

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 41(11), 874-882(2013)

DOI:<http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2013.41.11.874>

3-화학종 대체 혼합물을 이용한 케로신의 열역학적 · 전달 상태량 예측

조미옥, 김성구*, 최환석

Estimation of Thermodynamic/Transport Properties of Kerosene using a 3-Species Surrogate Mixture

Miok Joh, Seong-Ku Kim* and Hwan-Seok Choi

Korea Aerospace Research Institute

ABSTRACT

Kerosene(Jet A-1), one of the propellants for each stage's engine of the Korea Space Launch Vehicle-II (KSLV-II), functions as coolant at the same time as it flows inside the cooling jacket of the combustion chambers and is injected through the film cooling holes. A physical surrogate mixture model to reproduce the thermophysical characteristics of Jet A-1 has been selected and the thermodynamic/transport properties of the model fuel under high pressure including supercritical conditions have been estimated using SUPERTRAPP(NIST SRD4). Comparisons with the measured properties suggest that proposed database can be used to extract properties of Jet A-1 for conjugate heat transfer analysis of liquid propellant rocket engine thrust chambers. Predicted combustion/cooling performance of regeneratively cooled thrust chambers shall be validated through comparisons with upcoming firing test results.

초 록

한국형발사체(KSLV-II) 각 단 엔진의 연료로 사용되는 케로신(Jet A-1)은 추력실 재생냉각 및 연료 막냉각 과정에서 냉각유체로도 기능하게 된다. 본 연구에서는 Jet A-1의 열물리적 특성을 재현하기 위한 대체 혼합물 모델을 선정하고, SUPERTRAPP(NIST SRD4)을 이용하여 초임계압 영역을 포함하는 고압 영역에서 모델 연료의 열역학적 · 전달 상태량을 예측하였다. 측정값과의 비교 결과 액체로켓 엔진 추력실의 복합 열전달 해석 수행 시 Jet A-1 상태량을 추출하기 위한 데이터베이스로 활용 가능한 것으로 판단되며, 향후 연소 시험 결과와의 비교를 통하여 케로신 대체 모델의 상태량 정보를 이용한 재생냉각 추력실의 연소 · 냉각 성능 통합 해석 결과를 지속적으로 검증해 나갈 계획이다.

Key Words : Liquid Propellant Rocket Engine(액체로켓 엔진), Thrust Chamber(추력실), Kerosene(케로신), Regenerative Cooling(재생 냉각), Physical Surrogate Mixture(물리적 대체 혼합물), Conjugate Heat Transfer Analysis(복합 열전달 해석), Thermodynamic/Transport Properties(열역학적 · 전달 상태량)

† Received: January 18, 2013 Accepted: October 22, 2013

<http://journal.ksas.or.kr/>

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

pISSN 1225-1348 / eISSN 2287-6871

I. 서 론

액체로켓 엔진을 구성하는 고압 재생냉각 추력실의 연소·냉각 성능을 보다 정확하게 예측하기 위해서는 초임계압 영역을 포함하는 고압의 작동 영역에 대하여 냉각유체인 케로신의 열역학적·전달 상태량 데이터를 확보할 필요가 있다. 실제로는 수백에서 수천 종에 달할 수 있는 탄화수소 계열의 혼합물인 Jet A/Jet A-1⁽¹⁻²⁾의 열물리적 특성을 잘 재현하는 물리적 대체 혼합물 모델(physical surrogate mixture model)과 분석적 기법을 활용하면 직접 측정이 어려운 광범위한 압력 및 온도 조건에서의 상태량 데이터를 도출할 수 있다. 물리적 대체 모델은 주로 연료 조성 성분에 대한 분석 데이터에 기초하여 구성하며, 재현하고자 하는 연료 특성의 범주에 따라 대체 모델의 지배적인 구성 성분이 달라질 수 있다.

Jet A-1을 포함한 케로신 계열의 연료는 허용규격 이내에서도 생산지·제조사별로 달라지는 성분 조성에 의하여 주요 상태량에 차이를 나타낼 수 있다⁽²⁾. 본 연구에서는 대표성을 갖는 Jet A-1 대체 혼합물 모델을 선정하고 분석적 기법을 이용하여 다양한 조건에서의 열물리적·전달 상태량을 도출하는 것을 목표로 최근 미국 국립표준 기술원(NIST)에서 제시한 Jet A 표준 연료(Jet-A-4658)에 대한 3-화학종 물리적 대체 모델⁽³⁾과 NIST SRD4⁽⁴⁾를 이용하여 재생냉각 방식 액체로켓 추력실의 연소·냉각 통합 해석에 사용할 수 있는 열역학적·전달 상태량 DB를 구성하였다. 또한 액체로켓 엔진 연소기의 연소·유동 해석 도구와 직접 연동하여 상태량을 예측하는 방법으로 활용 가능한 일반화된 cubic 상태 방정식(RK-PR EOS⁽⁵⁾)과 Chung 등의 모델⁽⁶⁾에 의한 상태량 예측 결과도 비교·평가하였다. 마지막으로 연료 재생냉각 방식의 액체로켓 엔진 추력실에 대한 연소·냉각 성능 통합 해석 결과를 연소 시험 결과 얻어진 측정값과 비교함으로써 NIST의 Jet A 표준 연료에 기반을 둔 물리적 대체 모델의 적용 가능성을 확인하였다.

