

Research Paper

DOI: <http://dx.doi.org/10.6108/KSPE.2018.22.6.037>

연료 고온물성을 고려한 초음속 연소기 재생냉각 유로 설계

양인영^{a,*}

Regenerative Cooling Channel Design of a Supersonic Combustor Considering High-Temperature Property of Fuel

Inyoung Yang^{a,*}

^aEngine System Research Team, Korea Aerospace Research Institute, Korea

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

ABSTRACT

A design study on the cooling channel configuration in a regeneratively cooled supersonic combustor was performed. The flow parameters on the hot- and cold-side channels were calculated using a quasi-one-dimensional model. The heat transfer between these two sides was estimated as a part of the flow calculation. For the reference configuration, the total amount of heat exchanged was 10.7 kW, the heat flux was 566 kW/m², and the fuel temperature increase between the inlet and outlet was 153 K. Seven designs of the heat exchanger channel were compared for their heat transfer performance.

초 록

초음속 연소기에 대해 연료에 의한 연소기 재생 냉각을 가정하여 재생 냉각 유로 형상 설계를 수행하였다. 준일차원 모델을 사용하여 고온 측 및 저온 측 유동 계산을 수행하였으며 이 과정에서 양쪽 사이의 열전달을 계산하였다. 기준 형상에서 총 열교환량은 10.7 kW, 열유속은 566 kW/m², 열교환기 입출구에서의 연료 온도 변화는 153 K으로 계산되었다. 7개의 열교환기 유로 형상에 대하여 열전달 성능을 비교하였다.

Key Words: Scramjet Engine(스크램젯 엔진), Supersonic Combustor(초음속 연소기), Regenerative Cooling(재생 냉각), Heat Transfer(열전달)

Nomenclature

A : flow channel area

A'_w : flow channel wall area per unit length

F' : friction force per unit length

f : friction coefficient for internal pipe flow

h_g, h_c : convective heat transfer coefficient of the gas flow, coolant flow

k : thermal conductivity

Received 9 February 2018 / Revised 13 July 2018 / Accepted 19 July 2018

Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers

pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

M : Mach number
 \dot{m} : mass flow rate
 Nu : Nusselt number
 p : flow pressure
 Pr_g, Pr_w : bulk gas Prandtl number, Prandtl number at the wall
 q', q'' : heat rate per unit length, unit area
 Re_θ : Reynolds number based on the momentum thickness
 T_g, T_c : gas temperature, coolant temperature
 T_{aw} : adiabatic wall temperature
 U : overall heat transfer coefficient
 u : flow velocity
 β : volumetric expansion coefficient
 θ : momentum thickness
 ρ : density
 η_{fin} : fin efficiency

1. 서 론

초음속 연소기(supersonic combustor)를 사용하는 스크램젯 엔진은 극초음속 추진기관의 한 형태이다. 주요 항공우주 선진국에서 활발히 연구되고 있으며 일부 국가에서는 수년 내 실용화를 계획하고 있다. 스크램젯 엔진을 실용화하기 위해서는 액체 탄화수소 연료를 사용하는 것이 필요한데, 연료를 사용하여 연소기 벽면을 냉각하는 재생 냉각(regenerative cooling) 기술을 도입할 경우 극초음속 비행으로 인한 내열 재료 문제와 더불어 액체 탄화수소 연료의 연소 문제까지 해결할 수 있어 스크램젯 엔진 실용화에 반드시 필요한 기술로 인식되고 있다.

재생 냉각 기술은 로켓 엔진에서도 사용되고 있으나 스크램젯 엔진의 경우 산화제 없이 오직 연료만을 냉각제로 사용할 수 있고 연료 당량비도 낮아 로켓의 경우와는 달리 냉각제의 열용량 제한이 큰 문제가 된다. 특히 액체 탄화수소 연료는 수소 연료에 비해 열용량이 낮다는 측면에서 더욱 어려운 문제이다. 따라서 액체 탄화수소

를 연료로 사용하는 스크램젯 엔진에서의 재생 냉각 유로 설계에 있어서는 연료의 상 변화나 초임계 상태, 혹은 열분해까지 고려하는 것이 필요하다. 기존에 Bao 등[1], Seleznev 등[2], Zhang 등[3, 4]의 연구에서는 준일차원(quasi-one-dimensional) 해석 혹은 2~3차원 전산유체해석을 통하여 재생 냉각 스크램젯 엔진에서의 열전달 특성을 연구하였으나 수소를 연료로 하는 연구였다. 또한 Zhang 등[5], Jiang 등[6], Valdevit 등[7]의 연구에서는 액체 탄화수소 연료의 비등이나 열분해를 포함한 열전달 연구를 해석적, 실험적으로 수행하였으나 스크램젯 연소기 형상이 아닌 단순 형상에 대한 것이거나 재생 냉각 유로의 형상의 영향에 대한 연구가 포함되지 못하였다.

