로 가열된 고온의 헬륨-제논 기체는 구심 터빈을 지나면서 팽창되어 동력을 발생한다. 이때의 팽창비는 시스템의 구성요소 및 배관에서 일어나는 압력 손실을 고려하면 압축기의 압축비보다 조금 낮은 값으로 정해지기 때문에 1단으로 구성해도 충분할 것으로 예측되고, 터빈의 효율도 90%로 설정한다. 회전체의 회전속도는 30,000 rpm 정도로 설계되어 고속발전기를 사용하여 500 kW 교류 전기를 만든다. 터빈에서 발생한 동력으로 압축기와 발전기를 구동시킬 때 회전축에 의한 기계적 손실 및 발전기의 손실이 생기는데 이 손실은 5%로 가정한다.

23 리쿠퍼레이터와 가스쿨러

리쿠퍼레이터에서는 터빈 출구에서 유입되는 유로가 고온부가 되고, 압축기 출구에서 유입되

는 유로가 저온부가 되어서 시스템 내부적으로 열교환이 일어난다. 리쿠퍼레이터 내부 유로는 열교환이 잘 일어나도록 설계되어야 하기 때문에 흐르는 기체의 압력손실이 비교적 크다. 고온부의 압력 손실은 1.5%, 저온부의 압력손실은 0.8%로 설정하였으며, 이때 열교환기의 성능 지수인 유용도(Effectiveness) ϵ 는 0.9로 설정한다. 가스쿨러는 시스템 내부에서 발생한 열을 외부로 추출하기 위한 열교환 장치다. 고온부는 리쿠퍼레이터 출구에서 유입되는 헬륨-제논 기체가 흐르는 유로이다. 래디에이터로 열을 전달하는 저온부의 작동유체는 금속액체인 NaK이며, 시스템 내부의 열을 래디에이터로 보내어 우주로 방출한다. 작동 유체인 NaK는 칼륨 77%, 나트륨 23%로 구성된 알칼리 액체금속이다. NaK는 밀도가 작고 어는점이 260 K로 낮으며, 작동영역이 300~780 K로 넓어서 우주에서 사용되는 열교환기의 작동유체로 많이 사용된다[12].

가스쿨러의 설계사양으로는 고온부의 압력손실은 1%, 저온부의 압력손실은 2%로 가정하며, 가스쿨러의 유용도는 0.92로 설정한다.

24 래디에이터

원자력 전기추진을 사용하는 우주선의 부피(혹은 면적)중에서 약 60% 정도로 가장 큰 부피를 차지하는 것이 열을 방출하는 래디에이터이다. 부피 뿐만 아니라 무게도 전체 시스템에서 상당량을 차지하기 때문에 래디에이터의 설계는 전체 우주선의 설계에서 매우 중요한 부분을 차지한다[13].

가스쿨러의 작동유체인 NaK는 브레이튼 사이클 내부의 열을 추출하여 온도가 상승한 상태로 가장 가까운 래디에이터로 들어가게 된다. 래디에이터의 패널은 양쪽면에서 모두 열이 방출되는 탄소 복합소재로 만들어진 패널이며, 패널에서의 열 교환은 Fig. 2와 같이 히트 파이프를 사용하여 일어난다.

히트 파이프에서의 열 교환은 래디에이터로 들어온 NaK가 열원이 되고, 히트 파이프의 증발부에서 작동 유체가 증발된다. 히트 파이프의 작동유체는 작동 온도에 따라 물, 소듐 등을 사

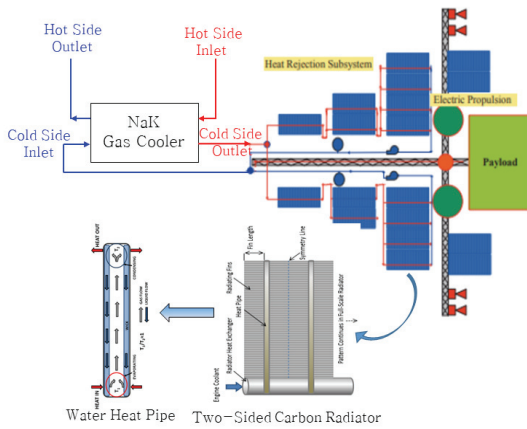


Fig 2. Layout of radiator and heat pipe.