II. 대체 모델 및 상태량 DB 구성

2.1 대체 혼합물 모델 선정

KSLV-II의 각 단 엔진이 작동되는 초임계압 조건에서의 냉각 성능 해석에 필요한 연료의 열역학적·전달 상태량을 직접 측정하는 데에는 기술적인 어려움이 있기 때문에 NIST에서 다양한

Table 1. Composition of the physical surrogate mixture(H-B model) for Jet-A-4658 blend⁽³⁾

화학종	화학식	질량분율
n-dodecane	C12H26	0.31
n-tetradecane	C14H30	0.38
1,2,4-trimethylbenzene	C9H12	0.31

제조사 Jet A 제품을 동일한 비율로 혼합하여 구성된 대표 연료(Jet-A-4658)에 대한 대체 혼합물^(2-3,7)을 중심으로 상태량 데이터 확보 및 적용 가능성을 검토하였다. 대체 혼합물을 구성하는 각각의 화합물에 대한 열물리적 상태량의 확보 용이성 등을 고려하여 3 화학종으로 구성된 대체 혼합물 모델⁽³⁾(이하 H-B 모델)을 선정하였으며, H-B 모델의 조성 및 성분비는 Table 1에 제시하였다.

2.2 상태량 DB 구성

NIST SRD4를 이용하여 H-B 모델의 주요 열역학적·전달 상태량을 도출하고 Jet-A-4658 및 JP-8에 대한 NIST의 측정값⁽⁷⁾과 비교함으로써 NIST SRD4를 이용한 모델 연료 상태량 예측 결과의 정확도 및 적용 가능성을 확인하였다. 대표 연료의 상태량에 대한 NIST의 측정 조건·범위는 Table 2에 제시하였으며, 비교된 상태량 중 정압비열은 Jet A 연료와 유사한 조성 및 특성을 갖는 것으로 알려져 있는 JP-8에 대한 측정값을 활용하였다.

Figure 1 ~ 5에 제시한 바와 같이 비교 가능한 범위 내에서는 열전도율을 제외한 모든 상태량 값이 측정값과 정량적으로 매우 잘 일치함을 확인하였다. NIST SRD4는 열역학 및 기체운동론을 기반으로 기준 유체(propane)의 상태량과 대상 유체의 상태량 간에 성립되는 대응 관계로부터 대상 유체의 상태량을 분석적으로 구하는 extended corresponding states(ECS) 모델^(4,8)을 채택하고 있다. ECS 모델에서 대상 유체의 열전

Table 2. Measured properties and conditions for Jet-A-4658/JP-8⁽⁷⁾

상태량	온도[K]	압력[bar]
밀도	270~470	5~300
점성/동점성계수	263.15~373.15	0.83(P _{amb})
열전도율	300~500	1.5~400
음속	270~350	0.83(P _{amb})
정압비열(JP-8)	223~473	150

