

Research Paper

DOI: <https://doi.org/10.6108/KSPE.2020.24.5.021>

## 팽창기 사이클 수소 로켓엔진의 시스템 해석

하동휘<sup>a</sup> · 노태성<sup>a</sup> · 이형진<sup>a,\*</sup> · 유필훈<sup>b</sup>

# System Analysis of Expander Cycle Hydrogen Rocket Engine

Donghwi Ha<sup>a</sup> · Tae-Seong Roh<sup>a</sup> · Hyoung Jin Lee<sup>a,\*</sup> · Phil Hoon Yoo<sup>b</sup>

<sup>a</sup>Department of Aerospace Engineering, Inha University, Korea

<sup>b</sup>LIG Nex1, Korea

\*Corresponding author. E-mail: [hyoungjin.lee@inha.ac.kr](mailto:hyoungjin.lee@inha.ac.kr)

### ABSTRACT

In this study, the program for system analysis of an expander cycle rocket engine using liquid hydrogen as a fuel was developed. The properties of hydrogen were considered by the ratio of isomers with temperature. The analysis procedure was established with the open and closed types of the expander cycle engine and the simulation methods were suggested for each component. To validation of the analysis program, we compared the performance of the engine operating point and the analysis results performed overseas for Vinci and SE-21D, which are expander cycle engines. As a result of the analysis, the main performance factors of the system, such as the mass flow of the propellant, specific thrust, and power, except for some of the inaccurate input information, showed high accuracy with an error of around 1-2%.

### 초 록

본 연구에서는 액체 수소를 연료로 사용하는 팽창기 사이클 로켓 엔진의 시스템 해석을 위한 프로그램 개발하였다. 수소의 물성치는 온도에 따른 이성질체의 비율을 고려하였다. 팽창기 사이클 엔진의 개방형과 폐쇄형 형식에 따른 해석 절차를 수립하고 부품별 해석 방법을 제시하였다. 본 해석 프로그램의 검증을 위해 팽창기 사이클 엔진인 Vinci와 SE-21D를 대상으로 엔진 작동점의 성능 및 국외에서 수행된 해석 결과와 비교하였다. 해석 결과, 입력 정보가 부정확한 일부를 제외한 추진제의 질유량, 비추력, 동력과 같은 시스템의 주요 성능 인자는 1~2% 내외의 오차로 높은 정확도를 나타내었다.

Key Words: Expander Cycle(팽창기 사이클), Liquid Rocket Engine(액체로켓엔진), LOX/LH2(액체 산소/액체 수소), System Analysis(시스템 해석)

### Nomenclature

Received 29 July 2020 / Revised 3 September 2020 / Accepted 8 September 2020  
Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers  
pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

$A$  : Cross section area ( $m^2$ )  
 $C_F$  : Thrust coefficient

$c^*$	: Characteristic velocity (m/s)
$D$	: Diameter (m)
$F$	: Thrust (N)
$g$	: Gravitational acceleration (m/s <sup>2</sup> )
$h$	: Specific enthalpy (kJ/kg)
$l$	: Length (m)
$L$	: Power (N)
$\dot{m}$	: Mass flow rate (kg/s)
$N$	: Revolution per minute (rad/s)
$P$	: Pressure (Pa)
$R$	: Gas constant (J/K/mol)
$s$	: Specific entropy (kJ/K/kg)
$T$	: Temperature (K)
$TIT$	: Turbine inlet temperature (K)
$\Pi$	: Pressure ratio
$r$	: Specific heat ratio
$\epsilon$	: Area ratio
$\eta$	: Efficiency
$\rho$	: Density (kg/m <sup>3</sup> )

## Subscripts

$c$	: Combustion
$e$	: Exit
$FP$	: Fuel pump
$FT$	: Fuel turbine
$in$	: Inlet
$n$	: Nozzle
$OP$	: Oxygen pump
$OT$	: Oxygen turbine
$p$	: Pump
$t$	: Throat
$vac$	: Vacuum

## 1. 서 론

우주 선진국들은 발사체 경쟁력 확보를 위하여 저비용 발사체 기술 연구를 활발하게 진행하고 있는데, 이에 따른 발사 비용을 가장 크게 줄이는 방법으로 발사 후 분리된 1단 혹은 2단의 발사체를 다시 회수하여 재활용하는 재사용 발

사체가 주목을 받고 있다. 재사용 발사체는 동일한 발사체를 여러 번 발사함으로써 가격 경쟁력을 확보하기 때문에 재사용에 적합한 추진제와 적절한 엔진 사이클의 적용이 중요하다. 해외에서는 재사용 발사체에 적합한 추진제로는 메탄과 수소에, 사이클은 팽창기 사이클에 주목하고 있다[1-3]. 특히, 수소는 친환경적 연료로 연소로 인한 코킹이 발생하지 않아 유지비용이 절감되며 재사용이 용이하고 성능 또한 우수하다[4,5]. 하지만 에너지 밀도가 낮아 추진제 탱크의 부피가 커지며, 극저온 냉각이 필요하고 가연한계가 매우 넓기 때문에 안전에 유의해야 하는 단점이 존재한다[5]. 팽창기 사이클은 상대적으로 터빈의 손상이 적어 재사용 발사체에 유리하고 엔진 시동이 단순하여 신뢰도가 높은 장점이 있다[6]. 하지만 연료가 추력실 표면을 통과하면서 흡수하는 열에너지만을 이용하여 터빈이 구동되므로 가스발생기 사이클 또는 다단연소 사이클 엔진에 비해 추력이 제한되는 단점도 있다[1,6-8]. 따라서 팽창기 사이클의 효과적인 적용을 위해서는, 발생하는 추력 크기와 엔진의 사이즈 또는 중량의 관계를 파악하여 타 사이클 대비 이득을 추정할 필요가 있으며, 이와 관련한 성능 해석 및 중량 추정 연구가 수행되고 있다.