용한다. 증발된 기체는 히트파이프를 지나면서 패널을 통하여 열을 방출하고 액화 상태로 된다. 액화된 작동유체는 증발부로 순환되어 NaK로부터 열을 흡수하여 다시 증발된다. 이 과정을 거치면서 계속적으로 우주로 열이 방출되는 열교환이 일어난다.

가스쿨러 저온부 출구에서 나온 NaK는 순차적으로 라디에이터를 지나면서 계속적으로 온도가 떨어지게 되고, 최종적으로 마지막 라디에이터를 지나고 난 뒤에 다시 가스쿨러로 회수된다.

우주로 열을 방출하기 위한 라디에이터의 필요 면적 S 는 Eq. 1로 계산된다.

$$S = \frac{Q_{waste}}{\eta_{fin} \epsilon \sigma T_m^4} \quad (1)$$

여기에서 Q_{waste} 는 사이클 외부로 추출되는 총 열량이고, T_m 는 가스쿨러 저온부의 입출구 온도의 평균값이며 라디에이터의 평균 온도를 나타낸다. σ 는 스테판-볼츠만 상수로 $5.67 \times 10^{-8} \text{ W/m}^2 \cdot \text{K}^4$, η_{fin} 는 라디에이터의 핀 효율로 0.95, ϵ 는 방사율로 0.9로 설정한다.

3. 시스템 해석

앞서 설명한 구성품들에 대한 설계값을 기준

으로 시스템의 해석을 수행한다. 시스템의 설계 변수 중에서 시스템의 성능에 큰 영향을 미치는 것으로는 압축비, 원자로의 유량당 열용량 및 출구온도이다. 압축비가 낮으면 시스템의 효율은 증가하고 브레이튼 사이클의 중량은 적어지나 라디에이터의 중량이 급격히 증가하게 된다. 반면에 압축비가 커지면 시스템의 효율은 감소하고 사이클의 중량은 커지나 라디에이터의 중량이 감소하게 된다. 우주선에 탑재되는 추진용 시스템의 경우에는 효율보다도 중량이 매우 중요하고 고려 요소이기 때문에 시스템의 설계시에 중량 관점에서 최적화가 반드시 필요하다. 또한 원자로의 출구온도가 높고 유량당 열용량이 크면 시스템의 성능은 향상되지만, 고온의 핵연료가 필요할 뿐만 아니라 터빈의 입구 온도가 높아지면서 고온의 특수 재질 및 냉각장치 등이 필요하게 된다. 따라서 이러한 시스템의 설계변수 값들은 구성품의 설계 값들과 연동하여 시스템의 성능 및 중량에 많은 영향을 미치기 때문에 해석 및 시험을 통하여 계속적으로 최적화되어져야 할 것이다.

본 연구는 개념 설계된 구성품의 설계값을 바탕으로 시스템의 효율 및 라디에이터의 중량 등을 고려하여 1차적으로 최적화된 설계변수를 사용한 해석 결과이다.

3.1 압력 계산

시스템의 압력이 높게 되면 배관의 두께 등이 두꺼워져 중량이 증가되기 때문에 압축기의 입구 압력을 대기압과 같게 설정한다. 압축기에서는 작동유체의 압력을 상승시켜서, 작동유체가 사이클 내부의 압력손실과 터빈에서의 팽창에 따른 압력 저하를 거치면서 다시 압축기 입구에서 대기압으로 순환되게 한다.

$$P_{c_i} = P_{c_o} - \Delta P_{rc} - \Delta P_r - \Delta P_t - \Delta P_{rh} - \Delta P_{gh} \quad (2)$$

$$\pi_c = \frac{P_{c_o}}{P_{c_i}} \quad (3)$$

$$\pi_t = \frac{P_{t_i}}{P_{t_o}} \quad (4)$$

설정된 압축비와 구성품의 압력손실 계수를 바탕으로 터빈의 팽창비 및 각 구성품의 입출구에서의 압력은 Eq. 2, Eq. 3 및 Eq. 4를 사용하여 계산한다.

