

냉각수 분사에 따른 일차원 열평형 관유동 해석 코드 개발

김성룡^{a,*}

Development of Analytical Model of 1-D Sprayed Duct Flow

Seong-Lyong Kim^{a,*}^aSpace Propulsion Research Division, Korea Aerospace Research Institute, Korea^{*}Corresponding author. E-mail: SaintL@kari.re.kr

ABSTRACT

A 1-D numerical code for spray cooling of a duct flow was developed based on the conservation equation including momentum. The code can consider the effects of temperature and velocity of the condensed water, and the accuracy was verified by compared with the results of AEDC Analysis[1] and Test[8]. Through the cooling water analysis, it was revealed that the cooling water did not significantly change the flow pressure, but the temperature of the cooling water was important for noise reduction and the water vapor removal in the flow. The present code validated the previous results of Im et al.[2] and showed the importance of pressure treatment. This code can be used for the design of high altitude simulation test facilities for rocket engines.

초 록

운동량을 포함한 1차원 보존 방정식을 적용하여, 관 유동의 스프레이 냉각을 해석할 수 있는 코드를 개발하였다. 코드는 응축수 온도와 속도 변화를 고려할 수 있으며, AEDC의 해석 결과[1]와 시험 결과[8]를 비교하여 정확성을 검증하였다. 냉각수 해석을 통해 냉각수의 분사가 압력을 크게 변화시키지 않았지만, 냉각수 온도는 소음 저감과 유동의 수증기 제거에 중요함을 밝혔다. Im et al.[2]의 결과를 재해석하여 결과의 오류와 함께 압력 처리의 중요성을 확인하였으며, 추후 로켓 엔진의 고공 모사 시험설비 설계에 활용할 수 있을 것이다.

Key Words: 1-D Analysis(일차원 해석), Spray Cooling(스프레이 냉각), Test Facility(시험설비), Combustion Gas(연소가스), Saturated Vapor(포화증기)

1. 서 론

Received 29 May 2023 / Revised 11 September 2023 / Accepted 16 September 2023

Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers
pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

[이 논문은 한국추진공학회 2023년도 춘계학술대회(2023.5.24.~26, 라마다프라자 제주호텔) 발표논문을 심사하여 수정·보완한 것임.]

물은 높은 잠열과 현열을 가지고 있어서 고온 물체에 대한 냉각 물질로 많이 사용된다. 물을 이용하는 방식 중 스프레이 분사 냉각은 가스터

빈 엔진이나 로켓 엔진 시험의 고온 연소가스를 냉각시키는 데 거의 필수적이다. 로켓 엔진 지상 조건 시험은 고온 플룸을 그대로 방출하되 시설물 보호를 위해 시험설비 외부에서 냉각수를 분사하는 구조이지만, 고공 조건 모사 시험에서 이젝터를 사용하려면 내부에 냉각수를 분사하여 고온 유동을 냉각시켜야 한다. 그런데 냉각수 분사가 온도 이외에 속도나 압력까지 크게 변화시키면 이젝터 설계에 큰 영향을 끼치게 되어 속도와 압력 계산이 선행되어야 한다.

관 유동에서 냉각수 분사 영향은 일차원 유동으로 해석하거나, 전산유체기법으로 해석할 수도 있다. 이와 같은 예측 데이터를 토대로 최종적으로 실험을 통해 검증하게 된다. 일차원 해석은 설계의 기본 데이터를 생성한다는 면에서 매우 유용한 수단이다. AEDC(Arnold Engineering Development Center)의 Pelton과 Willbanks[1]은 터보제트 엔진 시험설비를 위해 일차원 해석 코드를 개발하였다. 국내에서 Im et al.[2]이 일차원 해석을 제시한 바 있다. Pelton과 Willbanks[1]이 적용한 방정식은 연속 방정식, 운동량 방정식, 에너지 방정식이며 상태 방정식과 포화증기의 온도-압력 관계식이 포함된다. Im et al.[2]은 운동량 방정식을 고려하지 않고 포화 압력에서 압력을 구하는 방식을 사용하였다.

냉각수 관유동 해석에서 압력은 일정하다고 가정하는 경우가 많다[3-4]. Pelton과 Willbanks[1]의 결과에서 입구와 냉각수의 다양한 조건에서 압력 변화는 크지 않았다. 그런데 Im et al.[2]은 냉각수 분사에 따라 출구 압력이 입구 압력의 반으로 감소하였다. 이는 기존의 해석[1]이나 가정[3,4]에 반하며 압력 계산에 필요한 운동량 방정식을 고려하지 않아서 나타난 결과일 수 있기에 분석의 필요성이 제기되었다.

본 연구는 Pelton과 Willbanks[1]이 적용한 방정식을 확장하여 응축수 온도와 속도 변화를 포함한 방정식을 구성하여 냉각수 영향을 분석하고 Im et al.[2]의 해석 결과를 검증하고자 한다. 개발된 코드는 제트엔진의 시험 외에도 발사체 엔진의 고공 모사 시험에 사용되는 증기발생기와 열교환기 설계에 적용될 수 있다. 증기발생기

와 열교환기 모두 이젝터 구동에 사용되는 데 흡입 압력을 낮게 설계하려면 압력 예측은 매우 중요하다.