이 논문에서는 액체 탄화수소를 연료로 사용하는 초음속 재생 냉각 연소기의 연료 유로 형상 설계 문제를 열전달을 포함한 준일차원 모델을 사용한 해석적 방법으로 풀고자 하였다. 단, 여기에서는 연료의 흡열 반응을 제외하고 흡열 반응이 발생하는 온도 미만에서 액체 연료의 정압비열 및 상 변화에 따른 잠열만을 이용하여 냉각하도록 설계하고자 하였다.

2. 분석 방법

2.1 시스템 모델링

Fig. 1에는 일반적인 재생 냉각 초음속 연소기

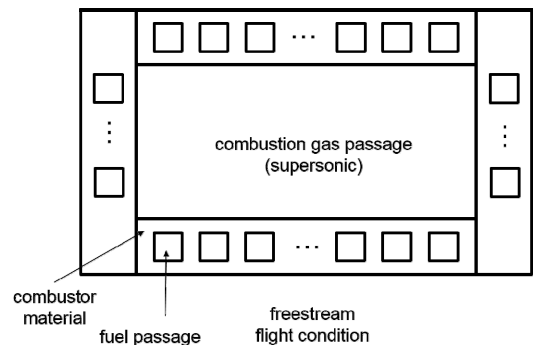


Fig. 1 Conceptual cross-sectional view of a regenerative supersonic combustor.

의 단면 형상을 개념적으로 나타내었다. 이 연구의 대상 시스템인 초음속 연소기의 재생 냉각 설계 문제는 Fig. 2와 같이 모델링할 수 있다. 즉, 이 모델은 (1) 유동 계산 (2) 연소 기체 물성 계산, (3) 열전달 계산 (4) 연료 물성 계산 (5) 연료 증발 및 연료-공기 혼합 계산의 5개 부 모델(sub-model)로 구분할 수 있으며 실제 초음속 연소기에서는 이러한 각 부 모델이 서로 연결되어(coupled) 있다. 즉 열전달에 의한 연료의 상태(압력, 온도, 상(phase))나 연소 기체의 온도, 연소기 벽면 온도 등이 연소에 영향을 미치며 반대로 연소에 의한 연소 기체의 온도·압력 등이 열전달에 영향을 주어 결과적으로 연료 상태에 영향을 주고 이는 다시 연소에 영향을 주게 된다.

그러나 이 연구는 재생 냉각 유로의 설계에 관한 연구이므로 (2)에서 연소 반응은 이미 종료되었다고 가정하고 계산에서 제외하였으며 따라서 (5)의 계산도 제외하였다. 결과적으로 이 연구는 (1)의 일부, (2)의 일부 및 (3), (4)로 구성되었으며 그 상세 사항은 이하의 절에 기술하였다.

2.2 설계 조건

연소기의 재생 냉각 설계를 위해 엔진 및 연소기의 운전 조건을 가정하였다. 엔진은 비행 속도 마하 5, 고도 23 km에서 작동한다고 가정하였으며, 이러한 조건에 대한 엔진 모델 설계 및 시험 결과(Yang 등[8])로부터 계산 영역 입구에서의 기체 측 유동 조건을 전온도 1664 K, 정압력 155 kPa, 유속 마하 1.2로 결정하였다.

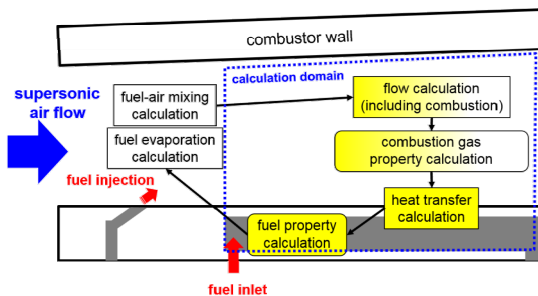


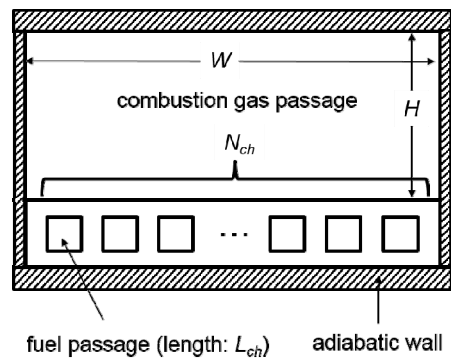
Fig. 2 Modeling of a regenerative supersonic combustor problem.