3.2 온도 계산

원자로의 출구온도는 터빈의 입구로 들어가서 팽창되면서 온도는 떨어진다. 터빈에서 출구온도는 Eq. 5로 결정된다.

$$T_{t_o} = T_{t_i} \left\{ 1 - \eta_t \left[1 - \left(\frac{1}{\pi_t} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right] \right\} \quad (5)$$

터빈에서 나온 작동유체는 리쿠퍼레이터의 고온부 유로의 입구로 들어간다. 리쿠퍼레이터는 시스템 내부에서 열전달을 발생시켜 시스템의 효율을 향상시킨다. 리쿠퍼레이터 고온부 및 저온부 유로의 입출구 온도는 Eq. 6 및 Eq. 7에 따라 결정된다.

$$C_{p_h} (T_{r_{h_i}} - T_{r_{h_o}}) = C_{p_c} (T_{r_{c_o}} - T_{r_{c_i}}) \quad (6)$$

$$\varepsilon_{rc} = \frac{C_{p_h} (T_{r_{h_i}} - T_{r_{h_o}})}{C_{p_{\min}} (T_{r_{h_i}} - T_{r_{c_i}})} \quad (7)$$

여기에서 작동유체의 정압비열은 시스템의 작동 온도 범위 내에서는 일정한 값으로 가정해도 무방하다. 그리고 $T_{r_{h_i}}$ 는 터빈의 출구온도 T_{t_o} 와 같으며, 리쿠퍼레이터의 저온부 출구온도 $T_{r_{c_o}}$ 는 원자로의 입구온도 T_{r_i} 와 동일하다. 원자로의 입구온도 T_{r_i} 는 Eq. 8과 같이 원자로의 출구온도와 유량당 열용량 값 \dot{Q}_r 에 따라 결정된다.

$$\dot{Q}_r = C_p (T_{r_o} - T_{r_i}) \quad (8)$$

따라서 리쿠퍼레이터의 고온부 출구온도 $T_{r_{h_o}}$ 와 저온부 입구온도 $T_{r_{c_i}}$ 는 Eq. 6 및 Eq. 7에 따라 계산된다. 이와 같이 계산된 리쿠퍼레이터 저온부의 입구온도 $T_{r_{c_i}}$ 는 압축기의 출구온도 T_{c_o} 에

해당된다. 그리고 압축기의 출구온도가 정해지면 압축기의 입구온도 T_{c_i} 는 Eq. 9에 따라 계산된다.

$$T_{c_o} = T_{c_i} \left[1 + \frac{1}{\eta_c} \left(\pi_c^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right) \right] \quad (9)$$

시스템 외부로 열을 추출하기 위한 가스쿨러는 고온부가 시스템의 작동 유체인 헬륨-제는 기체이고, 저온부는 라디에이터에 열을 수송하는 금속액체 NaK이다. 가스쿨러 고온부의 입구온도 $T_{g_{h_i}}$ 는 앞에서 계산한 리쿠퍼레이터 고온부의 출구온도 $T_{r_{h_o}}$ 와 동일하며, 가스쿨러 고온부의 출구온도 $T_{g_{h_o}}$ 는 앞서 계산된 압축기의 입구온도 T_{c_i} 와 동일하다. 따라서 가스쿨러에서 시스템 외부로 추출되는 열전달 양 \dot{Q}_{waste} 은 아래와 같다.

$$\dot{Q}_{waste} = C_p (T_{g_{h_i}} - T_{g_{h_o}}) \quad (10)$$

가스쿨러의 열교환 특성을 나타내는 유용도는 Eq. 11과 같이 정의되며, 고온부와 저온부의 유체는 각각 기체와 액체이고, 유량 및 정압비열도 서로 다르다.