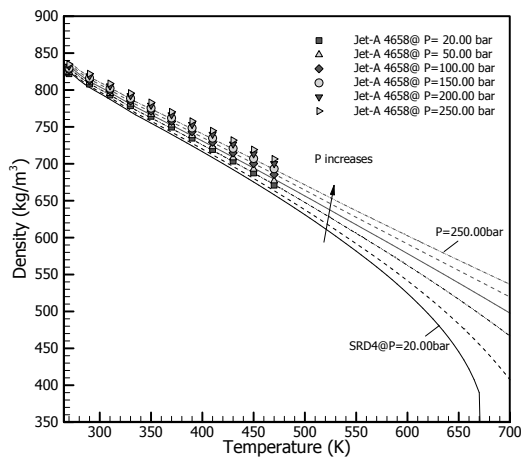


Fig. 1. Calculated and measured compressed liquid density

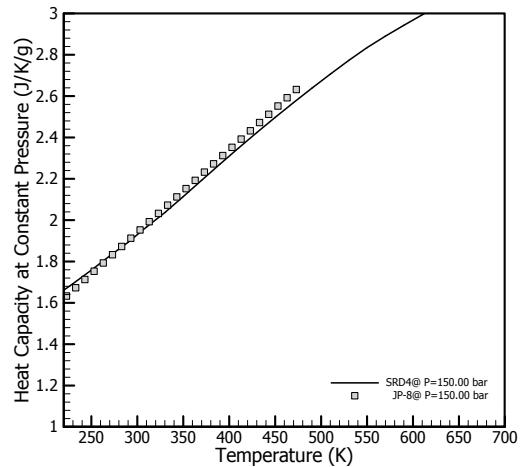


Fig. 4. Calculated and measured heat capacity at constant pressure

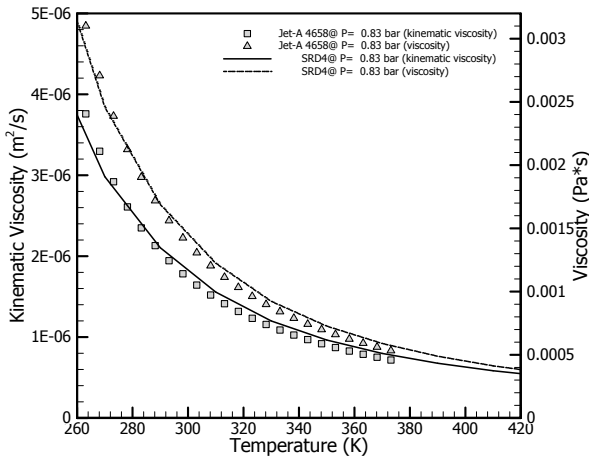


Fig. 2. Calculated and measured viscosity & kinematic viscosity

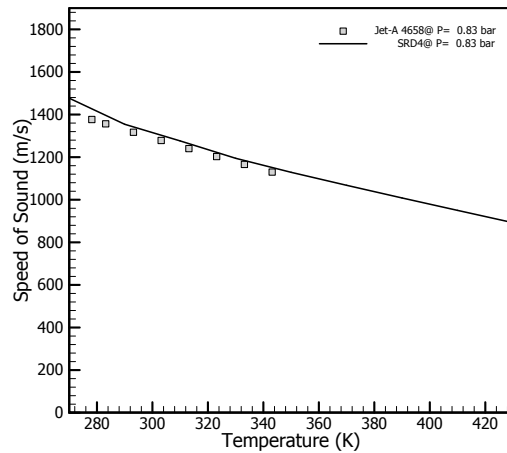


Fig. 5. Calculated and measured speed of sound

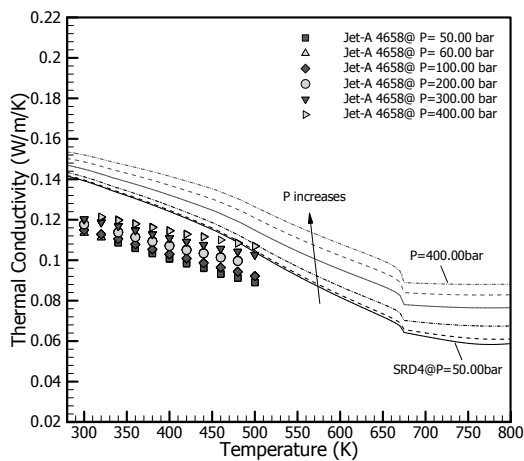


Fig. 3. Calculated and measured thermal conductivity

도율은 분자의 병진 운동과 내부 자유도에 의한 에너지 전달 효과가 각각 고려되어 얻어지며, 특히 다원자 분자를 포함하는 혼합물의 내부 자유도에 의한 열전도 효과를 이론적으로 정확하게 고려하기는 매우 어려운 것으로 알려져 있다⁽⁸⁻¹⁰⁾. 열전도율은 제시된 상태 조건에서 측정값보다 다소 높게 예측되었으나, 동일한 압력 조건에서는 온도가 상승할수록 오차가 감소하는 경향을 나타내었다.

III. RK-PR EOS의 상태량 예측 성능 평가

케로신-액체산소를 추진제로 하는 액체로켓 엔진 연소기의 초임계 난류 연소 현상을 해석하기

위해서는 극저온 유체인 액체산소와 고탄화수소 연료인 케로신은 물론 모든 중간 생성물의 상태량을 정확하게 예측할 필요가 있다. NIST SRD4에서는 상평형 계산 시 Peng-Robinson(PR) EOS가 사용되며, 상태량 계산에는 사용자의 선택에 따라 ECS 모델 또는 PR EOS가 사용된다⁽⁴⁾. 점성계수와 열전도율 등의 전달 상태량 계산에도 사용되는 ECS 모델은 광범위한 압력·온도 조건에 대하여 상태량을 상당히 정확하게 예측할 수 있다는 장점이 있으나, 비선형 관계식을 사용함에 따른 계산 효율성 문제로 연소·유동 해석 코드 내에 구현하여 상태량을 직접 구하는 방법으로 사용하기에는 어려움이 있다.

연소·유동 해석 도구와 연동하여 열역학적 상태량을 구하기 위한 방법으로 널리 활용되고 있는 cubic EOS 중 Soave-Redlich-Kwong(SRK) EOS와 PR EOS는 각각 극저온 유체와 일부 고탄화수소의 상태량만을 비교적 정확하게 예측할 수 있다는 한계를 갖는 반면, Cismondi와 Mollerup이 제안한 RK-PR EOS⁽⁵⁾는 상대적으로 광범위한 임계 압축 계수를 갖는 유체의 상태량 예측에 있어서 상당한 정확도를 나타내는 것으로 평가되고 있다⁽¹¹⁻¹³⁾. RK-PR EOS에서 유체의 압력 p 는 식 (1)과 같이 표현되며, 식 (1)에서 R , T 와 v 는 각각 보편 기체 상수, 온도와 몰(mole) 체적을 의미한다. 식 (1)에 제시된 parameter a_c , δ_1 , k 와 b 는 각각 식 (2) ~ (5)와 같이 정의되며, 식 (1) ~ (5)에서 하첨자 r 과 c 는 각각 reduced property와 critical property를 의미한다. 식 (2) ~ (5)에서 $d_1 \sim d_6$, A_1 , A_0 , B_1 , B_0 , C_1 과 C_0 는 모델 상수⁽⁵⁾이고, 식 (4)의 w 는 acentric factor를 의미한다.

