

# Cantera를 이용한 케로신 다단연소사이클 엔진용 산화제 과잉 예연소기 설계코드 개발

강시윤<sup>a</sup> · 김성구<sup>b,\*</sup> · 유철성<sup>b</sup> · 문인상<sup>c</sup>

## Development of Design Code for Oxidizer-Rich Preburner of Staged Combustion Cycle Engine Using Cantera

Si-Yoon Kang<sup>a</sup> · Seong-Ku Kim<sup>b,\*</sup> · Chulsung Ryu<sup>b</sup> · Insang Moon<sup>c</sup>

<sup>a</sup>*Aerospace System Engineering, University of Science and Technology, Korea*

<sup>b</sup>*Combustion Chamber Team, Korea Aerospace Research Institute, Korea*

<sup>c</sup>*KARI Academy Team, Korea Aerospace Research Institute, Korea*

\*Corresponding author. E-mail: [kimsk@kari.re.kr](mailto:kimsk@kari.re.kr)

### ABSTRACT

The present study developed a design code for preburner of staged combustion cycle engines, which calculates preburnt gas at high-pressure oxidizer-rich conditions and predicts conjugate heat transfer and hydraulics of cryogenic fluid flow through cooling passages. It has been written based on the open-source library Cantera, into which this study has incorporated new source codes to predict correctly non-ideal thermodynamics and transport anomalies of the cryogenic fluid. For a preburner of 100 ton<sub>f</sub>-class booster engine currently under preliminary design, the present code demonstrated predictive capability and usability as a design code by comparing with CFD simulation.

### 초 록

본 연구에서는 케로신 다단연소사이클 엔진용 예연소기를 설계하기 위해, 고압의 산화제 과잉 조건에서 예연소가스를 계산하고 냉각유로에서 극저온 유체의 복합열전달 및 수력 특성을 해석할 수 있는 설계코드를 개발하였다. 사용자 편의성과 범용성을 가진 오픈 소스 라이브러리 Cantera를 활용하였으며, 실제유체의 열역학/전달 상태량을 정확히 계산하기 위해 관련 소스 코드들을 새로 작성하여 Cantera에 추가하였다. 현재 예비설계 중인 100톤급 부스터 엔진용 예연소기에 적용하였으며, CFD 해석결과와 비교를 통해 설계코드로서의 예측 정확도와 활용성을 확인하였다.

Key Words: Staged-Combustion Cycle(다단연소사이클), Oxidizer-Rich Preburner(산화제 과잉 예연소기), Real-Fluid Model(실제유체 모델), Conjugated Heat Transfer(복합열전달)

### 1. 서 론

Received 1 November 2022 / Revised 7 December 2022 / Accepted 13 December 2022

Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers

pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

한국항공우주연구원(이하 항우연)은 한국형발사체(KSLV-II) 개발사업을 통해 케로신/액체산소

가스발생기 사이클을 적용한 75톤급 및 7톤급 액체로켓엔진을 개발하였으며, 지상 인증단계와 시험발사(TLV), 그리고 2차레의 비행시험(FM1/FM2)을 통해 엔진 개발이 성공적으로 완료되었음을 입증하였다. 이후 3단형 발사체와 각 단의 엔진 기술은 한국형발사체 고도화사업을 통해 점차 민간 기업들로 이양될 예정이다.

한편 한국형발사체의 후속으로, 발사체 성능향상과 국제적 경쟁력을 확보하여 국내의 발사 서비스 시장에 진출하는 동시에, 우주 탐사 사업 등과 연계된 발사체 임무 다각화를 실현할 수 있는 차세대발사체 개발사업이 기획되었으며 현재 예비타당성 평가가 진행 중이다. 2단형으로 구성된 차세대발사체의 핵심은 각 단의 엔진 성능 고도화에 있으며, 이를 위해 가스발생기 사이클에 비해 비추력 성능이 높고 추력제어(throttling)가 용이한 케로신/액체산소 다단연소사이클 엔진을 적용할 예정이다.

한국형발사체용 엔진은 소량의 연료와 산화제를 연소시켜 연료 과잉 가스를 생성하고, 터빈을 구동한 후 외부로 배출하는 개방형 사이클이다. 반면에 차세대발사체용 다단연소사이클 엔진은 소량의 연료로 산화제 전체를 연소시켜 터빈을 구동한 후 곧바로 주연소기의 산화제로 공급하는 폐쇄형 사이클이기 때문에, 엔진 비추력이 향상되는 동시에 연소압력을 크게 높일 수 있어 엔진 외형의 크기가 감소하고 노즐 팽창비를 증가시킬 수 있다. 또한 넓은 추력 조절 범위에서 안정적으로 작동하는 장점이 있다[1]. 그러나 그만큼 전체적인 기술 수준과 난이도가 높아지기 때문에 현재의 가스발생기 사이클 엔진 기술에서 추가로 확보해야 할 요소기술들이 존재하며, 그중에서도 산화제 과잉 고압 조건에서 작동하는 예연소기 기술이 본 연구의 주제이다.

다단연소사이클의 특성상 예연소기의 연소압력은 주연소기에 비해 2배 정도 높으며 당량비가 0.06 근방인 극도의 산화제 과잉 연소 조건에서 작동하기 때문에, 구조 안정성, 화염 안정화, 출구온도 균일성, 그리고 금속발화 등의 기술적 난제를 해결해야 한다. 그동안 항우연에서는 9톤급 케로신 엔진을 대상으로 다단연소사이클 요

소기술(주연소기, 예연소기, 엔진시험평가)에 대한 선행 연구가 진행되어왔다[2].