이탈리아의 Sapienza 대학에서는 VEGA-E 로켓의 상단용 100 kN 급의 메탄을 연료로 하는 개방형 팽창식 사이클 엔진의 개념 설계를 자체 해석 프로그램을 통해 수행하였다[7]. 독일 항공 우주 센터(DLR)는 LRP2 성능 해석 프로그램을 개발하고 Ariane 5 발사체의 부스터 엔진에 적용 가능한 2000 kN 급 가상의 수소 개방형 팽창기 사이클 엔진인 SE-21D의 시스템 설계를 수행하였다[9,10]. 네덜란드 Delft 대학에서는 수소를 연료로 하는 Ariane 5 상단급 엔진에 대해 사이클에 따른 최적 설계를 수행하기 위해 자체 개발한 LiRA 프로그램을 사용하여 추진제 및 사이클에 따른 성능 비교를 수행한 바 있다[11]. 한편, 국내에서는 팽창기 사이클 엔진에 대한 연구는 미진한 편이다. 조원국[12] 등은 미국 팽창기 사이클 엔진인 RL10에 대한 시스템 해석을 수행하여 해석 방법에 대해 검증하였으며, 김철웅[13]

등은 메탄을 연료로 사용하는 팽창식 사이클 엔진의 시스템 해석을 수행하여 해당 시스템의 실현 가능성을 평가하였다. 이 밖에 김재은[14] 등은 7톤급 KSLV-II 상단 엔진에 대해 수소 연료 적용 시, 궤도 투입 성능 분석을 통해 Payload의 향상 정도를 추정한 바 있다.

이상 언급한 바와 같이, 국외에서는 이미 수소 연료 팽창기 사이클 엔진을 운용 중이며 성능 향상을 위한 연구에 매진하고 있다. 반면, 국내에서는 액체 수소를 다루는 기관 자체가 한정되어 있으며, 액체 수소 로켓 엔진의 연구는 개념 설계 수준에 머물러 관련 연구가 부족하다. 이에 본 연구에서는 수소 연료를 적용한 팽창기 사이클 액체 로켓 엔진에 대해 성능 해석 프로그램을 개발하였다. 운용 방식에 따라 구분되는 개방형과 폐쇄형 엔진에 대해, 대표 엔진을 선정하고 각각에 대해 해석 절차를 수립하였다. 수립된 절차에 따라 모델링 기법을 제시하고 국외 연구진에 의해서 수행된 해석 결과와 비교 검증하였다. 제시된 결과는 향후 유사 엔진의 설계 초기 단계에 작동점에 대한 설계변수들을 결정하는 데에 활용 가능할 것으로 기대된다.

## 2. 본 론

### 2.1 해석 기법

#### 2.1.1 수소의 열역학적 물성치

수소는 양자적 이성질체로 오르토 수소( $o\text{-H}_2$ )와 파라 수소( $p\text{-H}_2$ )로 구분되며, 온도에 따라 두 수소의 비율이 달라진다. 극저온 액체 상태는 99% 이상이  $p\text{-H}_2$ 이며, 온도가 높아질수록  $o\text{-H}_2$ 의 비율이 높아져 상온 이상의 온도에서는  $o\text{-H}_2$ 와  $p\text{-H}_2$ 의 비율이 약 3:1인 표준 수소( $n\text{-H}_2$ )가 된다[15]. 팽창기 사이클에서는 수소의 온도 범위가 펌프에서 토출되는 순간의 극저온에서부터 터빈을 구동할 때의 높은 온도까지 다양하므로, 수소의 정확한 물성치를 반영하기 위해서는 온도에 따른  $p\text{-H}_2$ 와  $o\text{-H}_2$ 의 비율을 고려하는 것이 필요하다. 본 연구에서는 수소의 열역학적 물성치에 대해 미국 국립표준기술원(NIST)의 자료를

활용하였다[16]. 온도에 따른  $o\text{-H}_2$ 에 대한  $p\text{-H}_2$ 의 농도비  $X$ 는 Eq. 1과 같이 절대온도  $T$ 에 대한 볼츠만 분포 함수로부터 도출하였다[17].

$$X = \frac{c_p}{c_o} = \frac{1}{3} \frac{1 + 5e^{(-6\frac{B}{T})}}{3e^{(-2\frac{B}{T})} + 7e^{(-12\frac{B}{T})}} \quad (1)$$

$c_p$ ,  $c_o$ 는 각각  $p\text{-H}_2$ 와  $o\text{-H}_2$ 의 농도를 나타내며,  $B$ 는 수소 분자의 회전 상수이다.

Table 1에 온도에 따른  $H_2$ ,  $p\text{-H}_2$ ,  $o\text{-H}_2$  수소의 밀도, 엔탈피를 함께 제시하였다. 21 K에서 물성치는 수소 별로 큰 차이가 발생하지 않지만, 400 K의 엔탈피는  $n\text{-H}_2$  대비  $p\text{-H}_2$ 는 약 10%,  $o\text{-H}_2$ 는 약 3%의 오차를 보인다. 이처럼 팽창기 사이클에 액체 수소를 적용하는 경우 수소의 종류에 따른 물성치의 차이가 해석에 영향을 줄 수 있기 때문에 이를 고려해야 한다.