$$p = \frac{RT}{v-b} - \frac{a_c \left(\frac{3}{2+T_r} \right)^k}{(v+\delta_1 b) \left(v + \frac{1-\delta_1}{1+\delta_1} b \right)} \quad (1)$$

$$a_c = \frac{3y^2 + 3yd_1 + d_1^2 + d_1 - 1}{(3y + d_1 - 1)^2} \frac{(RT_c)^2}{P_c} \quad (2)$$

$$\delta_1 = d_1 + d_2(d_3 - 1.168Z_c)^{d_4} + d_5(d_3 - 1.168Z_c)^{d_6} \quad (3)$$

$$k = (1.168A_1Z_c + A_0)\omega^2 + (1.168B_1Z_c + B_0)\omega + (1.168C_1Z_c + C_0) \quad (4)$$

$$b = \frac{1}{3y+d-1} \frac{RT_c}{P_c} \quad (5)$$

임계압축계수 Z_c 는 식 (6)과 같이 정의되며, 식 (6)에서의 매개변수 y 와 d 는 각각 식 (7) ~ (8)과 같이 정의 된다.

$$Z_c = \frac{y}{3y+d-1} \quad (6)$$

$$y = 1 + [2(1+\delta_1)]^{1/3} + \left(\frac{4}{1+\delta_1} \right)^{1/3} \quad (7)$$

$$d = \frac{1+\delta_1^2}{1+\delta_1} \quad (8)$$

RK-PR EOS 및 Chung 등의 모델을 이용하여 구한 H-B 모델의 주요 상태량 데이터를 NIST SRD4에 의한 상태량 데이터와 비교함으로써 RK-PR EOS의 적용 가능성을 평가하였다. Figure 6 ~ 12에 제시한 바와 같이 Chung 등의 모델에 의해 얻어진 열전도율을 제외한 모든 비교 상태량이 NIST SRD4에 의한 상태량 데이터와 비교적 잘 일치하였다. 특히 Fig. 10 ~ 12의 음속, 비엔탈피, 비엔트로피 비교 결과로부터 RK-PR EOS에 의한 상태량 예측 결과가 냉각 성능 해석뿐만 아니라 연소 성능 해석에도 유용하게 활용될 수 있음을 확인하였다. Figure 3 및 8로부터 알 수 있는 바와 같이 온도 약 500K 이하의 열전도율 측정값이 존재하는 영역에서는 광범위한 압력 조건에 대하여 Chung 모델에 의한 열전도율 예측값이 측정값에 보다 근접한 결과를 나타내었다. Chung 모델은 경험 관계식을 사용하여 열전도율을 예측하므로 대상 물질이나 조건에 따라서는 이론적 분석 기법에 기반을 둔

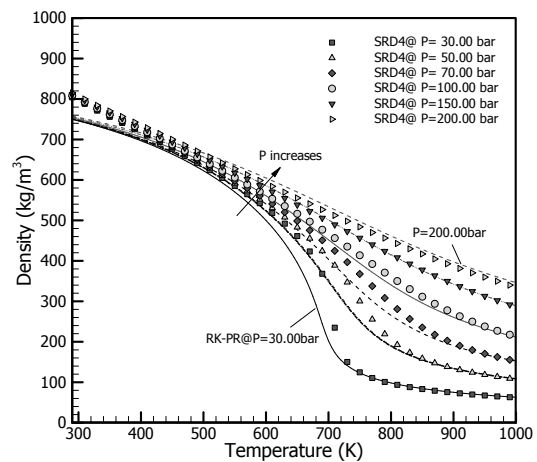


Fig. 6. Density of H-B model, comparison between RK-PR EOS and NIST SRD4

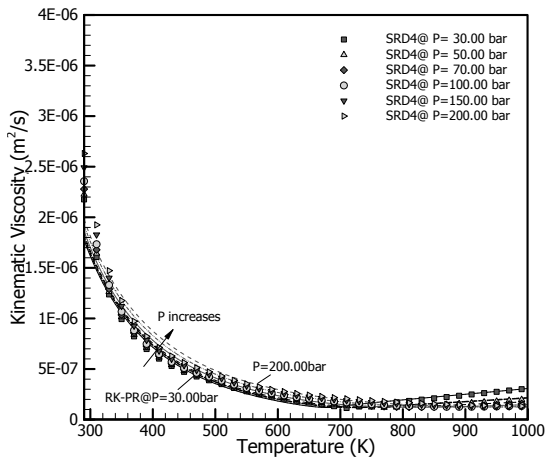


Fig. 7. Kinematic viscosity of H-B model, comparison between Chung model and NIST SRD4