2. 지배 방정식

2.1 보존 방정식

지배 방정식을 구성하기에 앞서 중요한 가정이 필요하다. 우선 단면적 변화가 없는 이상기체의 일차원 유동으로 운동량 및 에너지 손실이 없다고 가정한다. 스프레이 유동은 액적과 기체 유동 사이 항력이 있기에 운동량 손실이 필연적이지만 Pelton과 Willbanks[1]과 같이 손실은 없다고 가정한다. 지배 방정식은 질량, 운동량, 에너지 방정식으로 구성된다. 입구에 기체 유동만 있다고 가정한다. 만약 스프레이 분사가 여러 단계이면 단계별 해석이나 적분식이 필요하지만 본 연구는 아래 Fig. 1과 같이 한 번의 분사에 완전한 상평형이 된다고 가정하였다. 지배 방정식은 Eq. 1, 2, 3에 제시하였다.

$$\dot{m}_{nc} + \dot{m}_{v1} + \dot{m}_{w1} = \dot{m}_{nc} + \dot{m}_{v2} + \dot{m}_{w2} \quad (1)$$

$$p_1 A + (\dot{m}_{v1} + \dot{m}_{nc}) V_1 + \dot{m}_{w1} V_{w1} = p_2 A + (\dot{m}_{v2} + \dot{m}_{nc}) V_2 + \dot{m}_{w2} V_{w2} \quad (2)$$

$$\dot{m}_{v1} h_{t,v1} + \dot{m}_{nc} h_{t,nc1} + \dot{m}_{w1} h_{t,w1} = \dot{m}_{v2} h_{t,v2} + \dot{m}_{nc} h_{t,nc2} + \dot{m}_{w2} h_{t,w2} \quad (3)$$

nc 는 불응축(non-condensable) 기체를, v 는 수증기를, w 는 액체상태의 물을 의미한다. \dot{m} 은 유량을, A 는 단면적, V 는 속도, h_t 는 단위질량당

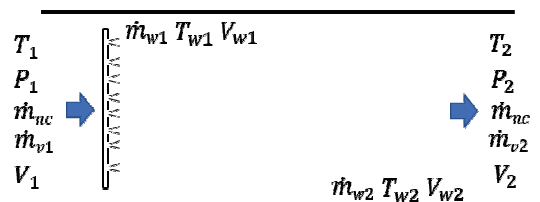


Fig. 1 Schematic of 1D duct flow with water spray.

총엔탈피를 뜻한다. 첫 번째 상태 (1)이 주어지고 엔탈피는 온도만의 함수로 가정하면 미지수는 \dot{m}_{v2} , \dot{m}_{w2} , p_2 , V_2 , T_2 , V_{w2} , T_{w2} 의 7개가 도출된다. Pelton과 Willbanks[1]의 경우 V_{w2} 는 V_2 로, T_{w2} 는 T_2 와 같다고 했으며, Im et al.[2]에서 V_{w2} 는 0으로, 온도는 임의로 설정하여 미지수 개수를 5개로 줄어든다. 그렇다 하더라도 미지수 5개에 방정식이 3개에 불과하기에 추가의 방정식이 필요하다. 요구되는 방정식은 질유량식과 수증기 포화관계식에서 구할 수 있다.

질유량식을 이용하기에 앞서 우선 상태 방정식을 통해 변수 간의 관계식을 정리한다. 상태 방정식 $p = \rho RT$ 에서 분압에 따른 $p_i = \rho_i R_i T$ 을 적용하여 불응축 기체 \dot{m}_{nc} 의 전후 상태 방정식을 나누면 Eq. 4를 얻는다.

$$\frac{\rho_{nc1}}{\rho_{nc2}} = \frac{p_{nc1}}{p_{nc2}} \frac{T_2}{T_1} \quad (4)$$

불응축 기체의 질유량은 보존되므로

$$V_2 = \frac{\rho_{nc1}}{\rho_{nc2}} V_1 = \frac{p_{nc1}}{p_{nc2}} \frac{T_2}{T_1} V_1 = \frac{p_{nc1}}{p_2 - p_{v2}} \frac{T_2}{T_1} V_1 \quad (5)$$

이 성립한다. 한편 달톤의 분압법칙을 적용하면 질유량과 압력 사이의 관계식을 구할 수 있다.

$$\frac{p_{v2}}{p_{nc2}} = \frac{X_{v2}}{X_{nc2}} = \frac{\dot{m}_{v2}/W_v}{\dot{m}_{nc2}/W_{nc}} \quad (6)$$

따라서 \dot{m}_{v2} 는 p_2 로 표현할 수 있다.

$$\dot{m}_{v2} = \dot{m}_{nc} \frac{W_v}{W_{nc}} \frac{p_{v2}}{p_2 - p_{v2}} \quad (7)$$

Eq. 7에서 W 는 분자량을 의미하며, Eq. 5와 7은 기체의 포화 여부에 상관없이 적용된다.