### 2.2 팽창기 사이클의 구성

팽창기 사이클 엔진을 포함한 대부분의 실제 엔진 데이터는 추력, 비추력, 노즐 확장비 등의 주요 성능 외의 상세한 정보는 일반적으로 공개되어 있지 않아 해석 결과를 비교하는 데에 제한이 따른다. 본 연구에서는 팽창기 사이클 엔진 시스템의 해석과 검증을 위하여 부품 단위 수준으로 비교적 많은 자료가 보고된 유럽의 Vinci 엔진과 독일 항공우주 센터(DLR)에서 Ariane 5의 고체 로켓 부스터를 대체하기 위해 개념설계를 수행한 2000 kN 급 팽창기 사이클 수소 엔진인

Table 1. Density and enthalpy with temperature.

T(K)	Parameter	Density (kg/m <sup>3</sup> )	Enthalpy (kJ/kg)
21	$H_2$	79.298	106.88
	$p\text{-H}_2$	79.298	106.88
	$o\text{-H}_2$	79.260	105.66
400	$H_2$	5.7845	5458.8
	$p\text{-H}_2$	5.7831	5990.2
	$o\text{-H}_2$	5.7850	5288.7



및 참고문헌을 Table 2에 나타내었다. 로켓 엔진은 연소실 압력에 따라 엔진의 전반적인 성능이 달라지므로, 시스템 수준의 운용 조건을 고려하여 그 값을 결정한다. O/F비 역시 혼합비에 따라 요구 추력을 만족하는 추진제의 질유량이 결정되므로 성능 해석을 통해 운용 O/F비를 선정해야 한다. 하지만 본 연구의 주요 목적은 설계 프로그램의 검증이기 때문에 연소실 압력과 O/F비를 비교 대상 엔진의 제원과 제시된 값을 참고하여 적용하였다. 또한 냉각채널이나 배관 시스템에서 연료나 산화제의 열전달 과정을 추정한다. 냉각채널에서의 발생하는 열전달 과정은 엔진의 노즐 및 냉각채널 형상에 대해 Bartz[20] 식으로 알려진 경험식 등을 이용하여 열전달 계수를 도출하고, 연료와 연소 가스 간의 에너지 보존법칙을 통해 최종 물성치를 계산하게 된다. 하지만 본 연구에서 대상으로 하고 있는 Vinci 엔진에 대해서는 냉각채널에 대한 형상이 공개되어 있지 않기 때문에 열전달 과정을 별도로 해석하지 않았다. 대신 Vinci 엔진 작동점[21]에 제시된 연료 터빈 입구 온도를 직접 적용하였다.

## ② 추력실 해석

Table 2의 추력실 정보( $F_{vac}$ ,  $P_{cc}$ ,  $\epsilon$ , O/F)를 바탕으로 요구 추력을 만족하는 질유량은 Eq. 3-5을 통해 계산하고, 노즐목의 직경은 Eq. 6을 이용하여 산출한다. Eq. 4-5의 연소가스 물성치( $r, R, T$ )는 화학평형프로그램(CEA)[22]을 이용하였다.

Table 2. Initial values for Vinci engine system analysis.

Variable	Unit	Value	Ref.
$F_{vac}$	kN	180	[19]
$P_{cc}$	bar	61	[19]
$\epsilon$	-	240	[19]
O/F	-	5.81	[19]
$N_{FP}$	rpm	91000	[19,21]
$N_{OP}$	rpm	18800	[19,21]
TIT	K	245	[21]
$\Pi_{FT}$	-	2	[21]
$\Pi_{OR}$	-	1.2	[21]

$$I_{sp} = \frac{c^* C_F}{g} \quad (2)$$

$$\dot{m}_{cc} = \frac{F}{I_{sp} g} \quad (3)$$

$$c^* = \eta_c \times \frac{\sqrt{rRT}}{r \sqrt{\left(\frac{2}{r+1}\right)^{\frac{r+1}{r-1}}}} \quad (4)$$

$$C_F = \eta_m \left( \sqrt{\frac{2r^2}{r-1} \left(\frac{2}{r+1}\right)^{\frac{r+1}{r-1}} \left(1 - \left(\frac{P_c}{P_e}\right)^{\frac{r-1}{r}}\right)} + \epsilon \left(\frac{P_e - P_a}{P_c}\right) \right) \quad (5)$$

$$A_t = \frac{F}{C_F P_c} \quad (6)$$

노즐 형상은 Rao의 작도법[23]을 바탕으로 Conical 노즐의 80% 길이를 갖는 벨형 노즐을 기준으로 하였으며, 확산각( $\alpha$ )은 노즐 내부 유동의 손실을 고려하여 15도로 가정하였다[24].

## ③ 연료 터빈의 초기 질유량 설정

해석 절차 2번을 통해 추력실로 들어가는 질유량을 계산하였으나, 연료 및 산화제 터빈을 구동하기 위한 요구 질유량을 알지 못하기 때문에 질유량의 초기값을 설정한다.