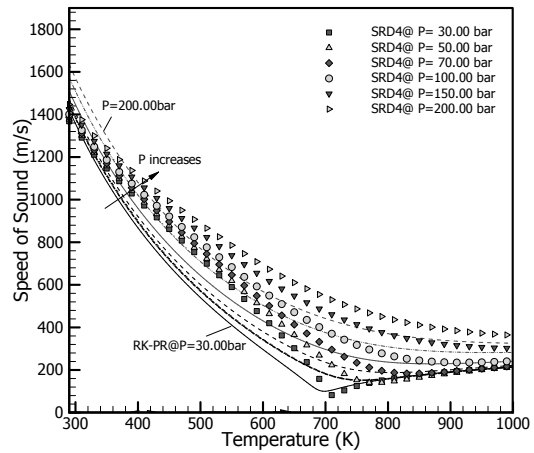


Fig. 10. Speed of sound of H-B model, comparison between RK-PR EOS and NIST SRD4

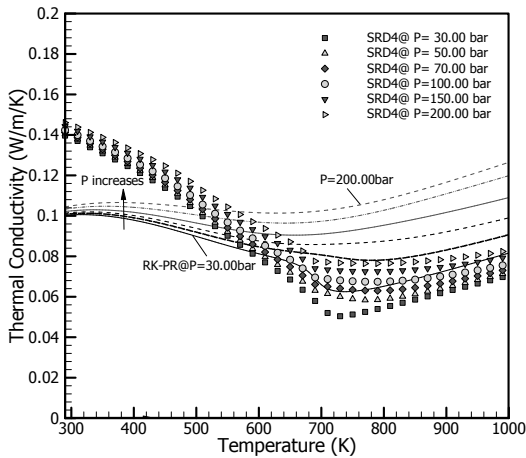


Fig. 8. Thermal conductivity of H-B model, comparison between Chung model and NIST SRD4

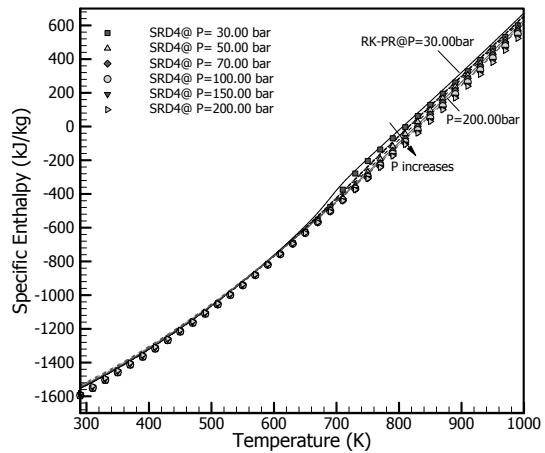


Fig. 11. Specific enthalpy of H-B model, comparison between RK-PR EOS and NIST SRD4

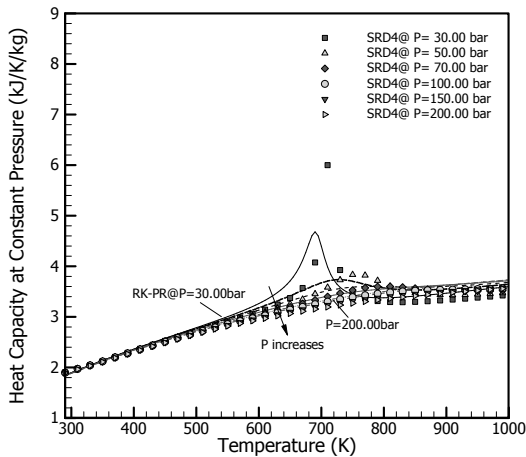


Fig. 9. Heat capacity at constant pressure of H-B model, comparison between RK-PR EOS and NIST SRD4

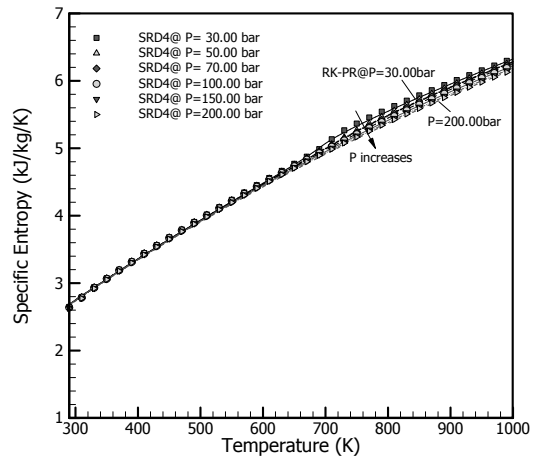


Fig. 12. Specific entropy of H-B model, comparison between RK-PR EOS and NIST SRD4

NIST의 ECS 모델보다 정확한 예측값을 제공하는 경우도 있을 것으로 판단된다.