포화증기에 대해서는 기체 내에 일정한 수증기 이상을 포함할 수 없다는 포화증기 관계식이 적용된다. 여러 관계식이 있지만 본 연구는 포화

압력 p_v 가 임계압력 p_c 의 비로 표현되고 275 K에서 임계온도 T_c 까지 유효한 식을 적용하였다[5].

$$\ln\left(\frac{p_v}{p_c}\right) = \frac{1}{1-x} (Ax + Bx^{1.5} + Cx^3 + Dx^6) \quad (8)$$

where $x = 1 - \frac{T}{T_c}$

$A=-7.76451$, $B=1.45838$, $C=-2.77580$, $D=-1.23303$ 이다. 포화증기 관계식의 적용은 2.3절에서 설명한다.

이로써 5개의 방정식과 5개의 미지수를 구할 수 있다. 다만 포화증기 관계식은 포화된 상태에서 성립하므로 혼합기의 포화 여부를 우선 판단하여야 한다.

2.2 포화되지 않은 경우의 방정식

냉각수 유량이 적으면 응축 없이 증발 잠열에 의한 냉각만 있으므로 \dot{m}_{w2} 는 0이 된다. 방정식과 미지수가 각각 하나씩 줄어든다. 앞서 언급한 지배방정식 (1)-(3)은 다음 세 식으로 정리된다.

$$\dot{m}_{v1} + \dot{m}_{w1} = \dot{m}_{v2} \quad (1a)$$

$$p_1 A + (\dot{m}_{v1} + \dot{m}_{nc}) V_1 + \dot{m}_{w1} V_{w1} = p_2 A + (\dot{m}_{v2} + \dot{m}_{nc}) V_2 \quad (2a)$$

$$\dot{m}_{v1} h_{t,v1} + \dot{m}_{nc} h_{t,nc1} + \dot{m}_{w1} h_{t,w1} = \dot{m}_{v2} h_{t,v2} + \dot{m}_{nc} h_{t,nc2} \quad (3a)$$

질량분율을 알기 때문에 Eq. 9가 성립하고 이를 Eq. 5에 대입하면 Eq. 10과 같이 V_2 는 p_2 로 표현할 수 있다.

$$p_{nc2} = X_{nc2} p_2 = \frac{\dot{m}_{nc}/W_{nc}}{\dot{m}_{nc}/W_{nc} + (\dot{m}_{v1} + \dot{m}_{w1})/W_v} p_2 \quad (9)$$

$$V_2 = \frac{p_{nc1}}{p_{nc2}} \frac{T_2}{T_1} V_1 = \frac{p_{nc1}}{p_2} \frac{T_2}{T_1} \frac{\frac{\dot{m}_{nc}}{W_{nc}} + \frac{\dot{m}_{v1} + \dot{m}_{w1}}{W_v}}{\frac{\dot{m}_{nc}}{W_{nc}}} V_1 \quad (10)$$

Eq. 1a와 Eq. 10을 2a에 대입하면 p_2 에 대한 2차 방정식 Eq. 11이 유도된다.

$$p_2 A + (\dot{m}_{v1} + \dot{m}_{w1} + \dot{m}_{nc}) \frac{p_{nc1}}{p_2} \frac{T_2}{T_1} \frac{\frac{\dot{m}_{nc}}{W_{nc}} + \frac{\dot{m}_{v1} + \dot{m}_{w1}}{W_v}}{\frac{\dot{m}_{nc}}{W_{nc}}} V_1 \quad (11)$$

$$= p_1 A + (\dot{m}_{v1} + \dot{m}_{nc}) V_1 + \dot{m}_{w1} V_{w1}$$

먼저 T_2 를 가정하면 p_2 를 구할 수 있고, p_2 를 Eq. 3a에 대입하여 T_2 를 구한다. T_2 를 다시 Eq. 11에 대입하여 p_2 를 구하는 과정을 반복하는 방식으로 압력과 온도를 구한다. 엔탈피는 화학종의 비열이 온도의 함수로 표현되는 NASA 다항식[5]을 적용하므로, 에너지 방정식 (3a)는 T 에 대한 고차 다항식이 되어 구간 이분법으로 구했다. 다만 Eq. 11은 이차방정식이라 p_2 가 항상 존재하는 것은 아니다. Pelton과 Willbanks[1]도 언급했지만, 해가 없는 구간은 비물리적인 상황에서 발생한다.

23 포화된 경우의 방정식

응축되는 현상은 기체가 포화되었을 때이다. 지배 방정식 (1)-(8)은 응축까지 포함한다. 다만 입구 유동은 포화되지 않았다는 가정이다. 해석 대상이 고온 기체이므로 이 가정은 타당하다. 응축수가 발생하면 \dot{m}_{w2} 가 존재하며 출구의 기체 상태는 포화상태이어야 한다. 출구 기체의 포화여부는 일단 포화되지 않았다고 가정하여 수증기압 p_{v2} 이 포화 압력 $f(T_2)$ 보다 크거나 평형온도가 100 °C보다 작으면 포화되었다고 판단한다. 기체가 포화되면 Eq. 8의 $p_{v2} = f(T_2)$ 식이 적용된다. T_{w2} 와 V_{w2} 는 다양한 경우에 대응하기 위하여

$$V_{w2} = \beta V_2 \quad (12)$$

$$T_{w2} = T_2 + z(T_2 - T_{w1}) \quad (13)$$

로 가정한다. 응축수가 기체 속도보다 빠를 수 없으므로 $0 \leq \beta < 1$ 이며, 고온 가스에 노출된 냉각수의 온도 상승을 고려하면 $z > 0$ 이어야 한다. 이를 고려하면 지배 방정식 (2)와 (3)은 다음과