## ④ 압력 강하량 추정

연소압을 만족시키는 펌프의 요구 동력을 산출하기에 앞서 펌프의 승압량을 계산하기 위해 엔진 시스템에서 발생하는 압력 강하량을 구한다. 압력 강하가 발생하는 요소로 재생냉각채널, 인젝터, 배관, 밸브를 선정하였다. 재생냉각채널에서 발생하는 압력 강하량은 상용 중인 팽창기 사이클 엔진의 자료를 토대로 연소실 압력의 60%로 가정하였다[25,26]. 인젝터와 배관의 압력 강하량은 각각 Humble[27]와 Kesaev[28]의 문헌을 참고하여 연소실 압력의 20%, 5%로 가정하였으며, 밸브의 압력 강하량은 Eq. 7-8을 통해 계산한다.

$$\Delta P = \rho \times \left(\frac{Q}{A_v}\right) \quad (7)$$

$$C_v = Av / (23.8 \times 10^{-6}) \quad (8)$$

유량 계수  $C_v$ 는 밸브의 종류와 관 내 직경이 결정되면 참고 문헌[29]에 제시된 그래프를 통해 구할 수 있다. 밸브는 상용 엔진의 자료[29,30]를 참고하여 연소기 및 터빈 앞에 존재한다고 가정하였다. 밸브의 종류는 연소기 앞에 배치되는 연소기 연료 개폐밸브(MFV, Main shutoff Fuel Valve)와 연소기 산화제 개폐밸브(MOV, Main shutoff Oxidizer Valve)는 버터플라이(Butterfly) 방식, 연료 터빈 입구밸브(FTIV, Fuel Turbine Inlet Valve)와 산화제 터빈 입구 밸브(OTIV, Oxidizer Turbine Inlet Valve)는 포핏(Poppet) 방식이라고 가정하였다. 관 내 직경은 상용 엔진의 밸브 자료[29]와 Zandbergen[31]의 자료를 참고하여 유체의 유속이 액체는 30 m/s 전후가 되도록, 기체는 Eq. 9에 의해 계산된 값을 넘지 않도록 직경을 선정하였다. 밸브에 따른 종류 및 해석을 통해 산출한 직경을 Table 3에 나타내었다.

$$v = 175 \times (1/\rho)^{0.43} \quad (9)$$

산출된 Valve의 직경을 상용 엔진의 밸브 자료[29,30]와 비교하였을 때, 4 “내외로 SE-21D 엔진의 MFV와 FTIV 밸브를 제외한 직경 추정 은 타당한 것으로 판단된다. SE-21D 엔진은 상용 엔진이 아닌 가상의 엔진일 뿐만 아니라 이를 검증하기 위한 팽창기 사이클 엔진의 밸브 자료가 극히 제한적이다. 또한 본 해석에서 사용

Table 3. Design features of valve.

Engine	Valve	Type	Diameter(in)
Vinci	MFV	Butterfly	5
	MOV		2
	FTIV	Poppet	4
	OTIV		4
SE-21D	MFV	Butterfly	10
	MOV		6
	FTIV	Poppet	8
	OTIV		4

한 모델링 식이 밀도만으로 직경을 추정하기 때문에 해석의 부정확성이 존재한다고 보인다. 하지만 밸브의 직경 차이가 해석에 영향을 미치는 압력 강하량은 1 bar 미만으로 재생냉각 채널 및 인젝터에서 발생하는 양에 비해 매우 작으므로 전체적인 성능 예측에 큰 영향을 주지 않을 것으로 판단한다.

#### ⑤ 펌프 요구 동력 해석

펌프의 요구 동력은 Eq. 10을 통해 계산한다.

$$L_p = \frac{\dot{m}_p \Delta P}{\rho_p \eta_p} \quad (10)$$

펌프의 승압량( $\Delta P$ )은 Eq. 11에 의해 초기 입력 정보인 펌프 입구 압력( $P_{pumpin}$ )과 연소실 압력( $P_{cc}$ ), 해석 절차 4를 통해 계산한 압력 강하량( $P_{loss}$ )으로 구할 수 있다.

$$\Delta P = P_{cc} + P_{loss} - P_{pumpin} \quad (11)$$

펌프의 효율은 Antonio[32]가 팽창기 사이클 엔진 RL10A-3-3A의 연료 및 산화제 펌프를 대상으로 검증한 모델을 사용하였다. 효율식은 Eq. 12과 같이 액체가 펌프 흡입구로부터 송출구까지 흐르는 동안 유로 전체에서 발생하는 손실률인 수력 효율( $\eta_y$ ), 펌프에 의해 전달되는 출구 유속과 입구 유속의 비인 체적 효율( $\eta_v$ ), 펌프 내의 베어링과 같은 마찰로 인한 손실률인 전달 효율( $\eta_{Tr}$ )의 곱으로 표현한다.

$$\eta_p = \eta_y \eta_v \eta_{Tr} \quad (12)$$

#### ⑥ 터빈 질유량 계산

해석 절차 5번을 통해 계산된 펌프의 요구 동력과 터빈의 필요 동력에 대해 에너지 밸런스가 만족하도록 터빈의 필요 질유량( $\dot{m}_t$ )을 Eq. 13을 통해 계산한다.

$$\dot{m}_t = \frac{L_t}{\eta_t \times (h_1 - h_{2s})} \quad (13)$$



Table 5-7에 나타내었으며, 해석의 검증은 문헌에 기술된 작동점을 기준으로 수행하였다. 하지만 모든 성능 해석 결과를 제시하고 있는 문헌이 없기 때문에, 연소실과 터보펌프가 기술되어 있는 문헌을 개별적으로 인용하였다. 이로 인하여 문헌마다 세부적인 설계점이 일치하지 않을 가능성이 있어 일부 오차가 존재할 수 있다.