$$\varepsilon_{gc} = \frac{(\dot{m}C_p)_h (T_{g_{h_i}} - T_{g_{h_o}})}{(\dot{m}C_p)_{\min} (T_{g_{h_i}} - T_{g_{c_i}})} \quad (11)$$

여기에서 고온부와 저온부의 열용량을 $\dot{m}C_p$ 에 따라 Eq. 11은 달라진다. 본 연구에서는 고온부 및 저온부의 열용량의 비를 0.5로 가정하였으며, 고온부의 열용량이 적을 경우에는 $(\dot{m}C_p)_{\min}$ 의 값이 고온부의 열용량과 동일하게 되므로 저온부의 입구온도는 Eq. 12와 같이 된다.

$$T_{g_{c_i}} = [T_{g_{h_o}} - (1 - \varepsilon_{gc}) T_{g_{h_i}}] / \varepsilon_{gc} \quad (12)$$

그리고 가스쿨러 저온부의 출구온도는 Eq. 13으로 계산된다.

$$T_{g_{c_o}} = T_{g_{c_i}} + \frac{(\dot{m}C_p)_h}{(\dot{m}C_p)_c} (T_{g_{h_i}} - T_{g_{h_o}}) \quad (13)$$

지금까지 설명한 수식에 따라 시스템 내부를 흐르는 작동유체 헬륨-제논 기체의 온도 및 래디에이터를 흐르는 금속액체 NaK의 온도가 모두 계산된다.

3.3 효율계산

계산된 압력과 온도에 따라 시스템의 전기 출력값을 계산하면 아래식과 같다.

$$\dot{W}_t = \eta_t C_p T_{t_1} \left[1 - \left(\frac{1}{\pi_c} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right] \quad (14)$$

$$\dot{W}_c = \frac{C_p T_{c_1}}{\eta_c} \left(\pi_c^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right) \quad (15)$$

$$\dot{W}_s = \eta_m \dot{W}_t - \dot{W}_c \quad (16)$$

여기에서 η_m 은 터빈에 연결된 압축기 및 발전기의 축 손실 및 발전기의 발전 효율 등을 고려한 효율로서 0.95이다. 따라서 브레이튼 사이클

의 시스템 효율은 Eq. 17과 같이 계산된다.

$$\eta_s = \frac{\dot{W}_s}{\dot{Q}_r} \quad (17)$$

4. 시스템 해석 결과

500 kW 원자력 전기추진 시스템의 브레이튼 사이클에 대한 시스템 해석 결과는 Fig. 3과 같다. 본 시스템의 해석은 앞서 2장에서 설명한 각 구성품의 설계값을 기준으로 계산된 결과이다. 시스템의 설계변수인 압축비 및 원자로의 유량당 열용량은 시스템의 효율에 큰 영향을 미치기 때문에 1차적인 최적화를 통하여 설정된 값이다. 이렇게 설정된 압축비는 2.06, 원자로의 유량당 열용량은 187 kW/kg이며, 압축기의 입구온도는 대기압인 101.3 kPa이다.