같이 기술된다.

$$p_1 A + (\dot{m}_{v1} + \dot{m}_{nc}) V_1 + \dot{m}_{w1} V_{w1} \quad (2b)$$

$$= p_2 A + (\dot{m}_{v2} + \dot{m}_{nc}) V_2 + \dot{m}_{w2} \beta V_2$$

$$\dot{m}_{v1} h_{t,v1}(T_1) + \dot{m}_{nc} h_{t,nc1}(T_1) + \dot{m}_{w1} h_{t,w1}(T_{w1}) \quad (3b)$$

$$= \dot{m}_{v2} h_{t,v2}(T_2) + \dot{m}_{nc} h_{t,nc2}(T_2) + \dot{m}_{w2} h_{t,w2}(T_{w2})$$

$\beta = 1$ 인 경우 참고문헌[1]의 출구의 운동량 평형 (kinetic equilibrium), $z = 0$ 이면 열평형 (thermal equilibrium)에 해당한다. Pelton과 Willbanks[1]는 Eq. 12와 13을 포함하여 해석하지 않았다. 그러나 운동량 평형상태에서 운동량 방정식의 각 항의 값을 분석하여, 냉각수 유량이 불응축 기체의 5배 이내면 응축수 출구 속도의 영향이 6% 이내의 오차라 밝혔다. 다만 응축수 온도와 관련하여 z 는 큰 영향을 끼친다고 밝혔다.

해석 방법은 우선 T_2 를 가정하여 운동량 방정식으로 p_2 를 구하고 에너지 방정식을 풀어 다시 T_2 를 방식으로 반복적인 작업을 수행하면 된다. 운동량 방정식 (2b)를 풀려면 p_{nc2} 나 \dot{m}_{v2} 가 필요하고 Eq. 7과 8을 같이 적용한다. Eq. 5에서 V_2 는 p_{nc2} 로 표현된다. Eq. 1을 이용하면 Eq. 2b의 우변은 아래와 같이 p_2 와 V_2 로 표현되고 Eq. 5를 대입하면 p_2 의 이차방정식으로 표현된다.

$$p_1 A + (\dot{m}_{v1} + \dot{m}_{nc}) V_1 + \dot{m}_{w1} V_{w1} \quad (14)$$

$$= p_2 A + (\dot{m}_{v2} + \dot{m}_{nc}) V_2 + \dot{m}_{w2} V_{w2}$$

$$= p_2 A + (\dot{m}_{v2} + \dot{m}_{nc} + \beta(\dot{m}_{v1} + \dot{m}_{w1} - \dot{m}_{v2}))$$

$$\times \frac{p_{nc1}}{p_2 - p_{v2}} \frac{T_2}{T_1} V_1$$

위 식에 포함된 미지수는 p_2 와 \dot{m}_{v2} 이지만 \dot{m}_{v2} 가 p_2 로 표현하는 Eq. 7을 적용하면 운동량 방정식은 순수한 p_2 만의 함수가 된다.

$$p_1 A + (\dot{m}_{v1} + \dot{m}_{nc}) V_1 + \dot{m}_{w1} V_{w1}$$

$$= p_2 A + \left\{ (1 - \beta) \dot{m}_{nc} \frac{W_v}{W_{nc}} \frac{p_{v2}}{p_2 - p_{v2}} + \dot{m}_{nc} + \beta(\dot{m}_{v1} + \dot{m}_{w1}) \right\}$$

$$\times \frac{p_{nc1}}{p_2 - p_{v2}} \frac{T_2}{T_1} V_1 \quad (15)$$

위 식의 좌변은 상수이므로 우변만 보면 p_2 의 3차 방정식이 된다. 이 점이 Pelton과 Willbanks [1]의 방정식과 다르며, 응축수 속도 V_{w2} 와 온도 T_{w2} 의 영향을 수치적으로 분석할 수 있다. $\beta=1$ 인 경우 p_2 의 2차 방정식으로 바뀌고 이는 Pelton과 Willbanks[1]과 같다. T_2 를 가정하여 Eq. 15에서 p_2 를 구하고 에너지 Eq. 3b에서 T_2 를 구하는 과정을 반복하면 p_2 와 T_2 를 구할 수 있다.

3. 검증 및 해석 결과

3.1 코드의 검증

개발된 코드의 유효성을 증명하고자 AEDC의 해석결과[1]와 AEDC의 시험 결과[8]를 비교하였다. AEDC의 해석을 위한 입력 조건은 Table 1과 같다. 하지만 계산에 필요한 물성치 W_{nc} , \dot{m}_v 가 제시되지 않았다. 이에 화학평형 코드인 NASA CEA(Chemical Equilibrium with Applications) [7]를 이용하여 압력을 AEDC의 해석조건과 같은 0.345 bar로 고정하고 1510 K가 나오는 항공유 Jet A-1과 공기의 혼합비를 구하였다. 계산된 혼합비는 29.237이며 Table 2의 조성구입 조건을 구했다. 유량을 맞추기 위한 단면적도 계산하여 $0.039m^2$ 를 구했다.