Fig. 1은 러시아의 대표적인 케로신 다단연소사이클 엔진인 RD-170의 예연소기 구조[3]를 나타내고 있다. RD-8과 같은 소형 엔진의 경우, 분사면에서 보염이 가능한 혼합비 범위로 1차 연소를 시킨 후에 연소실 벽면에서 나머지 액체산소를 다수의 제트로 분사해 목표 혼합비까지 높이는 방법을 사용하기도 한다. 그러나 100톤급 이상의 대형 엔진에서는 충분한 침투깊이를 확보할 수 없기 때문에, 일반적으로 Fig. 1과 같이 분사기에 연결된 각각의 mixer에서 최종 혼합비를 맞춘 다음에 연소실 내부로 분사되는 삼중분사기를 채택하고 있다. 산화제 매니폴드로 유입된 액체산소의 일부는 연소실 벽면의 냉각유로로 공급되는데, 이는 벽면온도를 낮춰 고압의 산화제 과잉 조건에서 발생할 수 있는 금속 발화를 방지하는 역할을 할 수 있다.

국내에서는 100톤급 이상의 고추력 다단연소사이클 엔진을 개발한 경험이 없으므로 신뢰도 높은 설계/해석 기술 개발이 뒷받침되어야 한다.

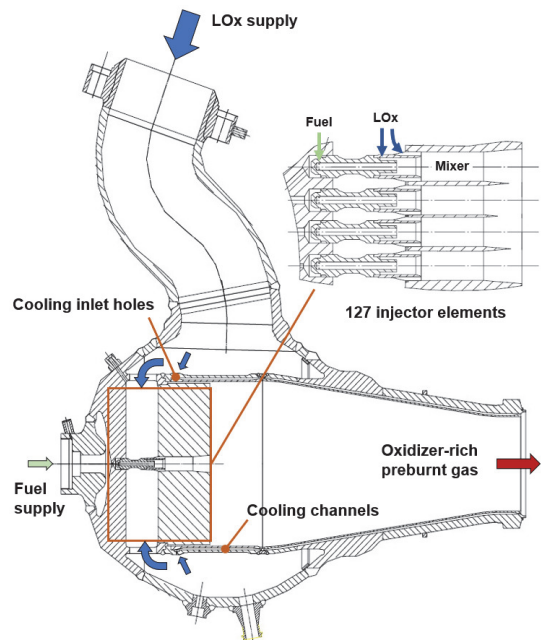


Fig. 1 Preburner of RD-170 engine[3].

본 연구의 목적은 산화제 과잉 예연소기의 설계코드를 개발하고 검증함으로써 차세대발사체용 다단연소사이클 엔진의 설계에 적용하는 것이다. 설계코드는 표준화와 확장성을 고려하여 Cantera[4]를 기반으로 작성하였다. Cantera는 복잡한 화학반응 및 열역학/전달 물성을 다루는 오픈 소스 라이브러리로 다양한 해석 분야에 사용되고 있으며, C++ 객체지향 프로그래밍으로 개발되어 C/C++, Fortran, Matlab, Python에서 손쉽게 연동하여 사용할 수 있다. 최근 들어 3차 상태방정식(cubic Equation of State) 기반의 실제유체 모델을 추가하여 액체로켓엔진 분야에 활용성이 높아졌으나, 아직은 테스트 버전이므로 정확도에 대한 엄밀한 검증이 필요하다. 따라서 본 연구는 산화제 과잉 예연소기 해석에서 가장 중요한 액체산소의 천이입계(transcritical) 상태량을 중심으로 Cantera의 실제유체 모델을 평가하고 정확도를 높이는 개선 작업을 우선적으로 수행하였다.

## 2. 해석 방법

### 2.1 실제유체 모델

Eq. 1의 3차 상태방정식은 계산이 용이하면서도 충분한 정확도를 나타내기 때문에 공학적으로 가장 많이 사용되고 있다[5].

$$p = \frac{\rho R_u T}{M_w - b\rho} - \frac{a\alpha(T)\rho^2}{M_w^2 + u M_w b\rho + w b^2 \rho^2} \quad (1)$$

일반적인 3차 상태방정식의 모델 파라미터는 Table 1에 정리하였다. 이 중에서 RK와 PR EoS 모델이 Cantera 최신 버전에 포함되었다.

Fig. 2는 해석대상인 100톤급 엔진용 예연소기의 산화제 공급조건(350 bar, 90 K)에서 각각의 EoS 모델로 계산한 산소의 열역학 물성 결과를 NIST 데이터[6]와 비교하였다. 먼저 RK 모델은 밀도를 잘 예측한 대신 정압비열과 엔탈피에서 과도한 오차를 나타낸다. 반면에 PR 모델은 정압비열과 엔탈피의 오차는 크게 감소하였지만 12.6%의 밀도 오차를 보였다. 이를 통해 현재 Cantera의 실제유체 EoS 모델은 반드시 개선되어야 함을 확인할 수 있었다.

본 연구에서는 SRK EoS 모델을 새로운 C++ 클래스 파일로 작성하여 Cantera 라이브러리에 추가하였다. Table 1에서 보듯이 SRK 모델은 RK 모델의 단점을 보완하기 위해, acentric factor  $\omega$ 의 함수인  $\alpha$ 를 도입하여 모델 파라미터  $a$ 의 온도 의존성을 수정한 모델이다[5]. Fig. 2에서 보듯이 SRK 모델은 밀도, 정압비열, 엔탈피 모두에서 향상된 예측 정확도를 보여주었다.

Fig. 3은 넓은 압력과 온도 범위에서 각 EoS 모델의 예측 성능을 비교한 결과이다. Fig. 3(a)에서 보듯이 PR 모델에 비해 SRK 모델은 모든

Table 1. Model parameters for three different cubic EoS (Equation of State).