기체 측 유로는 단면이 직사각형인 2차원 형상으로 가정하였으며 연소 기체의 유로 단면 크기는 입구 기준으로 폭(W) 70 mm, 높이(H) 32 mm로 가정하였다(Fig. 3(a)). 기체 측 유로의 폭은 일정하며 높이 방향으로는 2°의 확장각을 가지는 것으로 가정하였다.

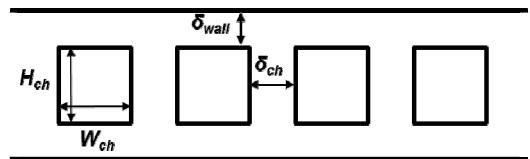
냉각 채널인 연료 유로의 유로 형상은 면적이 일정한 사각형 단면으로 가정하였으며 상세 사항은 Fig. 3(b)에 나타내었다. 연료량은 즉 질량 유량 30.6 g/s(연료 당량비 0.6 조건)이며, 압력은 공급 압력 3.0 MPa로 가정하였다. 연료 유로의 길이 L_{ch} 는 시험용 모델로서 적절하다고 판단되는 270 mm로 설정하였다.

2.3 유동 계산

유동 계산은 이하에 기술한 것과 같은 준일차원 모델을 기반으로 하였다. 계산 영역(calculation domain)은 유동 방향으로 재생 냉각 열교환기의 시작 위치부터 끝 위치까지이다(Fig. 2). 계산 영역의 입구 지점에서의 상태를 입력값으로 하고, 이 지점에서부터 유동 방향으



(a) Overall model geometry



(b) Cold side flow path geometry

Fig. 3 Model geometry for heat transfer calculation.

로 1 mm 씩 하류로 진행하면서 유동 계산을 수행하였다. 유동 계산 과정에서 각 지점에서의 고온 측과 저온 측 사이의 열전달을 고려하였다.

(A) 연소 기체 측

연소 기체 측 모델은 Marchi 등[9]에 따라 준일차원 모델에서 다음과 같은 사항을 가정하여 단순화하였다.

- (1) 이 계산 영역 내에서는 질량 증가(예를 들어 연료 분사)가 없다($d\dot{m}/dx=0$).
- (2) 연소 기체는 연소가 종료된 후의 상태로서 연소 반응은 더 이상 일어나지 않는다.

이와 같은 가정 하에, 연소 기체 측의 지배 방정식은 아래와 같다.

$$\frac{d}{dx}(\rho_g u_g A) = 0 \quad (1)$$

$$\frac{d}{dx}(\rho_g u_g^2 A) = -A \frac{dp_g}{dx} + F' \quad (2)$$

$$c_{p,g} \frac{d}{dx}(\rho_g u_g A T_g) = u_g A \frac{dp_g}{dx} + q' \quad (3)$$

여기에서, 연소에 의한 열 발생량이 없으므로 q' 는 다음 식으로 계산된다.

$$q' = -u_g F' + A'_{w,h} q''_h \quad (4)$$

또한 연소 기체 측에는 이상 기체 상태 방정식을 적용하였다.

(B) 연료 측

연료 측 유동에 대한 지배 방정식은, Marchi 등[9]을 따르되 이 연구에서는 연료 유로의 단면적이 일정하므로($dA_c/dx=0$) 지배 방정식은 다음과 같이 단순화된다.

$$\frac{du_c}{dx} = -\frac{u_c}{\rho_c} \frac{d\rho_c}{dx} \quad (5)$$

$$\frac{dp_c}{dx} = -u_c^2 \frac{d\rho_c}{dx} - \frac{F'}{A_c} \quad (6)$$

$$\frac{dT_c}{dx} = \frac{1}{c_{p,c}} \left(\beta \frac{T_c}{\rho_c} \frac{d\rho_c}{dx} + \frac{q'}{m_c} \right) \quad (7)$$

여기에서 $\beta \equiv \rho d(1/\rho)/dT$ 로 정의된다.