Table 1과 2의 조건으로 계산을 수행하여 Figs. 2와 3에 냉각수 온도가 변했을 때, 출구 압력과 출구 온도의 변화를 비교하였다. Pelton과 Willbanks[1]의 엔탈피 계산 방식을 알 수 없기에

Table 1. Input conditions at AEDC's analysis.

p_1 (bar)	T_1 (K)	\dot{m}_{nc} (kg/s)	V_1 (m/s)	T_{w1} (K)	V_{w1} (m/s)
0.345	1510	0.454	146.3	289	30.5

Table 2. Input mass fraction calculated by CEA with O/F ratio of 29.237.

	Ar	CO2	H2O	N2	O2
mass fraction	0.013	0.105	0.041	0.730	0.111

비열을 상수로 계산한 경우와 NASA 다항식으로 계산한 경우를 AEDC 해석 결과와 비교하였다. 두 경우 모두 유사한 결과값과 경향성을 보였다. 출구 압력은 NASA 다항식의 비열을 사용할 때 AEDC 결과에 근접하고 출구 온도는 상수의 비열 계산 결과가 근접하였다. 이후 계산에는 압력이 정확해 보이는 NASA 다항식을 적용하였다.

AEDC의 시험[8]은 관 내부에 길이 방향의 여러 위치에서 냉각수를 분사하며 압력과 온도를 측정하였다. 이는 유동의 끝에서 측정한 Fig. 1과 다르지만, 측정 위치까지의 냉각수 유량을 전체 냉각수 유량으로 간주하여 계산하여, 그 결과를 시험과 비교하였다. 시험 조건은 Table 3과 같고 화학종 분포는 Table 2를 적용하였다.

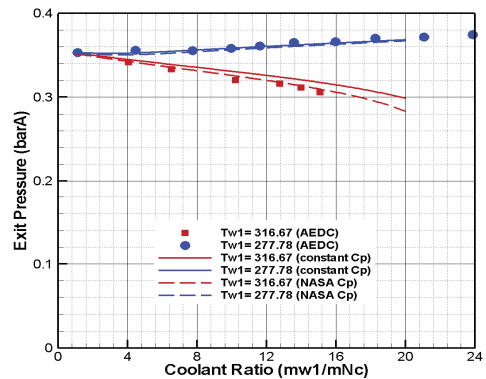


Fig. 2 Exit pressures as coolant water temperature at AEDC case.

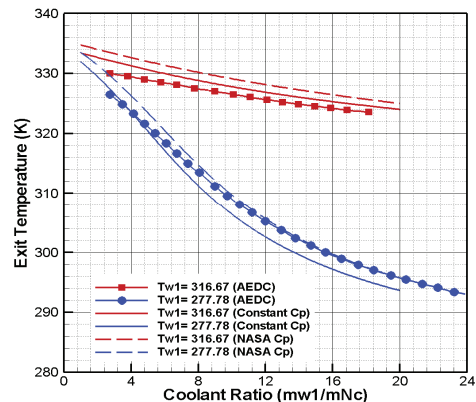


Fig. 3 Exit temperatures as coolant water temperature at AEDC case.

Table 3. Input conditions at AEDC's test.

p_1 (bar)	T_1 (K)	\dot{m}_{nc} (kg/s)	V_1 (m/s)	T_{w1} (K)	V_{w1} (m/s)
0.435	1982	70.3	328	298	27.4

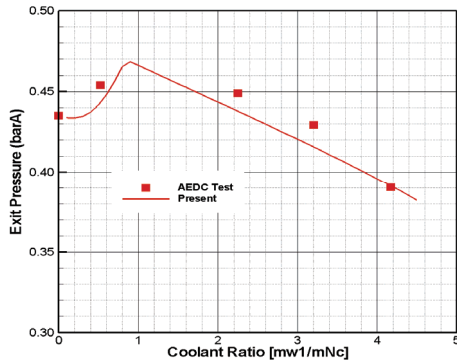


Fig. 4 Exit pressures as coolant water rate at AEDC test[8].

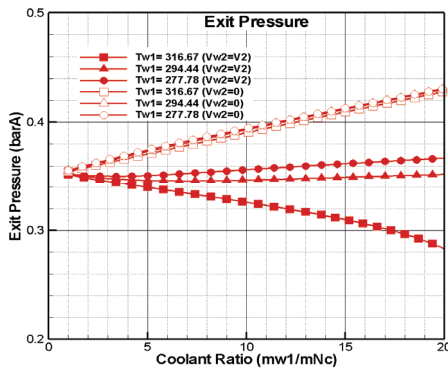


Fig. 5 Exit pressures as coolant ratio with different condensed water velocity.