IV. 액체로켓 엔진 추력실 성능 해석

4.1 복합 열전달 해석 모델 및 해석 도구

1차원 열저항 모델을 이용한 액체로켓 엔진 추력실의 복합 열전달 해석에서 재생냉각 채널 내부의 대류 열전달 계수 h_c 는 식 (9)과 같은 Nusselt 수 상관식⁽¹⁴⁾을 사용하여 구할 수 있다. 식 (9)에서 Nu , Re 와 Pr 은 각각 Nusselt 수, Reynolds 수 및 Prandtl 수를 의미하며, 각각의 정의는 식 (10) ~ (12)에 제시하였다. 식 (9) ~ (12)에서 하첨자 l 과 w 는 각각 냉각유체 온도 (bulk temperature)와 벽면 온도 조건을 의미하며, d_{eq} 는 냉각채널의 대표 길이, k 는 열전도율, W 는 냉각유체의 속도값, ν 는 동점성계수, ρ 는 밀도, c_p 는 정압비열을 의미한다.

$$Nu = 0.021 Re_l^{0.8} Pr_l^{0.43} \left(\frac{Pr_l}{Pr_w} \right)^{0.25} \quad (9)$$

$$Nu = \frac{h_c d_{eq}}{k_l} \quad (10)$$

$$Re_l = \frac{W d_{eq}}{\nu_l} \quad (11)$$

$$Pr_l = \frac{\rho_l \nu_l c_{pl}}{k_l}, \quad Pr_w = \frac{\rho_w \nu_w c_{pw}}{k_w} \quad (12)$$

식 (9) ~ (12)로부터 h_c 를 계산하기 위하여 필요한 냉각유체의 상태량은 열전도율, 동점성계수, 밀도 및 정압비열이며, 특정 상태 조건에서의 각 상태량 값은 본 연구에서 구성한 상태량 DB로부터 추출할 수 있다.

케로신/액체산소를 추진제로 사용하는 로켓 엔진 추력실의 연소·냉각 성능 통합 해석에서 냉각유체를 H-B 모델로 모사할 경우의 예측 성능을 확인하기 위하여, NIST SRD4를 이용하여 구성한 H-B 모델의 열역학적·전달 상태량 DB를 in-house 해석 도구인 KPP2D^(12,15-18)에 적용하였다. KPP2D에 적용된 수치 기법 및 물리적 모델은 Table 3에 제시하였으며, 벽면/냉각채널 열전달 해석을 위한 열저항 모델 및 연소실 내부 열유동 해석 모듈과의 연동은 Fig. 13에 도시하였다.

Table 3. Analysis Schemes and Models⁽¹⁷⁾

지배 방정식	2차원 축대칭 선회 압축성 Navier-Stokes 방정식
해석 기법	PISO (모든 마하수 영역으로 확장)
난류	저 레이놀즈수 $k-\epsilon-f_\mu$ 모델 ⁽¹⁹⁾ (노즐 유동에 의한 압축성 효과 추가)
연소 ⁽¹⁶⁾	수정된 층류 화염면 모델 ⁽¹¹⁾ 또는 화학평형 (frozen/shifting) 모델
추진제 혼합	혼합분율 기반 확률밀도함수(PDF) 모델 (막냉각 등에 의한 불균일성 고려)
실제 유체 상태량	RK-PR 상태 방정식 ⁽⁵⁾
벽면/냉각채널 열전달	1차원 열저항 모델 (난류 열경계층과의 양방향 해석)
막냉각	단상(single-phase) 실제 유체 혼합물 모델
연료	연소: 화학적 대체 연료 ⁽¹¹⁾ 냉각유체: 물리적 대체 연료

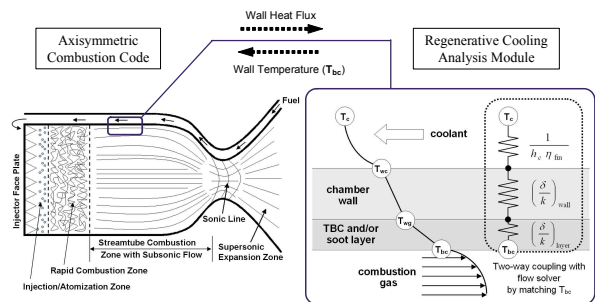


Fig. 13. Solution Strategy of KPP2D Code⁽¹⁵⁾

4.2 30톤급 로켓 엔진 추력실 성능 해석

분사면 외곽열에 연료 분사가 적용된 재생냉각 방식의 30톤급 연소기⁽²⁰⁾에 대한 성능 통합 해석을 수행하고, 냉각 및 차압 성능 예측 결과를 연소 시험 시의 측정값과 비교하였다. 해석 대상 연소기 내벽에는 열차폐 세라믹 코팅이 적용되었으며, 주요 설계 규격 및 형상은 Table 4 및 Fig. 14에 제시하였다.

Table 4. Design specification for the liquid rocket engine combustor

연소압력 [bar]	60
연료/산화제	Kerosene/LOX
혼합비	2.44
추진제 유량 [kg/s]	88.8
연료 유량 [kg/s]	25.82
팽창비	12

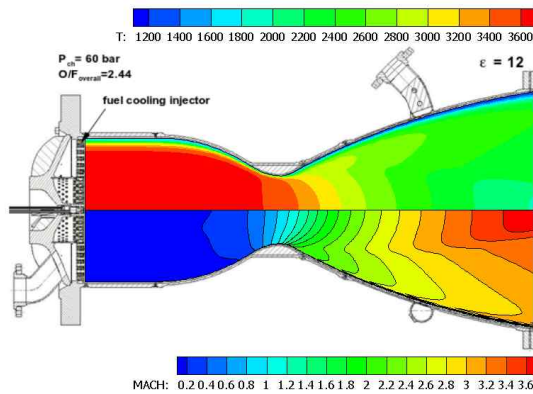


Fig. 14. Configuration of the liquid rocket engine combustor with predicted temperature [K] and Mach number distribution