앞서 3장에서 설명한 수식에 따라 계산된 시스템 각 부품의 입출구에서의 압력 및 온도는

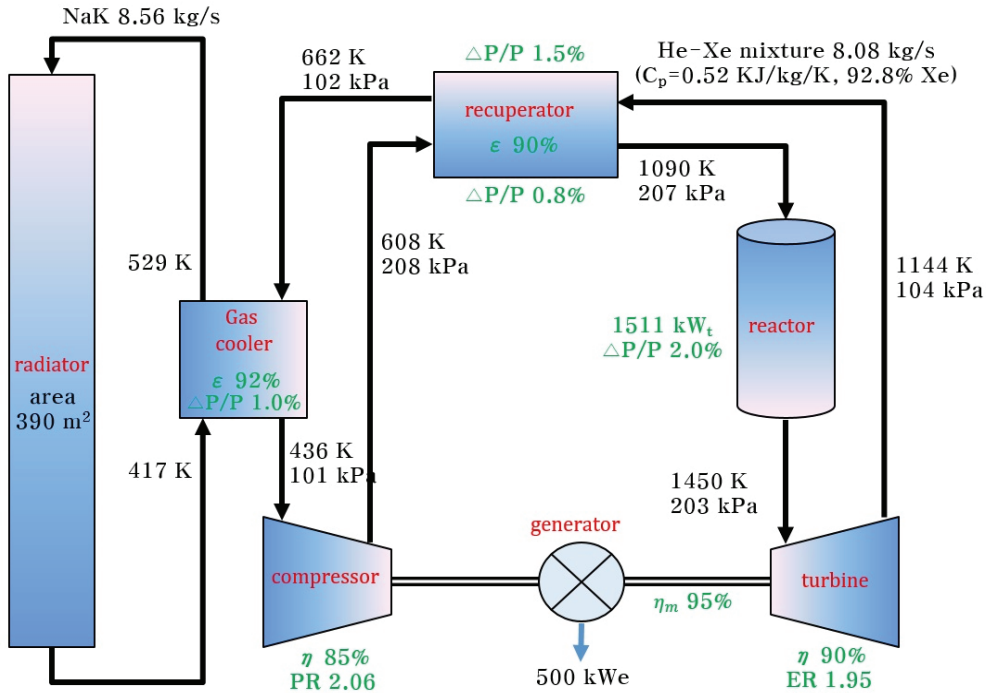


Fig 3. System analysis results of brayton cycle.

Fig. 3과 같으며, 최대압력은 압축기 출구에서 208 kPa이며, 원자로의 평균압력은 205 kPa, 터빈에서의 팽창비는 1.95로 계산된다.

또한 시스템의 최대온도는 원자로 출구에서 1450 K이며, 원자로의 평균온도는 1270 K이다. 가스쿨러에서 시스템 외부로 열 추출이 발생한 뒤에 압축기로 유입되는 작동유체의 온도는 전체 시스템에서 최저온도인 436 K이다.

원자로에서 시스템 내부로 공급되는 유량당 열용량이 187 kW/kg인 브레이튼 사이클의 시스템에서 발생한 터빈 동력 및 작동유체를 압축하기 위해 소모된 동력은 Eq. 14와 Eq. 15에 따라 각각 159.1 kW, 89.3 kW로 계산된다. 따라서 시스템의 최종 전기 출력값은 Eq. 16에 따라 61.9 kW로 계산되며, Eq. 17에 따라 시스템의 효율은 33%로 계산된다.

단위 유량당 전기 출력값이 61.9 kW이므로 500 kW 전력을 생산하는 원자력 브레이튼 사이클이 되기 위해서는 작동유체인 헬륨-제논의 유량이 8.08 kg/s가 되어야 한다. 따라서 최종적인 시스템의 해석 결과를 정리하면 Table 1과 같다.

앞서 설명한 바와 같이 원자력 전기추진 시스템에서 중요한 고려 사항은 시스템 전체의 중량이며, 중량에서 가장 큰 비중을 차지하는 것이 래디에이터의 필요 면적이다. 가스쿨러의 저온부와 고온부의 열용량율의 비를 0.5를 설정하였기 때문에 래디에이터로 흐르는 금속유체 NaK의 유량은 8.56 kg/s가 되고, 입출구 온도가 각각 417 K와 529 K이므로 래디에이터의 평균온도는 473 K가된다. 따라서 Eq. 1을 이용하여 래디에

이터의 면적을 계산하면 총 390 m²가 필요하게 된다.

5. 결 론

500 kW 원자력 전기추진시스템의 브레이튼 사이클에 대한 개념 설계 및 해석 결과로서 시스템의 열효율은 33%이며 래디에이터의 필요 면적은 390 m²이다. 이 해석결과는 설계변수인 압축비, 원자로의 유량당 열용량, 원자로의 출구온도에 따라 매우 다른 성능을 보인다. 또한 각 부품의 설계값으로 설정한 압축기와 터빈의 효율, 리쿠퍼레이터와 가스쿨러의 유용도, 각 부품의 압력 손실 등에 따라 시스템 성능의 변화가 크게 나타난다. 그 외에도 작동유체인 헬륨-제논 혼합기체의 조성 비율에 따라라도 성능의 큰 변화가 생긴다.