2.4 열전달 계산

열전달 계산의 단순화를 위하여 Fig. 1과 같은 벽면 중 1개 벽면에만 열교환기가 설치된다고 가정하고 이에 대해서만 열전달 계산을 하였다. 이 벽면을 제외한 다른 벽면 및 외기(freestream)와의 열전달은 없다고 가정하였다(Fig. 3(a)).

이 중 냉각 채널 1개만을 대상으로 하여 열전달 현상을 개념적으로 표시하면 Fig. 4와 같다. 이 시스템에서 재생 냉각에 의해 연소 기체로부터 연료로 전달되는 열량 q' 은 시스템의 단위 길이 당 다음과 같다.

$$q' = UA'_w(T_g - T_c) \quad (8)$$

여기에서 연소 기체 유동이 초음속이므로 유동의 정체 온도(stagnation temperature)와 온도 회복(temperature recovery)을 고려하여 T_g 대신 T_{aw} 를 사용하여 다음과 같이 계산한다.

$$q' = UA'_w(T_{aw} - T_c) \quad (8')$$

U 는 다음 식과 같다.

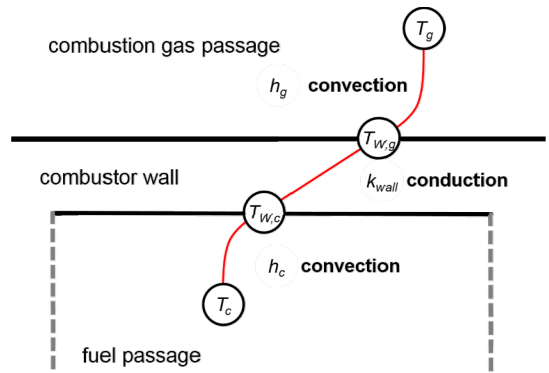


Fig. 4 Heat transfer calculation concept.

$$U \equiv \frac{1}{(1/h_g) + (\delta_{wall}/k_{wall}) + (1/h_c)} \quad (9)$$

즉, 재생 냉각에 의한 열전달량 q' 를 계산하기 위해서는 Fig. 4에서 연소기 내부의 고온 연소 기체의 대류 열전달 계수 h_g 와 저온 냉각재(연료)의 대류 열전달 계수 h_c 를 알아야 하며 T_{aw} 와 연소기 벽면 재료의 열전달 물성값도 알아야 한다.

(A) 연소 기체 측

Eq. 8'에서 T_{aw} 는 다음 식으로 계산한다.

$$T_{aw} = T_g \left[1 + \text{Pr}_g^{1/3} \left(\frac{\gamma - 1}{2} \right) M^2 \right] \quad (10)$$

Eq. 9에서 h_g 는 Quinn 등[10]에서 초음속 및 극초음속 난류 유동에서의 열전달 계수를 계산하는 식에 따라 다음으로 계산한다.

$$h_g = c_1 (Re_\theta)^{-m} \left(\frac{\mu^*}{\mu} \right)^m \left(\frac{\rho^*}{\rho} \right)^{(1-m)} (\text{Pr}_w)^{-0.4} (\rho u) \quad (11)$$

Quinn 등[10]에서는 국소 레이놀즈 수가 4~5E5 이상일 때 유동의 난류 천이가 발생한다고 하였으며, 본 연구에서는 계산 영역 전방에 스크램제트 엔진의 흡입구 및 격리부가 존재하므로 난류 유동으로 가정하였다.

θ 는 다음과 같이 계산한다[10].

$$\theta = \frac{[c_2 u \rho^* (\mu^*)^m x] c_4}{\rho^* u} \quad (12)$$

여기에서 m 은 마찰 법칙에서의 지수, c_2 , c_4 등은 m 의 함수인 실험값으로 제시된 계수이다 [10].

Eq. 11에서 μ^* , ρ^* 등은 reference temperature T^* 에서 계산한 기체의 물성이며 T^* 은 다음으로 계산한다[11].

$$T^* = T_g \left[1 + 0.032 M_g^2 + 0.58 \left(\frac{T_{w,g}}{T_g} - 1 \right) \right] \quad (13)$$

(B) 연료 측

연료의 열전달은 관내에서의 열전달로 가정하고 Incropera 등[12]에 따라 층류 및 난류 유동에 대한 열전달 계수를 계산하되 입구 효과(entry effect)를 포함하였다. 즉,