추력실

질유량, 비추력, 노즐 출구의 크기는 오차 1% 미만으로 높은 정확도를 나타내었으며, 이를 통해 CEA를 통한 연소가스 해석과 Eq. 2-6의 과정이 타당함을 확인하였다. 노즐의 길이의 오차는 약 5%로 상대적으로 높게 산출되었는데, 이는 노즐의 형상 차이에 기인한다. 본 해석에서는 Rao 작도법을 바탕으로 형상 설계를 수행하였으나, 참고 문헌[35]에는 노즐의 팽창비와 제작 방안 외 정확한 형상은 제시되어 있지 않으며, 이

로 인한 차이로 판단된다.

펌프

펌프에서의 검증 대상은 펌프의 질유량, 토출 압력, 동력이고 이를 통해 본 해석에서의 수행한 공급계의 모델링 및 펌프 해석의 타당성을 검증하였다.

비교 결과 연료 및 산화제 펌프의 질유량은 오차 1% 이내로 높은 정확도를 보였으며, 펌프의 토출압은 약 3% 낮게 산출되었다. 이는 대부분의 압력 강하량이 발생하는 재생냉각채널, 인젝터를 연소실 압력에 비례한다고 가정하였기 때문이다. 연료 펌프에서 토출되는 압력은 오차 0%대로 차이가 없으나, 산화제 펌프의 동력은 15%의 오차를 보였다. 이에 대한 원인은 명확하지 않는데, 참고문헌에 제시된 터보펌프의 작동점이 불명확하기 때문이다. 문헌[21]에 제시된 작동점을 토대로 Eq. 8을 통해 효율을 산출하면

Table 5. Analysis results of combustion chamber in Vinci.

	Unit	Ref. [19,35]	Present Result	Error (%)
$\dot{m}$	kg/s	39.50	39.69	0.48
$I_{sp}$	s	464	462.5	-0.32
$l_n$	m	2.85	2.98	4.56
$D_e$	m	2.15	2.13	-0.93

Table 6. Analysis results of pump in Vinci.

	Unit	Ref. [19,21]	Present Result	Error (%)
$\dot{m}_{FP}$	kg/s	5.80	5.83	0.52
$\dot{m}_{OP}$		33.70	33.86	0.47
$P_{e,FP}$	MPa	22.4	21.73	-2.99
$P_{e,OP}$		8.1	7.83	-3.33
$L_{FP}$	MW	2.5	2.48	-0.80
$L_{OP}$		0.39	0.331	-15.13
$\eta_{FP}$	-	-	0.66	-
$\eta_{OP}$		-	0.68	-

Table 7. Analysis results of turbine in Vinci.

	Unit	Ref. [21,23]	Present Result	Error (%)
$\dot{m}_{FT}$	kg/s	4.9	5.21	6.33
$\dot{m}_{OT}$		4.2	3.27	-22.38
$P_{in,FT}$	MPa	19.0	17.77	-6.47
$P_{in,OT}$		9.2	8.88	-3.48
$L_{FT}$	MW	2.5	2.504	0.16
$L_{OT}$		0.39	0.335	-14.10
$\eta_{FT}$	-	-	0.69	-
$\eta_{OT}$		-	0.63	-

Table 8. Analysis results of combustion Chamber in SE-21D.

	Unit	Ref. [10]	Present Result	Error (%)
$\dot{m}$	kg/s	539.29	541.96	0.50
$I_{sp}$	s	410.2	408.2	-0.49
$l_n$	m	-	1.89	-
$D_e$	m	1.741	1.737	-0.23

약 0.59로 본 해석 결과보다 15% 낮다. 이 수치는 수소 엔진의 산화제 펌프의 통상적인 효율인 0.65~0.75 [36]을 벗어나기 때문에 비정상적이라고 판단된다. 또한 DLR에서 LRP2를 이용한 Vinci 엔진의 해석 결과와 비교하였을 때, 산화제 펌프의 효율 및 동력의 차이가 약 2%로 그 차이가 매우 미비함을 감안하며, 본 해석 과정은 타당한 것으로 판단된다.

### 터빈

터빈에서도 펌프와 동일하게 질유량, 토출 압력, 동력을 비교하였으며 이를 통해 공급계 모델링과 터빈의 효율 및 동력 산출의 타당성을 검증하였다. 비교 결과 연료 터빈은 질유량, 입구 압력은 각각 6% 높게, 6% 낮게 추정되었으며 터빈의 동력은 오차 0%로 거의 유사하였다. 연료 터빈의 질유량 차이와 입구 압력의 차이는 터빈 입구의 압력이 낮기 때문에 단위 질량 당 팽창 에너지가 줄어들게 되어 상대적으로 더 많은 질유량이 필요한 것으로 해석된다. 또한 두 값의 절대적인 차이가 유사하므로 본 해석에서 산출한 연료 터빈의 효율은 타당한 것으로 생각된다. 반면 산화제 터빈의 질유량은 22% 낮게, 입구 압력과 동력은 각각 3%, 14% 낮게 산출되었다. 터빈의 동력은 펌프를 구동하는데 사용되므로 그 차이는 펌프의 동력에 기인한 것으로 볼 수 있다. 입구 압력은 앞의 연료 터빈 입구에서 압력이 낮고 팽창비는 엔진의 작동점과 동일하게 적용하였기 때문에 낮게 산출되었다. 연료 터빈과 달리 산화제 터빈의 질유량과 압력의 오차 정도가 다른데, 이는 산화제 터빈의 작동점 [21]에서 효율을 산출하면 0.57로 본 해석 결과와 약 10% 차이가 있다. 터빈의 효율은 비속도의 함수로 나타내며, 비속도는 질유량과 압력에 연관이 되어 있기 때문에 입구 물성치의 차이가 터빈의 효율에 영향을 준 것으로 추정된다.