EoS	RK (Redlich-Kwong)	PR (Reng-Robinson)	SRK (Soave-Redlich-Kwong)
$u$	1	2	1
$w$	0	-1	0
$a$	$0.42747 \left( \frac{R_u^2 T_c^{2.5}}{p_c T_c^{0.5}} \right)$	$0.45724 \left( \frac{R_u^2 T_c^2}{p_c} \right)$	$0.42747 \left( \frac{R_u^2 T_c^2}{p_c} \right)$
$b$	$0.08664 \left( \frac{R_u T_c}{p_c} \right)$	$0.07780 \left( \frac{R_u T_c}{p_c} \right)$	$0.08664 \left( \frac{R_u T_c}{p_c} \right)$
$\alpha(T)$	1	$[1 + S(1 - \sqrt{T/T_c})]^2$ $S = 0.37464 + 1.54226\omega - 0.26992\omega^2$	$[1 + S(1 - \sqrt{T/T_c})]^2$ $S = 0.48508 + 1.55171\omega - 0.15613\omega^2$
Original Cantera	Available	Available	N/A (newly implemented in this study)

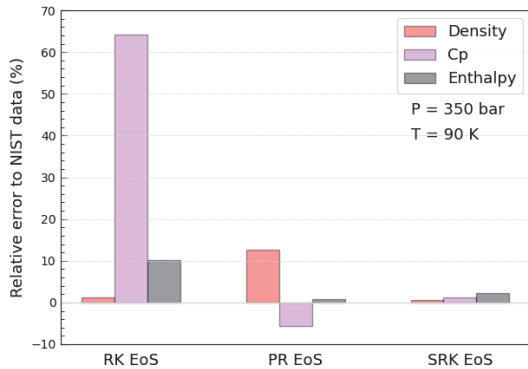


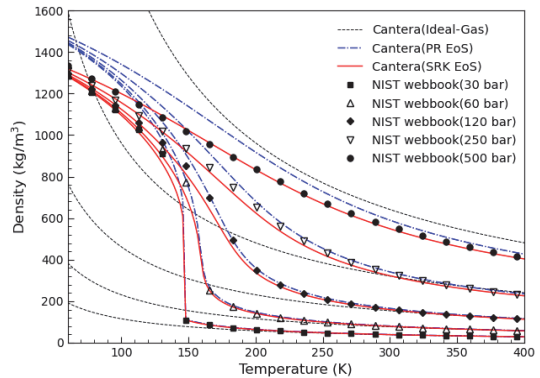
Fig. 2 Comparison of thermodynamic properties of oxygen predicted by the different EoS models.

조건에서 향상된 예측결과를 보여주었다. 이때 RK 모델의 밀도 예측결과는 SRK 모델과 유사하기 때문에 그림에 포함시키지 않았다. Kim 등[7]은 임계압축계수가 높은 극저온 유체에 대해서는 SRK 모델의 정확도가 높고, 임계압축계수가 낮은 고탄화수소 연료는 PR 모델이 상대적으로 향상된 결과를 나타냄을 밝힌 바 있다.

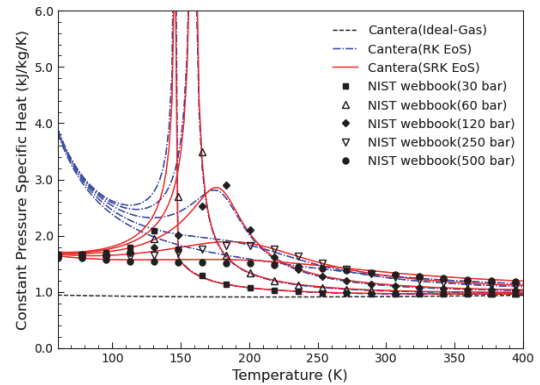
Fig. 3(b)와 Fig. 3(c)는 각각 정압비열과 엔탈피의 예측결과를 보여주고 있다. 이번에는 PR 모델의 결과가 SRK 모델과 유사하기 때문에 그림에 포함하지 않았다. SRK 모델은 모든 범위에서 정확성을 보여준 반면에, RK 모델은 임계온도 이하의 압축 유체 영역에서 오차가 크게 증가하는 것을 볼 수 있다.

다음으로 실제유체의 전달 물성 계산 모델을 점검할 필요가 있다. 현재 Cantera에는 고압 조건에서 점성계수와 열전도율 계산을 위해 각각 Lucas 모델과 Ely & Hanley 모델이 포함되어 있지만, Fig. 4에서 보듯이 두 모델 모두 임계온도 이상인 영역(reduced temperature  $T_r > 1$ )에 대해서만 계산이 가능하다. 따라서 본 연구에서는 실제유체의 점성계수와 열전도율을 계산하기 위해, 가장 많이 사용되고 있는 Chung 모델[8]을 새로운 C++ 클래스 파일로 작성하여 Cantera에 추가하였다.

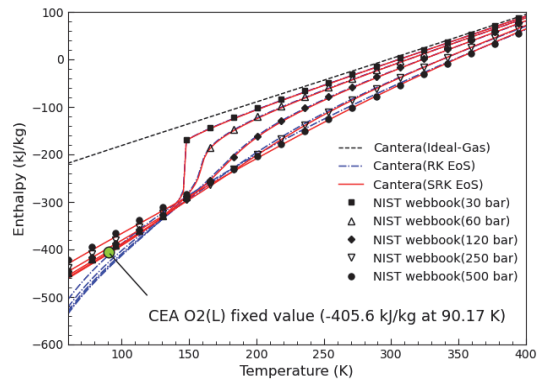
Fig. 4는 아임계 및 초임계 압력 조건에서 온도에 따른 산소의 전달 물성을 NIST 데이터[6]와



(a) Density



(b) Constant pressure specific heat



(c) Specific enthalpy

Fig. 3 Thermodynamic properties of oxygen predicted by the original and new models in Cantera.

비교한 결과이다. Chung 모델은 온도와 밀도를 입력해야 하므로 EoS 모델에 영향을 받게 된다.

2.2 산화제 과잉 예연소가스 해석

비평형 화학반응이 지배적인 케로신 연료 과잉 가스발생기 연소가스와는 달리, 산화제 과잉 예연소가스는 화학평형 계산을 통해 계산이 가능하다. 그러나 가장 널리 사용되는 NASA의 CEA 코드를 연소시험이 수행된 9톤급 엔진의 예연소기[2]에 적용했을 때, Fig. 5와 같이 이론해의 가스 온도가 실제 측정값보다 훨씬 낮게 되는 결과를 얻게 되었다. 분석 결과, 이와 같은 오류의 원인은 Fig. 3(c)에서 찾을 수 있었다. 그림에서 보듯이 산소의 엔탈피는 온도와 압력에 따라 변하게 되므로, 극도의 산화제 과잉 조건에서 생성되는 예연소가스의 온도는 산소의 공급 조건에 큰 영향을 받게 된다. 그러나 CEA의 반

응물 DB에서는 액체산소의 엔탈피가 특정 조건 (90.17 K, 1 bar)에 고정된 값을 제공한다.