층류 입구 구간 :

$$Nu_c = 3.66 + 0.0668 \frac{D_{h,f} Re_f}{L} \frac{\text{Pr}_f}{\left(1 + 0.04 \frac{D_{h,f} Re_f \text{Pr}_f}{L} \right)^{2/3}} \quad (14a)$$

입구 구간 외 층류 구간 :

$$Nu_c = 3.66 \quad (14b)$$

난류 구간 :

$$Nu_c = \frac{(f/8)(Re_D - 1000)\text{Pr}}{1 + 12.7(f/8)^{1/2}(\text{Pr}^{2/3} - 1)} \quad (14c)$$

다음으로 연료 유로 사이의 벽면(δ_{ch})에 의한 열전달 효과를 반영하기 위해 핀 효율(fin efficiency) 개념을 도입하여(Kim 등[13]) 유효 열전달 계수 h_{eff} 를 다음과 같이 계산하였으며 이로서 h_c 를 대체하였다.

$$h_{eff} = \eta_{fin} h_c \quad (15)$$

$$\eta_{fin} = \frac{W_{ch}}{W_{ch} + \delta_{ch}} + \frac{2H_{ch}}{W_{ch} + \delta_{ch}} \left(\frac{\tanh(\xi)}{\xi} \right) \quad (16)$$

$$\xi \equiv \sqrt{\frac{2h_c \delta_{ch}}{k_{wall}}} \left(\frac{H_{ch}}{\delta_{ch}} \right) \quad (17)$$

25 물성 계산

고온 측 기체의 경우 연소 후 기체를 가정하고 정압 비열($c_{p,g}$)은 온도의 함수로 계산하였다. Prandtl 수 (Eq. 10에서의 Pr_g)는 0.71의 상수로 가정하였다. 점성 계수는 Sutherland의 법칙에 의해 계산하였다. 압력, 온도 및 밀도의 관계는 이상 기체를 가정하여 계산하였다.

저온 측 연료의 경우 Lee 등의 연구[14]에 의한 데이터를 사용하여 압력 및 온도에 따른 밀

도, 정압 비열, 열전도도 및 점성 계수를 계산하였다. Prandtl 수는 이 데이터로부터 계산하였다.

연소기 벽면을 구성하는 재료의 열전도도는 재료에 따른 상수로 가정하였다. 연소기 벽면에서의 Prandtl 수(Eq. 11에서의 Pr_w)는 공기의 Prandtl 수 Pr_g 와 같다고 가정하였다.

3. 설계 결과 및 분석

3.1 설계 변수

Fig. 3(b)에서의 연료 유로의 폭(W_{ch})과 높이(H_{ch}), 유로 사이의 간격(δ_{ch}) 및 연소기의 고온측 벽면과 유로 사이의 간격(δ_{wall}), Fig. 3(a)에서의 냉각 채널의 개수(N_{ch})를 설계 변수로 하였다.

설계 변수의 조합은 Table 1과 같다. 기준 조건으로서 W_{ch} , H_{ch} , δ_{ch} , δ_{wall} 이 모두 2 mm이고 $N_{ch} = 15$ 인 형상을 선정하였다(design 1). 다음으로 각 냉각 유로의 형상 변수를 달리하여(design 2-7) 그 영향을 살펴보았으며 그 상세 사항은 이하의 절에 기술하였다. 마지막으로 연소기 벽면의 재료 변경을 가정하고 열전도도를 달리 하여 그 영향을 살펴보았다.

3.2 기준 형상 설계 결과

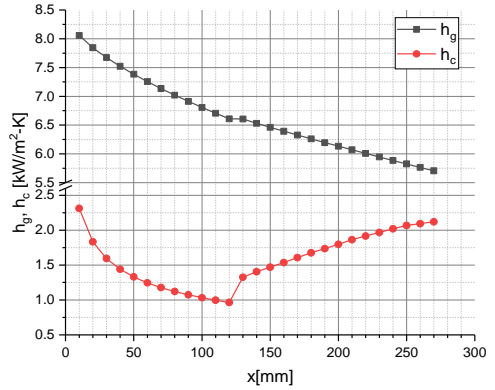
기준 형상(design 1)에 대하여, 유로 길이에 따른 각 인자의 변화는 Fig. 5와 같다. Fig. 5(a)는

Table 1. Design variables.