### 3.2 SE-21D Engine

SE-21D 엔진의 시스템 해석 결과를 부품별로 Table 8-11에 나타내었으며, DLR의 LRP2 프로그램을 통해 해석한 결과와 비교하였다.

LRP2 프로그램은 연소가스의 물성치를 이동 평형을 기반으로 NASA CEA를 통해 산출하였으며, 연소실 및 재생냉각채널의 형상 설계는 내장 프로그램인 NCC로 수행한다.

LRP2와 본 해석 사이에 차이가 발생하는 부분은 터보펌프로 등엔트로피 효율을 사용하여 출구의 물성치를 산출하는 것은 유사하지만 LRP2는 효율을 모델링을 통해 구하지 않고 통상적인 범위 내의 상수값으로 가정한다. Eq. 7, 13에서 효율의 차이는 터보펌프의 질유량 및 동력의 차이를 유발하므로 이는 해석의 전반적인 오차의 주요 원인으로 작용한다.

### 추력실

질유량, 비추력, 노즐 출구의 크기가 오차 1% 미만으로 낮은 차이를 보였는데, 이는 LRP2도 연소가스 물성치를 CEA를 이용하여 산출하기 때문이라고 볼 수 있다. 이를 통해 Vinci 엔진과 동일하게 CEA를 통한 연소가스 해석과 Eq. 2-6의 과정이 타당함을 확인하였다.

### 연료 펌프

1단 연료 펌프의 해석 결과는 LRP2 대비 차이가 3% 미만으로 낮았지만, 2단 연료 펌프의 질유량과 효율에서 약 15%의 차이가 발생하였

Table 9. Analysis results of fuel pump in SE-21D.

	Unit	Ref. [10]	Present Result	Error (%)
$\dot{m}_{FP1}$	kg/s	93.68	91.29	-2.55
$\dot{m}_{FP2}$		16.39	13.75	-16.11
$P_{e,FP1}$	MPa	8.75	8.749	-0.01
$P_{e,FP2}$		12.11	12.00	-0.91
$T_{e,FP1}$	K	29.44	30.08	2.17
$T_{e,FP2}$		32.38	35.10	8.40
$L_{FP1}$	MW	15.44	15.53	-0.58
$L_{FP2}$		1.01	0.98	-2.97
$\eta_{FP1}$	-	0.7	0.678	-3.14
$\eta_{FP2}$		0.75	0.641	-14.53

다. 이는 LRP2가 효율을 모델링한 것이 아닌 상수 값을 사용하였기 때문에 발생한 오차로 추정된다. 등엔트로피 효율을 통해 전후의 온도를 계산하기 때문에 2단 터빈의 온도도 약 8%의 차이를 나타냈다. 하지만 토출 압력이 유사하므로, 본 해석의 공급계 모델링이 LRP2와 비슷한 수준임을 알 수 있다. Eq. 7을 통해 펌프의 효율과 질유량의 차이가 유사하기 때문에 해석 과정의 오류는 없는 것으로 간주할 수 있다.

#### 산화제 펌프

산화제 펌프의 질유량, 토출 압력, 출구 온도는 1% 미만으로 낮은 차이를 보였으나 동력과 효율에서 10% 이상의 차이가 나타났다. 2단 연료 펌프는 동력이 유사하고 질유량의 차이가 발생했지만, 산화제 펌프의 질유량은 외부로 배기

Table 10. Analysis results of oxidizer pump in SE-21D.

	Unit	Ref. [10]	Present Result	Error (%)
$\dot{m}_{OP}$	kg/s	456.32	458.58	0.50
$P_{e,OP}$	MPa	8.75	8.80	0.57
$T_{e,OP}$	K	92.83	93.77	1.01
$L_{OP}$	MW	4.32	4.95	14.58
$\eta_{OP}$	-	0.76	0.67	-11.84

Table 11. Analysis results of turbine in SE-21D.

	Unit	Ref. [10]	Present Result	Error (%)
$\dot{m}_{FT}$	kg/s	8.06	5.93	-26.43
$\dot{m}_{OT}$			1.97	-6.64
$P_{in,FT}$	MPa	8.31	8.32	0.12
$P_{in,OT}$			8.33	0.24
$T_{e,FT}$	K	369.7	316.50	-14.39
$T_{e,OT}$			335.94	-9.13
$L_{FT}$	MW	16.62	16.68	0.36
$L_{OT}$		4.36	5.00	14.68
$\eta_{FT}$	-	0.45	0.619	37.56
$\eta_{OT}$			0.557	23.78

되지 않고 연소실로 들어가기 때문에 앞서 해석을 통해 고정된 값이 된다. 따라서 Eq. 7에 의한 효율의 차이가 질유량이 아닌 동력의 차이에 기인한 것을 알 수 있으며, 두 차이가 유사한 것을 통해 해석의 타당성을 확인할 수 있다.