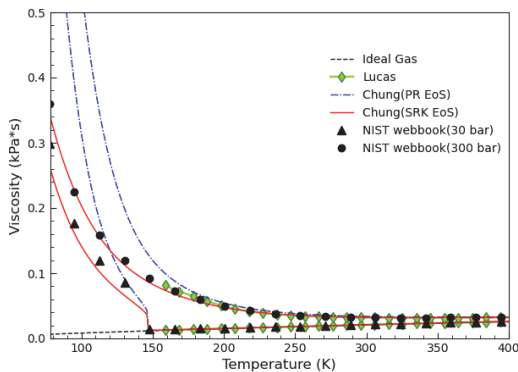
본 연구에서는 Cantera의 화학평형 계산 모듈과 실제유체 열역학 모델을 연동함으로써 Fig 5와 같이 향상된 예측결과를 얻을 수 있었다. 이때 케로신 연료는 Dagaut와 Cathonnet[9]가 제안한 화학적 surrogate로 가정하였으며, 74% n-decane, 15% n-propylbenzene, 11% n-propylcyclohexane로 구성된다.

2.3 복합 열전달 모델

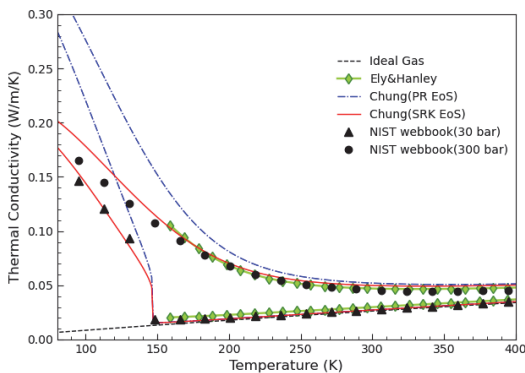
해석 대상 예연소기는 Fig. 1과 같이 액체산소의 일부를 연소실 벽면 내부의 냉각유로로 흘려보낸다. 이때 냉각유로 내부에서 나타나는 극저온 유체의 상태량 변화를 계산하기 위해서는 연소실 내부의 예연소가스로부터 전달되는 열량을 예측하는 모델이 필요하다. 본 연구에서는 효율적인 계산을 위해 Fig. 6과 같은 복합열전달 해석모델[10]을 적용하였다. 유동방향의 각 위치에서 열전달은 반경방향으로만 일어난다고 가정할 수 있으며 열유속은 아래와 같이 계산된다.

$$q = \frac{T_{hg} - T_{co}}{\frac{1}{h_g} + \left(\frac{\delta}{k}\right)_{coat} + \left(\frac{\delta}{k}\right)_{wall} + \frac{1}{h_c \eta_f}} \quad (2)$$

예연소가스의 대류열전달 계수  $h_g$ 는 일반적인



(a) Viscosity



(b) Thermal conductivity

Fig. 4 Transport properties of oxygen predicted by the original and new models in Cantera.

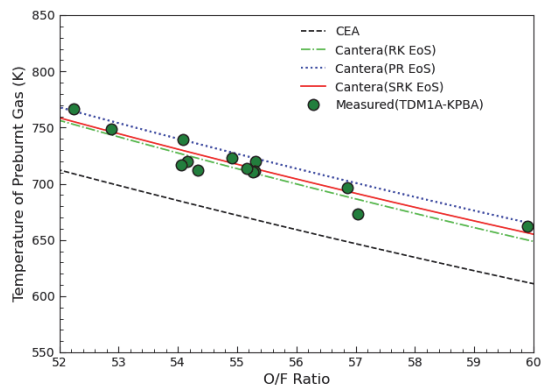


Fig 5. Prediction of gas temperature at 9 ton<sub>f</sub>-class preburner outlet for various mixture ratios.



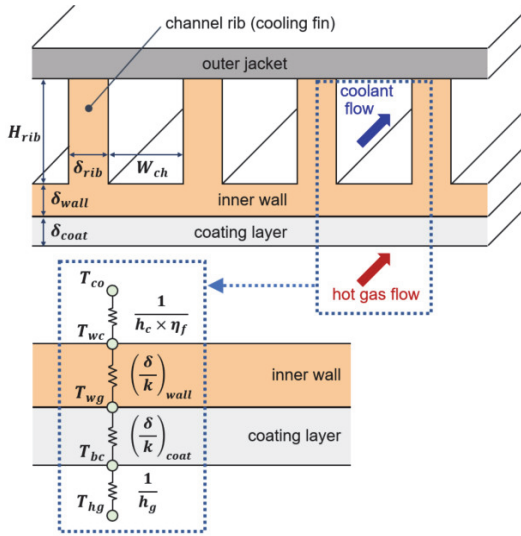


Fig. 6 Conjugate heat transfer analysis based on thermal resistance model.

Bartz 식을 이용해 계산하였으며, 예연소가스의 온도 및  $H_2O$ 와  $CO_2$ 의 농도가 낮으므로 복사열 전달은 무시하였다.