냉각유체인 케로신은 확대노즐부에 위치한 연료 공급링에서 노즐 끝 방향과 헤드부 방향으로 분기되어 공급되며, 노즐 끝단에 도달한 케로신은 인접한 냉각채널을 통해 다시 헤드부 방향으로 흐르게 된다. 냉각채널 내에서의 냉각유체 유동 방향에 따른 케로신 온도(bulk temperature) 상승 정도를 연소 시험에 의한 측정값과 비교하여 Fig. 15에 나타내었으며, 정량적으로도 어느 정도 타당한 결과를 얻었다. 냉각유체의 온도 상승 정도는 추력실 벽면으로의 열유속, 즉 벽면 근처의 열경계층을 고려한 연소 유동장의 예측 정확도뿐만 아니라 추력실 내벽에 형성되는 검댕(soot) 층에 의한 열차폐 효과 고려 여부 등에 따라 영향을 받을 수 있으나, 액체로켓 엔진 연소기의 설계·평가를 목적으로 하는 성능 해석에 제안된 H-B 모델의 상태량 DB를 적용할 경우 어느 정도 타당한 결과를 얻을 수 있는 것으로 판단된다. 재생냉각 채널 내 정압 변화 또한 연소 시험에 의한 측정값과 비교하여 Fig. 16에 나타내었으며, 정량적으로도 어느 정도 타당한 결과를 얻었다.

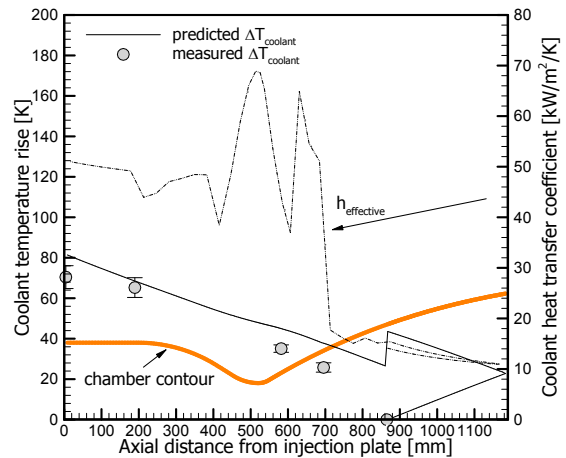


Fig. 15. Predicted/ measured coolant temperature rise and convective heat transfer coefficient along the cooling channel

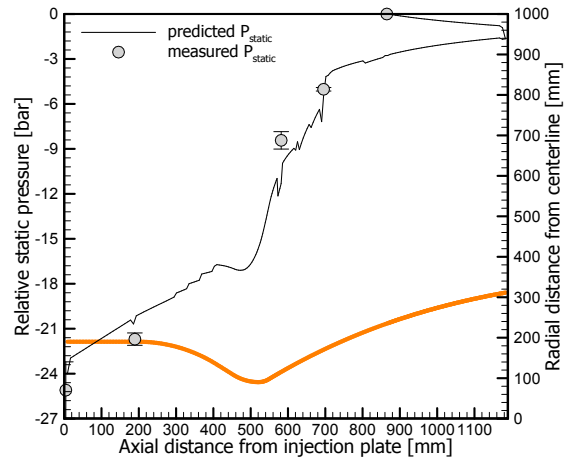


Fig. 16. Predicted/ measured relative static pressure along the cooling channel

V. 결론

NIST의 Jet A 표준 혼합물에 대한 3-화학종 대체 모델인 H-B 모델 및 NIST SRD4를 이용하여 케로신을 냉각유체로 사용하는 재생냉각 방식 액체로켓 엔진 추력실의 냉각·열전달 해석에 사용 가능한 열역학적·전달 상태량 DB를 구성하였다. 추력실 벽면 및 재생냉각 채널로의 열전달 해석에 필요한 냉각유체의 상태량 정보를 lookup table 형태로 구성하고자 하는 경우 높은 정확도를 갖는 NIST SRD4를 활용할 수 있으며, 연소·유동 해석 도구와 연동하여 상태량을 계산하고자 하는 경우에는 일반화된 cubic EOS인

RK-PR EOS의 활용을 고려할 수 있다.

H-B 모델을 냉각유체로 가정하여 액체로켓 엔진 추력실의 성능 해석을 수행한 결과 연소 시험 결과와 대체로 일치하는 범위 내에서 소폭 보수적인 냉각 성능이 예측되었으며, 차압 성능 예측 결과는 측정값과 거의 일치하였다. 향후 KSLV-II 상단 엔진 연소기와 같은 고폭창비 추력실에 대한 연소 시험 결과와 통합 성능 해석 결과를 비교함으로써 제안된 냉각유체 상태량 데이터의 타당성을 지속적으로 검증해 나갈 계획이다.