#### 터빈

LRP2 대비 연료 터빈의 동력과 입구 압력은 오차 1% 미만으로 낮은 차이를 보였으나 질유량과 토출 온도는 각각 약 26%, 14% 낮게 산출되었다. 이는 본 해석의 효율이 LRP2 대비 높기 때문에 단위 질량 당 팽창 에너지가 증가하였지만 동력이 유사하므로 질유량이 감소하고 더 많은 팽창으로 인하여 온도가 감소한 것에 기인한다. 산화제 터빈 역시, 연료 터빈과 유사한 경향성이 나타났지만, 연료 터빈에 비하여 효율의 차이가 낮기 때문에 절대적인 차이는 감소하였다.

## 4. 결 론

수소 팽창기 사이클 시스템 해석을 위해서 개방형 팽창기와 폐쇄형 팽창기 사이클 엔진에 따른 시스템 해석 절차 및 부품별 해석 방법을 정리하여 제시하였다. 수소의 정확한 해석을 위해 온도와 압력에 따른  $\alpha$ - $H_2$ 와  $p$ - $H_2$ 의 비율을 고려하였으며, 시스템 해석의 검증을 위해서 Vinci 및 SE-21D 엔진을 대상으로 부품별 수치를 비교하였다. 추진계의 질유량, 비추력, 펌프 토출 압력, 동력과 같은 엔진의 주요 결과는 대체로 1~2% 내외의 오차로 비교적 높은 정확도를 나타내었다. 하지만 일부 터보펌프의 동력, 터빈의 질유량 등의 오차가 크게 발생한 부분이 있는데 이는 Vinci 엔진은 엔진 제원의 부정확성, SE-21D 엔진은 적용한 효율의 상이성으로 인하여 발생한 것으로 사료된다. 터보펌프 효율의 차이가 질유량의 차이와 유사한 것을 통해 본 연구에서 수행하고 있는 성능 해석 절차는 타당한 것으로 판단된다.

본 연구를 통해 작성된 해석 프로그램은 수소 팽창기 사이클 엔진의 설계 초기 단계에서 설계

점을 결정하는 데 활용 가능할 것으로 판단된다. 차후 냉각채널 형상에 따른 정확한 열전달 해석과 구성 요소별 상세 설계 등을 통해 해석 정밀도를 향상할 수 있을 것으로 생각된다.

#### Acknowledgement

이 성과는 2018년도 정부(과학기술정보통신부)의 재원으로 한국연구재단 - 우주기술개발사업의 지원을 받아 수행된 연구임. (NRF-2018M1A3A3 A02065851)

#### References

- 1 Pempie, P., and Boussif, H., "Cryogenic upper stage engine trade-off," *36th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, Las Vegas, N.V., U.S.A., AIAA 2000-3449, 2000.
- 2 Robinson, J.W., and Rhodes, R.E., "Next Generation Reusable Space Transportation System," *53rd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*, Atlanta, GA, U.S.A., AIAA 2017-4606, 2017.
- 3 Burkhardt, H., Sippel, S., Herberitz, A., and Klevanski, J., "Comparative study of kerosene and methane propellant engines for reusable liquid booster stages," *4th International Conference on Launcher Technology Space Launcher Liquid Propulsion*, At Liège, Belgium, pp. 1-3, Dec. 2002.
- 4 Koroneos, C., Dompros, A., Roumbas, G., and Moussiopoulos, N., "Advantages of the use of hydrogen fuel as compared to kerosene," *Resources, Conservation and Recycling*, Vol. 44, No. 2, pp. 99-113, 2005.
- 5 Mpsme, "A Review on Different Propellant Materials for Space Vehicles and Their Characterisation.," *International Journal of Mechanical and Production*, pp. 93-102, 2018.
- 6 Atsumi, M., Yoshikawa, K., Ogawara, A., and Onga, T., "Development of the LE-X Engine." *Mitsubishi Heavy Industries Technical Review*, Vol. 48, No. 4, pp. 36-43, 2011.
- 7 Leonardi, M., Nasuti, F., and Onofri, M., "Basic Analysis of a LOX/Methane Expander Bleed Engine," *7th European Conference for Aerospace Sciences*, Rome, Italy, EUCASS2017-332, 2017.
- 8 Krach, A.E., and Sutton, A.M., "Another look at the practical and theoretical limits of an expander cycle, LOX/H<sub>2</sub> engine," *35th Joint Propulsion Conference and Exhibit*, Los Angeles, C.A., U.S.A., AIAA 1999-2473, 1999.
- 9 Sippel, M., and Herberitz, A. "High Thrust Bleed Rocket Engines for a Fly-Back Booster Application," *6th International Symposium Propulsion for the XXIst Century*, Palais des Congress, Versailles, France, 2002.
- 10 Sippel, M., Herberitz, A., Manfletti, C., and Burkhardt, H., "Studies on expander bleed cycle engines for launchers," *39th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, Huntsville, Alabama, U.S.A., AIAA 2003-4597, 2003.
- 11 Ernst, R.R.L., "Liquid Rocket Analysis (LiRA): development of a liquid bi-propellant rocket engine design, analysis and optimization tool," Master's Dissertation, Department of Space Systems Engineering, Delft University of Technology, Delft, Netherlands, 2014.
- 12 Cho, W.K., and Kim, C.W., "Analysis of Expander Cycle LRE Performance: RL10A-3-3 Benchmarking," *86th KSAS Fall Conference*, Jeju, Korea, pp. 1230-1231, Nov.