채널 내부에서 냉각유체의 대류열전달 계수는 아래 식을 통해 계산된다.

$$Nu_c = \frac{h_c d_h}{k_c} = 0.021 Re_c^{0.8} Pr_c^{0.43} \left( \frac{Pr_c}{Pr_w} \right)^{0.25} \quad (3)$$

그리고 2차원 냉각채널 립의 영향을 나타내는 핀 효율은 아래 식과 같이 유도된다.

$$\eta_f = \frac{W_{ch}}{W_{ch} + \delta_{rib}} + \frac{2H_{rib}}{W_{ch} + \delta_{rib}} \frac{\tanh(\zeta)}{\zeta} \quad (4)$$

$$\zeta = \sqrt{\frac{2h_c \delta_{rib}}{k_{rib}}} \frac{H_{rib}}{\delta_{rib}} \quad (5)$$

## 2.4 수력 해석 모델

Fig. 1에서 보듯이 예연소기 매니폴드로 유입된 액체산소의 대부분은 삼중분사기로 공급되고 소량의 액체산소만을 냉각유로로 보내게 된다. 이때 냉각유로의 전체 차압이 분사기 차압과 동일하도록 설계되어야만 한다. 만약 차압 설계가

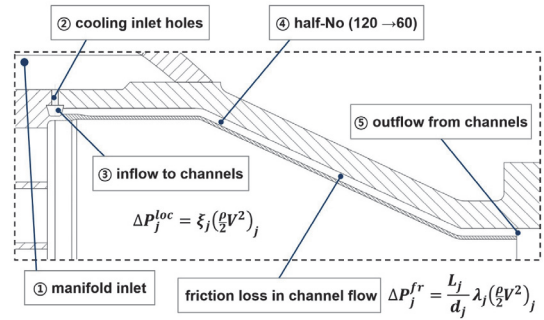


Fig. 7 Hydraulic analysis model for convective cooled chamber of preburner.

부정확하면 유량 배분이 달라져 냉각유로 유량 뿐만 아니라 삼중분사기의 혼합비가 설계값을 벗어날 수 있다.

본 연구에서는 Fig. 7과 같은 수력 해석모델을 적용하였다. 이때 발생하는 압력손실은 유동 방향 또는 단면적의 급격한 변화로 나타나는 국소 유동 저항(local flow resistance)과 마찰에 의한 손실(friction loss)로 구분할 수 있다[10].

$$\begin{aligned} \Delta P &= \Delta P_{local} + \Delta P_{fr} \\ &= \sum \xi_j \left( \frac{\rho}{2} V^2 \right)_j + \sum \frac{L_j}{d_j} \lambda_j \left( \frac{\rho}{2} V^2 \right)_j \end{aligned} \quad (6)$$

여기서  $\xi$ 와  $\lambda$ 는 각각 유동저항계수와 마찰계수로, 참고문헌[11]에 다양한 경우에 대해 유용한 실험식들이 잘 정리되어 있다.

Fig. 7에서 보듯이, 예연소기 매니폴드의 액체산소는 먼저 입구홀을 거쳐 냉각유로로 공급되며, 입구홀 오리피스 설계는 냉각유로 전체 차압이 분사기 차압과 일치하도록 조정하는 역할을 한다. 콜렉터에서 냉각채널로 유입된 냉각유체는 축소부의 단면 감소에 따라 채널수가 줄어들고 이후 채널 밖으로 배출된다. Fig. 7에 표시된 각 지점에서 발생하는 유동저항계수와 마찰계수를 계산하는 방법은 Table 2에 정리하였다.

## 2.5 설계코드 검증을 위한 수치해석

본 연구의 해석 대상인 100톤급 엔진용 예연소기는 현재 예비설계 단계로 시험 데이터가 존재하지 않기 때문에, 본 연구에서는 ANSYS/

Table 2. Summary of hydraulic resistance models used in the present study.

Flow type	Hand book of Hydraulic resistance (I.E Idelchik, 3rd Ed. [11])	
Friction loss in channel	Diag. 2-2 (p.112)	Turbulent flow through circular tube ( $Re > 2000$ )
	Diag. 2-6 (p.118)	Correction factor for Non-circular tube
① manifold inlet	Diag. 7-29 (p.472)	Flow division through symmetrical Wye
② cooling inlet holes	Diag. 4-12 (p.219)	Thick-edged orifice ( $Re > 10^5$ , $L/D > 0.015$ )
③ inflow to channels	Diag. 3-9 (p.168)	Sudden flow contraction
④ half-No (120 → 60)	Diag. 4-1 (p.208)	Sudden flow expansion
⑤ outflow of channels	Diag. 4-1 (p.208)	Sudden flow expansion

Fluent를 이용한 CFD 해석을 수행하여 설계코드의 정확도를 검증하였다.

해석영역은 냉각유체와 예연소가스 유동영역, 그리고 냉각채널 벽면과 립을 이루는 고체영역으로 구성된다. 냉각채널은 120개로 시작해서 축소부에서 60개로 줄어든다. 따라서 효율적인 계산을 위해 Fig. 8과 같이 원주 방향으로 6°의 영역에 대해 약 51만개의 격자계를 생성하였다.

액체산소는 입구홀의 차압이 포함될 수 있도록 해석영역을 선정하였으며, 산화제 매니폴드 온도는 90 K, 냉각 유량은 4.29 kg/s이다. 액체산소의 열역학 상태량은 Fluent에서 제공하는 SRK EoS 모델을 사용하였으며, 전달 물성은 NIST 데이터[6]를 적용하였다.

삼중분사기는 해석영역에서 제외하고 예연소가스 유동에 대해 균일한 유량분포를 갖는 입구 경계를 가정하였다. 2.2절에서 설명한 바와 같이 삼중분사기 출구 혼합비(OF=53.82)에 대해 설계

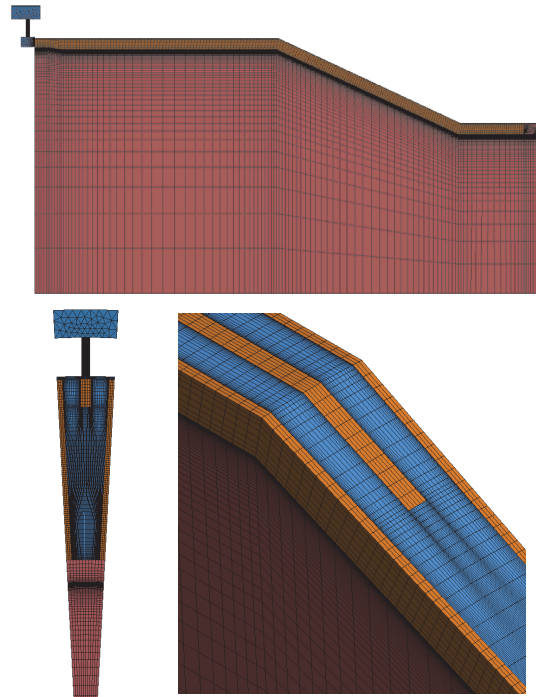


Fig. 8 Computational mesh for conjugate heat transfer analysis between hot gas and cryogenic oxygen flows through cooling channels.