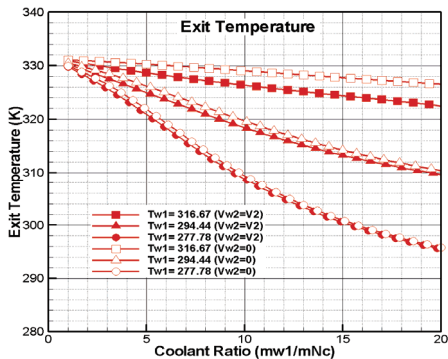


Fig. 6 Exit temperatures as coolant ratio with different condensed water velocity.

측정 지점이 냉각수 분사 지점과 가까워 증발과 응축의 비평형 현상이 있음에도 불구하고 Fig. 4와 같이 시험 결과와 비교적 일치하였다. 따라서 개발된 코드는 물리적으로 타당하며, 실제 시험설비를 설계할 때 충분히 활용될 수 있을 것이다.

3.2 고온 유동의 냉각수 영향 분석

개발된 코드로 냉각수에 의한 출구 유동의 특성 중 Pelton과 Willbanks[1]가 고려하지 않은 V_{w2} 의 영향을 계산하였다. 참고로 Pelton과 Willbanks[1]은 $V_{w2} = V_2$ 로, Im et al.[2]은 $V_{w2} = 0$ 으로 가정하였다. 보통 시험설비는 응축수를 회수하지만, 응축수가 전량 회수되지도 않거나 기체와 함께 전량이 배출되지 않기에 두 경우의 중간에 해당한다고 볼 수 있다. 계산은 Pelton과 Willbanks[1]의 분석 조건을 따랐으며 결과는 Fig. 5에서 Fig. 8까지 나타냈다. 참고로 Pelton과 Willbanks[1]는 냉각수 온도 316.67 K에서 냉각수비 15까지만 해를 구했다.

Fig. 5에서 응축수 속도가 0이면 냉각수 온도에 상관없이 냉각수 유량이 증가하면 출구 압력이 증가한다. 냉각수 분사 속도가 출구 압력에 미치는 영향은 거의 없다. 반면 응축수가 기체 속도로 배출되면 냉각수 온도의 영향이 커져서, 냉각수 온도가 높으면 ($T_{w1}=316.67$ K) 출구 압력이 계속 낮아지고 그렇지 않으면 출구 압력은 서서히 높아진다.

Fig. 6에서 냉각수 유량이 증가할수록 출구 온도가 낮아지고 냉각수 온도가 낮으면 더 낮아진다. 특히 냉각수 온도가 높지 않은 경우($T_{w1}=277.78, 294.44$ K) 응축수 출구 속도가 출구 온도에 미치는 영향은 미미하고, 냉각수 온도가 높더라도 ($T_{w1}=316.67$ K) 출구 온도의 차이가 5 K 정도로 크지 않다. 이는 엔탈피에서 차지하는 운동 에너지 성분이 작기 때문이다.

Fig. 7의 출구 속도를 Table 1의 입구 조건과 비교해보면 기체는 입구 속도 146.3 m/s에서 감속되지만, 응축수는 분사 속도 30.5 m/s에서 냉각수 비에 따라 가속되거나 감속된다. 냉각수 유량이 증가할수록 출구 속도가 느려지는 게 공통적이지만, 온도 316.67 K인 냉각수는 냉각수 비

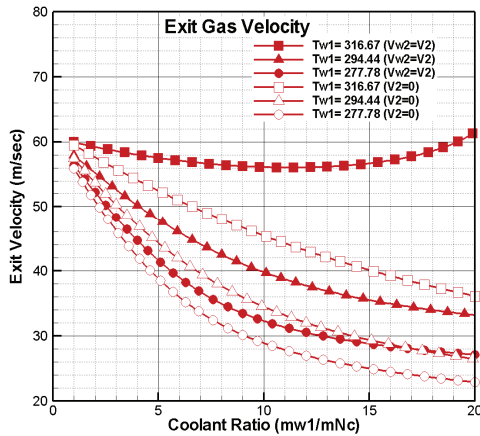


Fig. 7 Exit velocities as coolant ratio with different condensed water velocity.

가 12보다 커지면 출구 속도가 다시 빨라진다. 이는 Fig. 5의 출구 압력이 가파르게 낮아지는 경우와 같은데, 이 구간에 대하여 Pelton과 Willbanks[1]는 비물리적인 상황이라 판단한 것인지 해를 제시하지 않았다.

속도가 다른 두 유체의 혼합에 대하여 이젝터 일차원 해석[9]과 같이 혼합 과정의 운동량 손실을 효율 계수로 표현하면 실제와 가까워지거나 비물리적인 현상을 제거할 수 있을 것이다. 다만 앞의 계산과 같이 냉각수 온도가 316.67 K 같이 고온인 경우도 없고 냉각수 유량이 입구 유량 대비 10 이상인 경우도 거의 없으므로 실제 적용에는 문제가 없을 것으로 사료된다.

Fig. 7에서 중요한 것은 냉각수 온도가 낮으면 ($T_{w1}=277.78$) 출구 기체 속도가 냉각수 분사 속도보다 낮아진다는 점이다. 같은 유량의 냉각수라도 온도가 낮으면 출구 속도가 더욱 낮아지는데, 분출 속도가 느릴수록 소음도 감소하기에 시험설비의 소음 문제에 냉각수 온도가 매우 중요하다는 것을 알 수 있다.