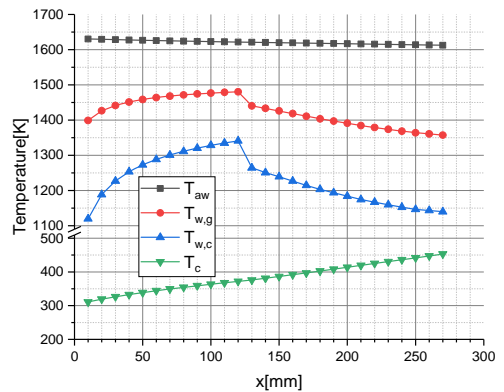
(Units: mm, ea.)

	Variable	W_{ch}	H_{ch}	δ_{ch}	δ_{wall}	N_{ch}
design 1 (reference)	N/A	2	2	2	2	15
design 2	fuel path geometry	3	1.33	1	2	15
design 3		1	4	3	2	15
design 4	distance from wall	2	2	2	1	15
design 5		2	2	2	3	15
design 6	fuel path area	1.49	1.49	0.68	2	27
design 7		2.45	2.45	3.72	2	10

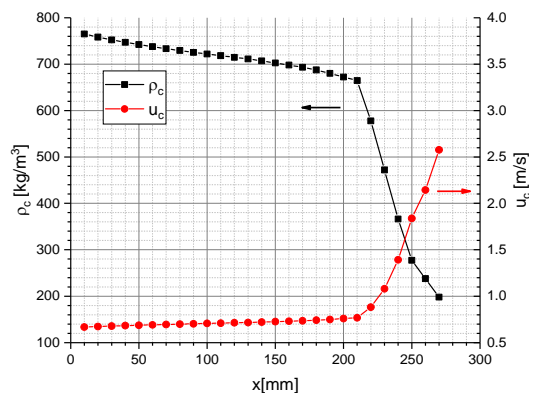
대류 열전달 계수로서 고온 측은 $5.6-8.1 \text{ kW/m}^2\text{-K}$ 이며 연소기 벽면은 $h_{wall} = k_{wall}/\delta_{wall} =$



(a) Convective heat transfer coefficients.



(b) Temperatures of fluids and walls.



(c) Fuel flow properties

Fig. 5 Heat transfer calculation result for the reference design (design 1).

6.7 kW/m²-K으로 일정하다. 저온 측은 1.0-2.3 kW/m²-K으로 계산되었으며 입구 부분에서는 입구 효과(entry effect)에 의해 열전달 계수가 높다가 유로 진행에 따라 낮아지게 된다. 이후 $x=100$ mm 지점에서는 입구 효과가 거의 사라지고 대체로 일정해지다가 $x=130$ mm 지점에서 층류에서 난류로 천이(transition)함에 따라 불연속적으로 상승한 후 증가 추세를 보인다.

이와 같이 저온 측의 열전달 계수가 고온 측 및 연소기 벽면에 비해 가장 작으므로 전체 시스템에서 열전달을 제한하는 인자는 저온 측의 대류 열전달이다.

이러한 저온 측 열전달 계수는 Wang 등[15]의 *n*-Decane에 대한 결과인 1.5-3.6 kW/m²-K과 비교하면 약간 낮은 수치이다. 또한 Nusselt 수를 기준으로 비교하면 이 연구에서는 $Nu_c=11-30$ 으로 계산되었으며, Zhang 등[16]에서는 *n*-Decane에 대한 실험 결과 층류 영역에서의 $Nu_c=11-13$, 천이 영역에서는 14-56, 난류 영역에서는 60-180으로 계속되었으므로 이 연구의 계산 결과는 Zhang 등[16]의 층류 및 천이 영역에 해당한다.

Fig. 5(b)는 연료의 온도 변화를 나타낸 것으로, 연료 온도는 열교환기 출구에서 453 K으로 입구 대비 153 K 상승하였으며 연소기의 adiabatic wall temperature는 1632 K에서 1612 K으로 20 K 감소하였다. 고온 측 및 저온 측 벽

면 온도는 $x=120$ mm 까지 상승하다가 이후 하강하는데, 이러한 초기 상승은 앞서 설명한 입구 효과에 의한 것이다.

Fig. 5(c)는 저온 측(연료)의 밀도 및 유속을 나타낸 것이다. $x=210$ mm 이후 밀도가 급격히 감소하고 속도가 증가하는데, 이것은 이 지점에서 연료 온도가 연료의 끓는점에 달하여 기체로의 상변화가 시작되기 때문이다. 그러나 Fig. 5(a)나 5(b)에서 보이는 것처럼 이 지점에서 열전달 계수나 온도의 변화는 급격하지 않다. 이것은 Eq. 14와 같이 열전달 계수가 레이놀즈 수의 함수로 모델링되어 있는데, 급격한 밀도 감소 및 속도 증가에도 불구하고 결과적으로 레이놀즈 수는 대체로 일정하기 때문이다.