코드로 계산한 예연소가스 온도(709.2 K)와 화학 조성을 입구 경계조건에 입력하였으며, 이후로는 연소반응이 없다고 가정하고 각각의 화학종 수송방정식을 해석하였다. 이때 연소실 압력은 323 bar이다.

난류 모델은  $k-\omega$  SST 모델을 사용하였으며, 유입 홀과 냉각 채널을 이루는 고체 벽면은, 설계코드와 동일하게 구리합금 열전도율 측정값을 온도의 함수로 입력하였다.

### 3. 결과 및 고찰

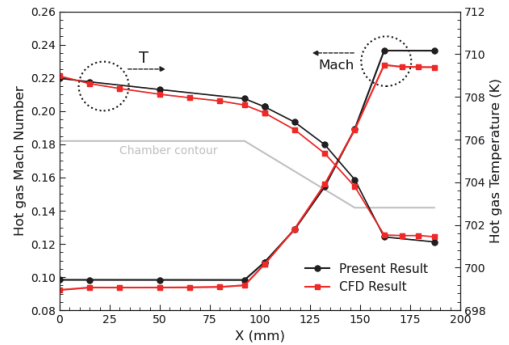
설계코드의 입력값은 예연소기 작동조건(연소압, 추진제 공급 유량/압력/온도), 연소실 형상, 냉각유로 데이터(입구홀 개수/지름/길이, 채널 개수/높이/두께, 내벽 두께, 소재)이다. 설계코드는 먼저 실제유체 모델을 이용하여 추진제의 공

급조건에서 엔탈피를 계산한 후에, 화학평형계산을 통해 예연소기의 혼합비에 대한 단열화염온도를 계산한다. 이렇게 계산된 예연소가스의 상태량은 냉각유로 해석에서 연소가스의 입구 경계값으로 사용된다. 냉각유로에 대해서는 Fig. 7에 표시된 매니폴드 입구부로부터 채널 출구까지를 여러 구간으로 나누고, 상류부터 순차적으로 복합열전달과 수력 해석을 수행하게 된다. 이때 한 지점에서 계산된 열유속과 압력손실은 하류 지점의 온도와 압력을 계산하는데 사용된다. 설계코드의 계산을 통해 각 구간에서의 열유속, 벽면온도, 냉각유체 속도/상태량, 무차원수 및 대류/전도 열저항, 그리고 마찰/유동저항 압력손실과 압력 분포를 얻을 수 있다.

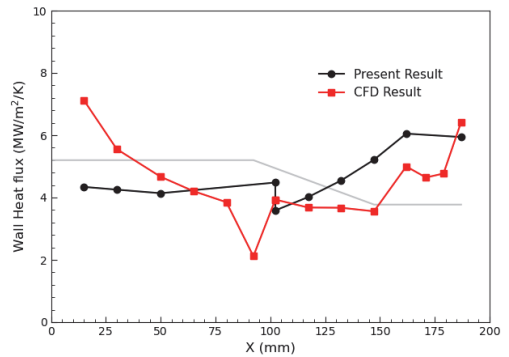
Fig. 9(a)는 예연소가스 온도와 마하수의 축방향 분포에 대해 설계코드와 CFD의 계산결과를 비교한 것이다. 두 결과는 잘 일치하고 있으며, 예연소가스의 마하수는 0.09에서 축소부를 지나면서 0.23까지 증가한다.

Fig. 9(b)를 보면 벽면 열유속 분포는 대략 4~6 MW/m<sup>2</sup> 정도로 예측되었으나, CFD 해석은 입구 경계부터 일부 구간까지 상당히 높은 열유속을 나타내고 있다. 이와 같이 입구 영역에서 열유속 분포를 과대 예측하는 문제는 이전 연구 [10,12]에서도 보고된 바가 있다. 특히 Daimon 등[12]은 기체수소/액체산소 축소형 칼로리미터의 해석결과를 측정된 열유속 분포와 비교하였으며, 균일한 유동 분포를 가정한 입구 경계의 결함으로 인해 초기 구간에서 과대 예측된 열유속 분포가 나타남을 밝혔다. 그리고 벽면에 인접한 최외곽열의 분사기를 해석에 포함시킴으로써, 오히려 분사면 직후에서 일정 구간 동안 열유속이 낮은 영역이 나타나는 시험 결과를 정확히 예측할 수 있었다.

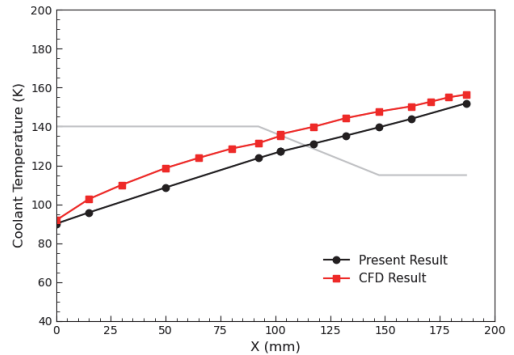
해석 대상인 예연소기는 최외곽에 18개의 삼중분사기가 배치될 예정이므로, 최소한 원주방향으로 20°의 해석 영역이 필요하고 삼중분사기 내부에서 발생하는 케로신과 액체산소의 천이입계 난류연소장을 해석해야만 한다. 이와 같은 고난이도의 해석은 본 논문의 연구 범위를 넘어서기 때문에, CFD 해석에서 나타난 열유속 오차를



(a) Preburnt gas flow



(b) Wall heat flux



(c) Coolant temperature

Fig. 9 Preburnt gas, heat flux, and coolant temperature predicted by the present design code and CFD.

감안해서 설계코드 결과와 비교/분석하기로 하였다. 이후 예연소기의 개발모델이 제작되고 연소시험 결과가 확보되면, 보다 엄밀한 검증을 수행할 수 있을 것이다.