터보제트 엔진이나 로켓 엔진 시험에서 냉각수 분사는 온도를 낮추는 것이 우선이지만 고공 조건 시험에서 이젝터 구동을 위해 수증기 성분을 제거해야 한다. 수증기 성분 제거에 냉각수 온도가 미치는 영향이 Fig. 8에서 명확히 보인다. 검정 직선으로 표현된 입구 기체 성분이 냉

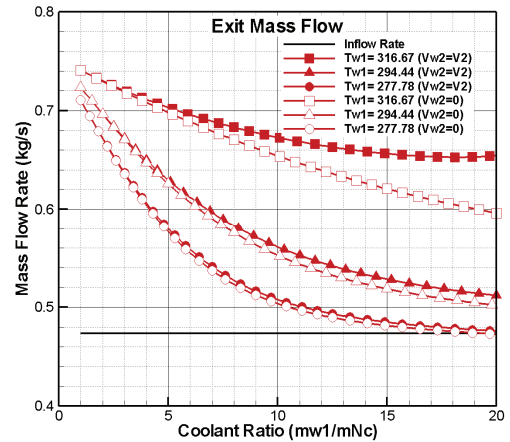


Fig. 8 Exit gas mass flow rates ($\dot{m}_{N_2} + \dot{m}_{O_2}$) as coolant ratio with different condensed water velocity.

각과 응축을 거친 후 기체 성분 ($\dot{m}_{N_2} + \dot{m}_{O_2}$)이 냉각수 온도가 낮을수록 확연히 감소한다. 이는 응축수 속도에 무관하게 나타난다. 같은 양의 수증기를 제거하는 데, 냉각수 양보다 냉각수 온도가 더 중요한 역할을 한다. 예를 들어 기체 성분을 0.5 kg/s까지 감소시키려면 냉각수 온도가 277.78 K에서 냉각수 비 10.5 정도이지만 냉각수 온도가 294.44 K이면 냉각수 비 20 이상이므로 두 배 이상의 냉각수가 필요하다. Fig. 8은 냉각수 온도가 매우 중요하다는 것을 밝힌다.

3.3 Im et al.[2]의 냉각수 유동 해석

Im et al.[2]의 해석은 AEDC [1]와 달리 냉각수 유량비가 낮아 포화되지 않는 경우도 해석하여야 한다. 제공된 입구 조건은 온도, 압력, 질유량, 냉각수 온도이고 운동량 방정식을 풀지 않아 속도 조건이 없다. AEDC와 마찬가지로 입구 기체의 조성도 포함되지 않았다. 제공된 입구 조건은 Table 4과 같다. 냉각수 유량이 30 kg/s까지 계산했는데, 유량비 ($\dot{m}_{w1}/\dot{m}_{N_2}$)는 1.2에 불과하다.

계산을 위해 입구 기체의 조성은 AEDC와 같고, 입구 속도는 100 m/s로 냉각수 속도는 15 m/s로 가정하여 그에 따른 단면적을 구했다. Im et al.[2]은 공급된 냉각수의 95%만 증발 과정에 참여한다고 가정하였기에 본 연구도 냉각수의 95%만 변환 과정에 참여하는 계산을 수행하였

Table 4. Input conditions at im et al.'s case.

p_1 (bar)	T_1 (K)	\dot{m}_{nc} (kg/s)	V_1 (m/s)	T_{w1} (K)	V_{w1} (m/s)
12	1600	25	100	293.15	15

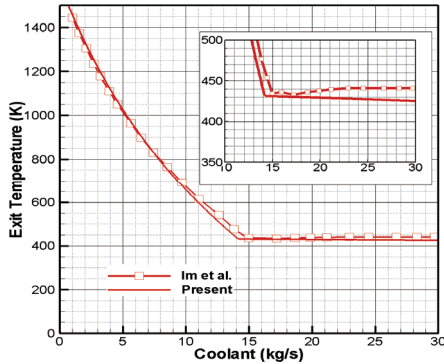


Fig. 9 Exit temperature as coolant water at im et al.'s case.

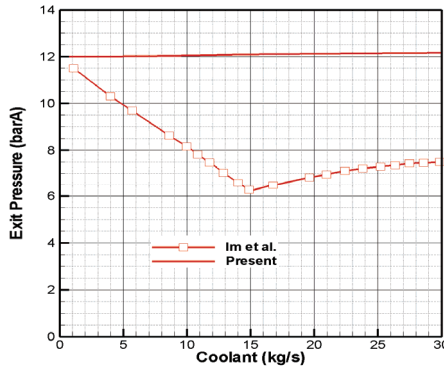


Fig. 10 Exit pressure as coolant water at im et al.'s case.

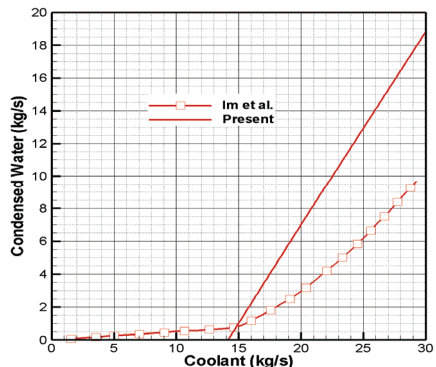


Fig. 11 Condensed water as coolant water at im et al.'s case.