References

1) Colket, M., Edwards, T. and Williams, S., Cernansky, N. P., Miller, D. L., Egolfopoulos, F., Lindstedt, P., Seshadri, K., Dryer, F. L., Law, C. K., Friend, D., Lenhart, D. B., Pitsch, H., Sarofim, A., Smooke, M., and Tsang, W., "Development of an Experimental Database and Kinetic Models for Surrogate Jet Fuels," *45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, 8-11 January 2007.

2) Huber, M. L., Lemmon, E. W., and Bruno, T. J., "Surrogate Mixture Models for the Thermophysical Properties of Aviation Fuel Jet-A," *Energy & Fuels*, Vol. 24, May 2010, pp.3565~3571.

3) Bruno, T. J., and Huber, M. L., "Evaluation of the Physicochemical Authenticity of Aviation Kerosene Surrogate Mixtures. Part 2: Analysis and Prediction of Thermophysical Properties," *Energy & Fuels*, Vol. 24, Jul. 2010, pp.4277~4284.

4) Huber, M. L., *NIST Thermophysical Properties of Hydrocarbon Mixtures Database (SUPERTRAPP) Version 3.2 Users' Guide*, National Institute of Standards and Technology, Jan. 2007.

5) Cisoni, M., and Mollerup, J., "Development and Application of a Three-Parameter RK-PR Equation of State," *Fluid Phase Equilibria*, Vol. 232, Apr. 2005, pp.74~89.

6) Chung, T. H., Ajlan, M., Lee, L. L., Starling, K. E., "Generalized Multiparameter Correlation for Nonpolar and Polar Fluid Transport Properties," *Industrial & Engineering*

Chemistry Research, Vol. 27, Apr. 1988, pp.671~679.

7) Bruno, T. J., Huber, M., Laesecke, A., Lemmon, E., McLinden, M., Outcalt, S. L., Perkins, R., Smith, B. L., Widegren, J. A., *Thermodynamic, Transport, and Chemical Properties of "Reference" JP-8*, NISTIR 6659, NIST, Jul. 2010.

8) Huber, M. L. and Hanley, H. J. M., *The Corresponding-States Principle: Dense Fluids*, in *Transport Properties of Fluids: Their Correlation, Prediction and Estimation(ed)*, Cambridge University Press, 1996.

9) Mason, E. A. and Uribe, F. J., *The Corresponding-States Principle: Dilute Gases*, in *Transport Properties of Fluids: Their Correlation, Prediction and Estimation(ed)*, Cambridge University Press, 1996.

10) McLinden, M. O., Klein, S. A., Perkins, R. A., An extended corresponding states model for the thermal conductivity of refrigerants and refrigerant mixtures, *International Journal of Refrigeration*, Vol. 23, 2000, pp.43~63.

11) Kim, S., Choi, H. and Kim, Y., "Thermodynamic modeling based on a generalized cubic equation of state for kerosene/LOx rocket combustion," *Combustion and Flame*, Vol. 159, Mar. 2012, pp.1351~1365.

12) Kim, S., Han, S. H., Joh, M. and Choi, H., "Numerical Modeling of High-Pressure Combustion Processes of Kerosene/Liquid Oxygen within Liquid Rocket Combustion Chambers," *Proceedings of the 2011 KSAS Fall Conference*, Nov. 2011.

13) Kim, K., Heo, J. and Sung, H., "Study on Thermophysical Property Characteristics of Kerosene Surrogates in a Swirl Injector at Supercritical Pressure Condition," *Proceedings of the 2012 KSPE Fall Conference*, Nov. 2012, pp.70~77.

14) Dobrovolskij, M., *Liquid Rocket Engine*, in Russian, Izdatelstvo MGTU im. Bauman, 2006.

15) Kim, S. and Choi, H., "Development of Numerical Framework for Design and Analysis of Liquid Rocket Thrust Chambers," *Proceedings of the 2009 KSPE Fall Conference*, 2009.

16) Kim, S., Joh, M. and Choi, H., "Film Cooling Modeling for Combustion and Heat Transfer within a Regeneratively Cooled Rocket

Combustor," *Proceedings of the 2011 KSPE Fall Conference*, Nov. 2011.

17) Joh, M., Kim, S. and Choi, H., " Combustion/Cooling Performance Analysis of a Liquid Rocket Thrust Chamber with High Expansion Ratio," *Proceedings of the 2012 KSPE Fall Conference*, Nov. 2012, pp.93-98.

18) Joh, M., Kim, S. and Choi, H., " A Trade-off Analysis between Combustion and Cooling Performance of a Liquid Rocket Combustor with Fuel Film Cooling Scheme," *Journal of the Korean Society of Propulsion*

Engineers, Vol. 16, No. 6, 2012, pp.16~22.

19) Park, T. S., Sung, H. J. and Suzuki, K., " Development of a Nonlinear Near-Wall Turbulence Model for Turbulent Flow and Heat Transfer," *International Journal of Heat and Fluid Flow*, Vol. 24, 2003, pp.29~40.

20) Choi, H., Han, Y., Kim, Y. and Cho, G., " Development of 30-Ton_f LOx/Kerosene Rocket Engine Combustion Devices(I) - Combustion Chamber," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 37, No. 10, 2009, pp.1027~1037.