Fig. 9(c)는 냉각채널에서 액체산소의 온도 변



화를 비교한 결과이다. CFD 해석에서 과대 예측된 열유속으로 초기 구간에서 냉각유체 온도가 급격히 증가하게 된다. 이로 인해 전체적으로 CFD의 예측결과가 높게 나타나고 있으나, 초기 구간을 제외한 나머지 구간에서 온도 증가 경향은 유사한 것으로 판단할 수 있다.

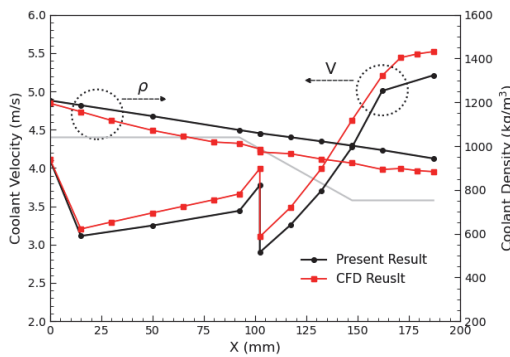
Fig. 10(a)는 냉각유체의 밀도와 속도 변화를 나타내고 있다. 설계코드와 CFD 해석 모두 동일하게 SRK EoS 모델을 사용했기 때문에 온도에 따른 밀도 예측결과는 동일하지만, Fig. 9(c)에서 나타난 온도 분포 예측결과와의 차이 때문에 CFD 해석결과가 낮은 밀도 분포를 나타내게 된다. 이로 인해 CFD 해석에서 냉각유체 속도를 높게 예측하게 된다. 이러한 오차들은 Fig. 10(b)에 나타난 Reynolds 수와 Prandtl 수에도 정량적 차이를 가져오지만, 정성적으로는 동일한 경향을

나타냄을 확인할 수 있었다.

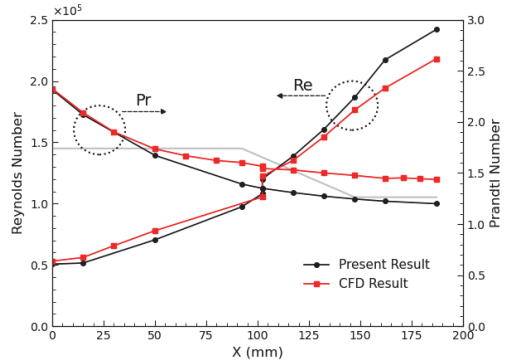
설계코드에서 냉각유체의 대류열전달과 냉각핀 효율은 각각 Eq. 3과 Eq. 4로 계산되며, Fig. 10(c)와 같은 결과를 얻었다. 하류로 갈수록 Reynolds 수가 커져 Nusselt 수도 증가하게 된다. 열전도가 좋은 구리합금을 사용했으므로 핀 효율이 비교적 높으며 채널 수가 절반으로 줄어들어 따라 핀 효율의 급격한 감소가 발생한다.

Fig. 10(d)는 각각 예연소가스와 냉각유체 벽면의 온도 분포를 나타내고 있다. 설계코드와 CFD 해석의 방법상 차이로 인해 최대 110 K 정도의 정량적 오차가 나타났지만, 설계 목적으로는 허용이 가능한 범위라고 판단된다.

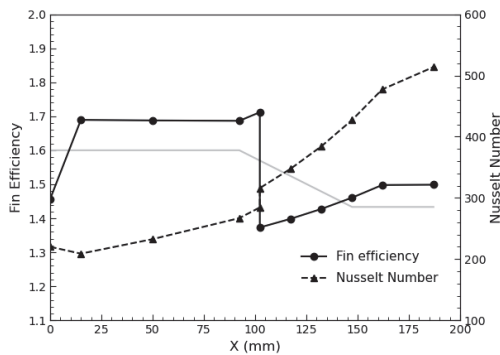
복합열전달 해석결과에 이어서, 수력 해석에 의한 구간별 압력손실 예측결과를 Table 3에 비교하였다. Fig. 1에서 보듯이 공급관을 통해 유



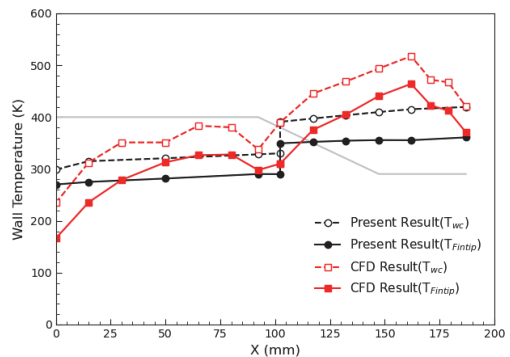
(a) Coolant density & velocity



(b) Reynolds & Prandtl Numbers



(c) Nusselt Number & Fin efficiency



(d) Wall temperatures on hot-gas & coolant sides

Fig. 10 Convective heat transfer of coolant flow and wall temperatures predicted by the present design code and CFD.

Table 3. Comparison of pressure losses between the present design code and CFD.

Section	Present	Fluent	error
PB manifold	2.725	N/A	-
Hole & Channel	14.79	16.32	-9.4%
- Hole	14.54	16.06	-9.5%
- Channel	0.2497	0.2635	-5.2%

입된 액체산소는 산화제 매니폴드로 들어가며 양쪽으로 분기되는데, 설계코드는 이때 발생하는 압력손실을 2.73 bar로 예측하였다. 산화제 매니폴드의 분기 유동은 CFD 해석 영역에는 포함되지 않았기 때문에 CFD 예측결과는 없다.

산화제 매니폴드 내부에서 액체산소가 삼중분사기와 냉각유로로 분기되기 때문에 냉각유로의 전체 차압을 예측하는 것이 중요하다. Table 3을 보면, 입구홀과 냉각채널을 합친 전체 차압에 대해 CFD 결과 대비 설계코드의 오차는 -9.4%로 나타났다. 냉각채널 내부의 속도가 낮기 때문에 대부분의 차압은 입구홀에서 발생한다.