다. 해석 결과는 냉각수 유량에 따른 출구 온도, 출구 압력, 응축수 유량을 Fig. 9에서 Fig. 11까지 비교하였다. 다만 Im et al.[2]의 결과는 그림에서 추출한 것이라 약간의 차이가 있을 수 있다.

Fig. 9에서 두 계산은 출구 온도는 포화가 발생하는 냉각수 유량 14 kg/s까지 증발 냉각에 의해 급격히 떨어지지만, 포화가 되면 거의 일정한 온도를 보인다. 그런데 포화된 이후의 온도를 자세히 보면, Im et al.[2]은 약 10°C 상승한 후 변화를 보이지 않지만, 본 연구는 냉각수의 증가와 함께 온도가 천천히 낮아진다. 분사되는 냉각수 온도가 낮기에 냉각수가 증가하면 출구의 기체 온도가 낮아지는 것이 물리적으로 타당하다고 판단된다.

운동량 방정식의 영향은 Fig. 10에서 명확히 확인된다. Im et al.[2]은 포화될 때까지 입구 압력의 절반까지 감소하지만 본 연구는 큰 변화 없이 일정하다. 앞서 살펴본 바와 같이 냉각수 분사는 압력을 크게 변화시키지 않으므로 Im et al.[2]은 압력 계산에 오류가 있는 것으로 사료된다.

응축수 결과는 Fig. 11에서 차이를 비교하였다. 냉각수가 포화하지 않아도 Im et al.[2]은 응축수가 발생하는 데, 이는 이미 Im et al.이 냉각수의 5%가 증발 과정에 참여하지 않는다고 가정했기 때문이다. 냉각수 공급량이 15 kg/s를 넘으면 응축수가 급격히 증가하는 것은 두 해석이 같지만, 본 연구 결과의 응축수가 Im et al.[2]보다 많다. 달리 말하면, Im et al.[2]의 기체 성분에 본 연구의 계산보다 더 많은 수증기를 포함하고 있다는 의미이다. 그런데 기체가 포화되면 Eq. 8에서 계산된 포화 압력 이상의 수증기를 포함할 수 없다. 따라서 Figs. 10과 11에서 압력이 낮은 데 더 많은 수증기를 포함하고 있다는 결과는 물리적으로 타당하지 않다고 판단된다.

4. 결 론

Pelton과 Willbanks[1]이 냉각수가 분사되는 일차원 유동 방정식을 확장하여 응축수 온도와 속도 변화까지 고려한 코드를 개발하였다. 코드

의 정확성은 Pelton과 Willbanks의 해석[1]과 시험[8]을 비교하여 검증하였다. 냉각수는 유동의 압력을 크게 변화시키지 않았다. 그러나 냉각수 온도가 낮으면 출구 속도를 낮추어 소음에 유리한 환경을 만들 수 있으며 유동의 수증기 성분을 제거하는 데 다른 요소보다 중요함을 밝혔다. 개발 코드로 Im et al.[2]의 케이스를 계산하여 오류와 함께 압력 처리의 중요성을 확인하였으며, 추후 로켓 엔진의 고공 모사 시험설비 설계에 활용될 수 있다.

References

1. Pelton, J.M. and Willbanks, C.E., "Analytical Model of an Exhaust Gas Cooling System Employing Liquid Injection," AEDC-TR-71-60, 1971.
2. Im, J.H., Kim, M.H., and Kim, Y.R., "1-D Analysis for Water Spray Cooling of Exhaust Gas in Combustor Test Facility," Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers, Vol. 19, No. 1, pp. 6-67, 2015.
3. Ye, W., Zhang Q., Xie, Y., Cai, J., and Zhang X., "Spray Cooling for high temperature of exhaust gas using a nozzle array in a confined space: Analytical and empirical prediction on cooling capacity," Applied Thermal Engineering. Vol. 127, pp. 889-900, 2017.
4. Contract Report under KARI-000-14, NIICHIMMASH, 2000.
5. R. C. Reid, J. M. Prausnitz and B. E. Poling, The Properties of Gases and Liquids 4th Edition, McGraw-Hill S International Editions, 1988.
6. B.J. McBride, M.J. Zehe, and S. Gordon, NASA TP-2002-211556, NASA Glenn Coefficients for Calculating Thermodynamic Properties of Individual Species, 2002.
7. S. Gordon and B.J. McBride, NASA-RP-1311, Computer Program for calculation of chemical equilibrium compositions and applications. Part 1: Analysis. 1994.
8. Pelton, J.M. and Willbanks, C.E., "A Kinetic Model for Two-Phase Flow in High Temperature Exhaust Gas Coolers," AEDC-TR-72-89, 1972.
9. Huang, B. J., Chang, J. M., Wang, C.P. Petrenko, V.A., "A 1-D analysis of ejector performance," International Journal of Refrigeration, Vol. 22, No. 5, pp. 354-364, 1999.