기준 형상에서 총 열전달량은 10.7 kW였으며 이는 566 kW/m²의 열유속에 해당한다.

3.3 연료 유로 중형비에 따른 변화

기준 형상(design 1)과 비교하여 각 유로의 단면적 및 연료 유로 개수 등 다른 인자는 동일하되 각 유로의 중형비만을 다르게(유로 사이의 간격 δ_{ch} 는 W_{ch} 의 변경에 따라 결과적으로 변경됨)한 형상(design 2, 3)에 대한 계산을 수행하였으며 그 결과는 Fig. 6과 같다. 최종단에서의 연료 온도 T_c 는 design 2에서 382 K, design 3에서 509 K으로 계산되었으며 총 열전달량을 기준으

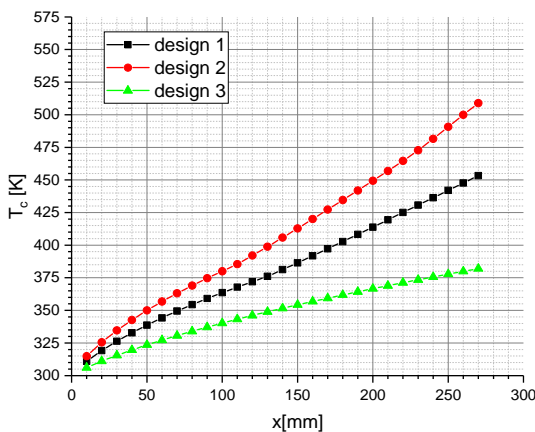


Fig. 6 Fuel temperature profiles for different fuel channel aspect ratios.

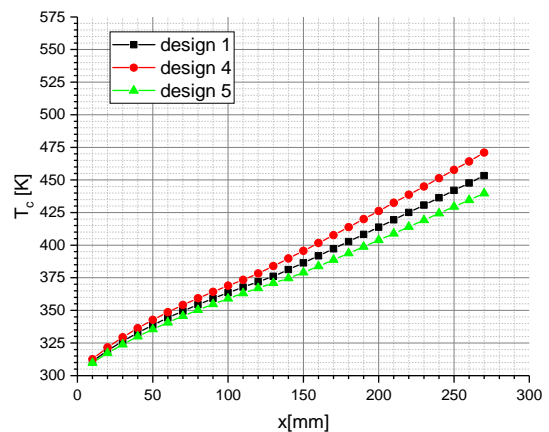


Fig. 7 Fuel temperature profiles for different combustor wall thicknesses.

로 보면 각각 5.4 kW, 14.8 kW로 design 1에 비해 각각 50% 감소, 48% 증가한 양으로서 연료 유로 중횡비의 영향이 큰 것으로 나타났다.

3.4 연료 유로와 고온 측 벽면 사이의 거리에 의한 변화
기존 형상(design 1)과 비교하여 연료 유로와 고온 측 벽면 사이의 거리 δ_{wall} 을 다르게 한 형상(design 4, 5)에 대한 계산을 수행하였으며 그 결과는 Fig. 7과 같다. 최종 단에서의 온도는 design 4가 471 K, design 5가 430 K로 계산되어 기존 형상과의 온도 차이는 design 2나 design 3 만큼 크지 않다. 이것은 연소기 벽면의 환산 열전달 계수 $h_{wall}(=k_{wall}/\delta_{wall})$ 은 design 2의 경우 13.4 kW/m-K, design 3의 경우 4.5 kW/m-K으로 여전히 연료 측의 열전달 계수보다 높으므로 전체 시스템의 열전달 성능을 연료 측이 제한하기 때문이다.

3.5 연료 유로 면적에 의한 변화

기존 형상(design 1)과 비교하여 각 연료 유로의 면적을 달리하되 연료 유로 개수를 조절하여 연료 유로의 총 면적은 동일하게 한 형상(design 6, 7)에 대해 계산을 수행하였으며, 그 결과를 Fig. 8에 나타내었다. Design 6에서 최종 단 온도는 561 K으로서 모든 설계 형상 중에서 가장

많은 열교환량을 나타내었다. 이것은 연료 유로 크기가 작아지고 연료 유로 개수가 늘어남에 따라 열전달 면적이 30% 가량 증가한 것이 하나의 이유이며 또한 δ_{ch} 가 작아짐에 따라 η_{fin} 이 30% 가량 증가한 것이 또 하나의 이유이다.