따라서 본 연구에서 개념설계된 각 부품 및 시스템에 대한 해석결과를 바탕으로, 향후 기본 설계 및 상세설계 단계를 거치면서 각 부품 및 시스템에 대한 최적화가 계속해서 진행되는 것이 필요하다. 특히 각 부품의 중량뿐만 아니라 시스템 전체의 중량 관점에서 최적화가 반드시 필요하다.

References

1. National Academies of Science, Engineering and Medicine, "Space Nuclear Propulsion for Human Mars Exploration," The National Academies Press., Washington, DC, 2021.
2. Bret G. Drake and Kevin D. Watts, "Human Exploration of Mars Design Reference Architecture 5.0 Addendum#2," NASA/SP- 2009-566-ADD2, 2014.
3. William C Strobl, Richard Hora and James Mildice, "Nuclear Electric Propulsion and Human Space Exploration," AIAA SPACE 2011 Conference & Exposition, Long Beach,

Table 1. Design and performance parameters.

Parameters	Values
R-reactor Power per Mass Flow Rate	187 kW/kg
Electric Power per Mass Flow Rate	61.9 kW
Mass Flow Rate of System	8.08 kg/s
Thermal Power of Reactor	1511 kW
Total Heat emitted at Radiator	947 kW
Total Electric Power of System	500 kW
Thermal Efficiency of System	33%

- CA, 2011.
4. Cheng Zhou, Yong Li, Lei Wang, Wang Ge, Jun Gao and Daren Zou, "Research on Specific Mass of High Power Nuclear Electric Propulsion System with High Temperature Gas-cooled Reactor," Joint Conference of 30th ISTS and 34th IEPC, Hyogo-Kobe, Japan, 2015.
 5. Melissa L. McGuire, Michael C. Martini and John E. Weglian et al., "Use of High-Power Brayton Nuclear Electric Propulsion (NEP) for a 2033 Mars Round-Trip Mission," Space Technology and Applications International Forum, Albuquerque NM, USA, 2006.
 6. Tom Cremins and Ave K. Kludze et al., "Mars Transportation Assessment Study," NASA Report, 2023.
 7. Lee S. Mason, "Power technology options for nuclear electric propulsion," 37th IECEC, Washington, DC, USA, 2002.
 8. Elisa CLIQUET, Jean-Pierre ROUX, Christine POINOT-SALANON et al., "Study of space reactors for exploration mission," 2013 International Nuclear Atlantic Conference, Recife, PE, Brazil, 2013.
 9. Rodger Dyson et al., "Nuclear Electric Propulsion Brayton Power Conversion Working Fluid Considerations," Nuclear and Emerging Technologies for Space, Cleveland, OH, USA 2022.
 10. Jean-Michel, Tournier, Mohamed S. El-Genk and Bruno Gallo, "Best Estimates of Gas Mixtures Properties for Closed Brayton Cycle Space Applications," 4th IECEC, San Diego, CA, USA 2006.
 11. S. S. Yang, N. Cho, "Conceptual Research on Nuclear Propulsion System for Deep Space Exploration," KARI Report, 2023
 12. Guiherme B. Ribeiro, Lamartine N. F. Guimaraes and Francisco A. B. Filho, "Heat Exchanger Optimization of a Closed Brayton Cycle for Nuclear Space Propulsion," 2015 International Nuclear Atlantic Conference, Sao Paulo, SP, Brazil, 2015.
 13. Robert W. Hyers, Briana N. Tomboulian, Paul Craven and Jan Rogers, "Lightweight, High-Temperature Radiator for Space Propulsion," 2012 Advanced Space Propulsion Workshop, Huntsville, AL, USA 2012.