- 2019.
- 13 Kim, C.W., and Roh, W.R., "Cycle Analysis on a Methane-fueled Expander Rocket Engine," *52th KSPE Spring Conference*, Jeju, Korea, pp. 561-563, May. 2019.
  - 14 Kim, J.E., and Choi, J.Y., "Analysis of orbital input performance of KSLV-II equipped with hydrogen top engine", *Proceedings of the Korean Society of Propulsion Engineers Conference*, pp. 557-558, Apr, 2018.
  - 15 J.W. Leachman, R.T. Jacobsen, S.G. Penoncello, and E.W. Lemmon, "Fundamental Equations of State for Parahydrogen, Normal Hydrogen, and Orthohydrogen", *Journal of Physical and Chemical Reference Data*, Vol. 38, No. 3, pp. 721-748, 2009.
  - 16 "Thermophysical Properties of Fluid Systems," retrieved 10 Mar. 2020 from <https://webbook.nist.gov/chemistry/fluid/>
  - 17 Essler, J., and Haberstroh, C., "Performance of an ortho-para concentration measurement cryostat for hydrogen," *American Institute of Physics Conference Proceedings*, Vol. 1434, No. 1, pp 1865-1872, 2012.
  - 18 Alliot, P., Lassoudiere, F., Fiorentino, C., and Ruault, J.M., "Development status of the VINCI engine for the Ariane 5 upper stage," *41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, Tucson, Arizona, U.S.A., AIAA 2005-3755, 2005.
  - 19 Alliot, P., Dalbies, E. and Delie, V., "Overview of the Development Progress of the Ariane 5 Upper Stage Vinci Engine," *54th International Astronautical Congress of the International Astronautical Federation*, Bremen, Germany, pp S-1, Oct. 2003.
  - 20 Bartz and Donald R., "A simple equation for rapid estimation of rocket nozzle convective heat transfer coefficients", *Jet Propulsion*, Vol. 27, No. 1, pp. 49-51, Jan. 1957.
  - 21 Johnsson, R., Brodin, S., and Pettersson, A., "Development of Hydrogen and Oxygen Pump Turbines for Vinci Engine," *38th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, Indianapolis, Indiana, U.S.A., AIAA 2002-4331, 2002.
  - 22 Gordon, S. and McBride, B.J., "Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications," NASA RP-1311, 1994.
  - 23 Rao, G.V.R., "Exhaust Nozzle Contour for Optimum Thrust," *Journal of Jet Propulsion*, Vol. 28, No. 6, pp. 377-382, Jun. 1958.
  - 24 Murch, C.K, Broadwell, J.E., Silver, A.H., Marcisz, T.J., "Performance losses in low-Reynolds-number nozzles," *Journal of Spacecraft and Rockets* Vol. 5, No. 9, pp. 1090-1094, 1968.
  - 25 Fukushima, Y., Nakatsuzi, H., Nagao, R., Kishimoto, K., Hasegawa, K., Koganezawa, T., and Warashina, S., "Development status of LE-7A and LE-5B engines for H-IIA Family," *Acta Astronautica*, Vol. 50, No. 5, pp. 275-284, 2002.
  - 26 Binder, M., Tomsik, T., and Veres, J. P., "RL10A-3-3A Rocket Engine Modeling Project," NASA TM-107318, 1997.
  - 27 Larson, W. J., Henry, G.N., and Humble, R.W., *Space propulsion analysis and design*, McGraw-Hill, New York, N.Y., U.S.A., Ch. 5, 1995.
  - 28 Kesaev, K.V., Almeida D.S., "Teoria e cálculo de motores foguete a propelente líquido," *IAE Internal Report*. 2005
  - 29 NASA, "Liquid rocket valve Assemblies," NASA SP-8097, 1973.
  - 30 NASA, "Liquid rocket valve components," NASA SP-8094, 1973

- 31 B. Zandbergen, B.T.C, *Thermal Rocket Propulsion*,. Delft University of Technology, 2.04 ed., 2012.
- 32 Antonio Cantiani, "Design of a Centrifugal Pump for an Expander Cycle Rocket Engine," Master's Dissertation, Department of Mechanical Engineering, University of Basilicata, Potenza, Italy, 2014
- 33 Aungier, and Ronald, H., *Turbine aerodynamics- axial flow and radial flow turbine design and analysis*, ASME Press, New York, N.Y., U.S.A., Ch. 10, 2006.
- 34 Sekita, R., Yasui, M., and Warashina, S., "The LE-5 series development, approach to higher thrust, higher reliability and greater flexibility," *36th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, Huntsville, Alabama, U.S.A., AIAA 2000-3453, 2000.
- 35 Pichon, T., Coperet, H., Foucault, A., and Lacombe, A., "Vinci upper stage engine nozzle extension development status," *41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, Tucson, Arizona, U.S.A., AIAA 2005-3757, 2005.
- 36 Mc Hugh. B. "Numerical analysis of existing liquid rocket engines as a design process starter," *31st AIAA, ASME, SAE, and ASEE, Joint Propulsion Conference and Exhibit*, San Diego, CA, U.S.A, AIAA 95-2970, 1995.