설계코드가 입구홀 전후의 압력손실을 낮게 예측한 이유는 입구홀 오리피스 후단에서 곧바로 이어지는 급격한 유동 방향의 변화를 고려하지 못했기 때문이다. 현재 10% 미만의 차압 오차는 설계 목적으로 허용이 가능한 범위라고 판단된다. 차압 해석의 정확도를 높이기 위해, 콜렉터 내부의 유동 변화를 적절히 고려할 수 있는 수력 해석모델을 추가할 예정이다.

#### 4. 결 론

본 연구에서는 천이임계 과정에서 나타나는 액체추진제의 비이상적 열역학/전달 상태량을 정확히 계산하기 위해, 오픈 소스 라이브러리인 Cantera에 SRK 열역학 모델과 Chung의 전달 모델을 추가하였다. 그리고 이를 바탕으로 고압의 산화제 과잉 조건에서 작동하는 예연소기의 연소가스 계산 및 냉각유로의 복합열전달/수력 해석이 가능한 설계코드를 개발하였다.

현재 예비설계가 진행 중인 100톤급 케로신 다단연소사이클 엔진의 예연소기를 대상으로 CFD 해석결과와 비교함으로써 설계코드의 활용성을 확인할 수 있었다. 향후 예연소기의 개발시험이 본격적으로 수행되면, 작동조건에 따른 예연소가스와 냉각유체의 온도 및 압력 분포를 측정하여 설계코드의 예측 정확도를 체계적이고 엄밀하게 검증할 예정이다.

본 연구에서 수정한 Cantera 라이브러리는 다양한 액체추진제의 물성 계산 및 화학반응 해석을 지원하고, C/C++, Fortran, Matlab, Python과 손쉽게 연동이 가능하다. 그러나 SRK 또는 PR 모델과 같이 2-parameter의 3차 상태방정식들은 앞서 살펴보았듯이 각자 특정한 범위의 임계압축계수에 대해서만 정확도가 보장된다. 따라서 극저온 유체와 고탄화수소 연료를 동시에 해석해야 하는 경우에 한계를 갖게 된다. 최근연구 [7]에서 제시된 바와 같이, 3차 상태방정식 모델의 수치적 장점을 그대로 가지면서 모든 범위의 임계압축계수에서 높은 정확도를 보이는 3-parameter의 RK-PR 상태방정식을 도입하여 Cantera의 열역학/전달 상태량 해석 모델을 개선할 계획이다. 이를 통해 향후 다양한 추진제 조합과 엔진 사이클 방식을 갖는 액체로켓엔진의 개발에 있어 표준화된 설계/해석 framework을 제공할 것으로 기대된다. 또한 본 연구에서 제시한 바와 같이 Cantera를 이용한 복합열전달/수력 해석기법은 특히 극저온 유체를 이용한 팽창기 사이클 엔진의 재생냉각 설계에 유용하게 활용될 수 있다.

#### References

- Ha, S., Moon, I., Moon, I., Cho, W. and Lee, S., "Domestic and Foreign Technology and Development Trends in Staged-Combustion Cycle Rocket Engines," *Current Industrial and Technological Trends in Aerospace*, Vol. 12, No. 2, pp. 136-150, 2014.
- Kim, C., Lee, J., Woo, S., So, Y., Yi, S.J.,

- Lee, K.-J., Cho, N., Han, Y. and Kim, J., "Development Status of Technology Demonstration Model for Staged Combustion Cycle Engine," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 23, No. 4, pp. 104-111, 2019.
3. Katorgin, B.I., Chvanov, V.K. and Chelkis, F.Y., "LOX/Kerosene Oxygen Rich Staged Combustion Rocket Engine - Design and Life Issues," *The 5<sup>th</sup> International Symposium on Liquid Space Propulsion*, Alabama, U.S.A., Oct. 2003.
4. Goodwin, D.G., Moffat, H.K., Schoegl, I., Speth, R.L. and Weber, B.W., "Cantera: An object-oriented software toolkit for chemical kinetics, thermodynamics, and transport processes," retrieved 1 May 2022 from <https://www.cantera.org>, Vers. 2.6.0, 2022.
5. Reid, R.C., Prausnitz, J.M. and Poling, B.E., *The Properties of Gases & Liquids*, 4th ed., McGraw-Hill, New York, U.S.A., 1987.
6. "NIST Chemistry WebBook SRD 69, National Institute of Standards and Technology," retrieved 29 Aug. 2022 from <http://webbook.nist.gov/chemistry/fluid/>.
7. Kim, S.-K., Choi, H.S. and Kim, Y., "Thermodynamic Modeling Based on a Generalized Cubic Equation of State for Kerosene/LOx Rocket Combustion," *Combustion and Flame*, Vol. 159, No. 3, pp. 1351-1365, 2012.
8. Chung, T., Ajlan, M., Lee, L. and Starling, K., "Generalized Multiparameter Correlation for Nonpolar and Polar Fluid Transport Properties," *Industrial Engineering Chemistry Research*, Vol. 27, No. 4, pp. 671-679, 1988.
9. Dagaut, P. and Cathonnet, M., Y., "The Ignition, Oxidation, and Combustion of Kerosene: A Review of Experimental and Kinetic Modeling," *Progress in Energy and Combustion Science*, Vol. 32, No. 1, pp. 48-92, 2006.
10. Kim, S.-K., Joh, M., Choi, H.S. and Park, T.S., "Effective Modeling of Conjugate Heat Transfer and Hydraulics for the Regenerative Cooling Design of Kerosene Rocket Engines," *Numerical Heat Transfer, Part A: Applications*, Vol. 66, No. 8, pp. 863-883, 2014.
11. Idelchik, I.E., *Handbook of Hydraulic Resistance*, 3rd ed., Begell House, New York, U.S.A., 1996.
12. Daimon, Y., Negishi, H., Yamanishi, N., Nunome, Y., Sasaki, M. and Tomita, T., "Combustion and Heat Transfer Modeling in Regeneratively Cooled Thrust Chambers," *48th Joint Propulsion Conference & Exhibit*, Atlanta, G.A., U.S.A., AIAA 2012-4009, July 2012.