3.6 연소기 벽면의 열전도도에 의한 변화

연소기 벽면의 열전도도 k_{wall} 을 기준(13.4 W/m-K) 대비 변화시켜 계산을 수행하였으며 그 결과를 Fig. 9에 나타내었다. 그림에서 볼 수 있는 것처럼 그 영향은 다른 인자에 비해 크지 않은데, 이 역시 앞서 3.4절에서 기술한 것과 같은 이유이다.

4. 결 론

이상과 같은 연구를 통하여 다음과 같은 결론을 얻었다.

(1) 초음속 재생 냉각 연소기에서 열교환을 제한하는 가장 큰 요소는 연료의 열전달이었다. 따라서 전체 시스템의 열전달 성능을 향상시키기 위해서는 연료 측 유로의 열전달 면적을 증가시키는 등의 방법으로 연료 측 열전달 성능 향상을 먼저 추구하는 것이 필요하

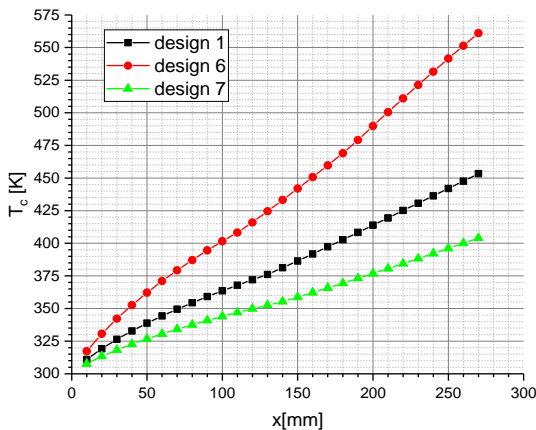


Fig. 8 Fuel temperature profiles for different fuel channel areas.

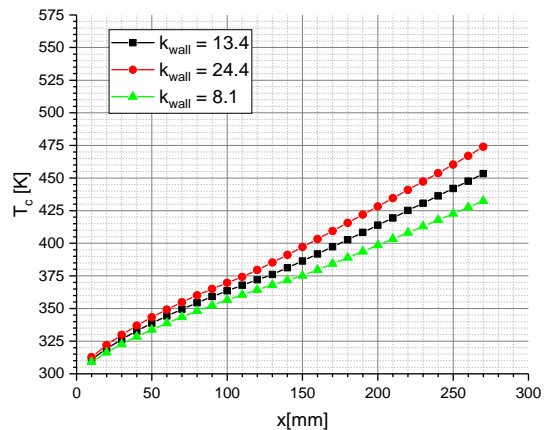


Fig. 9 Fuel temperature profiles for different combustor wall conductivities.

- 다.
- (2) 주어진 유동 조건 및 형상 구속 조건 하에서 연료 온도가 가장 많이 상승하는 재생 냉각 열교환기 형상은 design 6이었다. 그러나 이 경우에도 연료의 초임계(super-critical) 상태에 이르기에는 열전달량이 부족하였다. 따라서 초임계 상태를 관찰하기 위해서는 연료 유로 길이 L_{ch} 를 증가시키는 것이 필요하다.
- (3) 7가지의 열교환기 형상은 열전달 성능의 측면에서만 선택한 것이나, 구조적 측면 및 제작성의 측면에서 제약 조건이 있을 가능성이 있다. 예를 들어 design 4는 $\delta_{wall}=1$ mm이고 design 6은 $\delta_{ch}=0.7$ mm이므로 구조적으로 취약할 수 있다. 향후 후속 연구에서는 열교환기의 3차원 열전달 해석과 더불어 열구조 통합 해석이 필요하다고 판단된다.

후 기

이 논문은 2017년 정부(미래창조과학부)의 지원으로 국가과학기술연구회 민간융합기술연구사업(No. CMP-16-06-KARI)의 지원을 받아 수행된 연구임.

References

1. Bao, W., Duan, Y., Zhou, W., and Yu, D., "Hydrogen-fueled Scramjet Cooling System Investigation Using Combustor and Regenerative Cooling Coupled Model," *Journal of Aerospace Engineering*, Vol. 228, No. 6, pp. 820-830, 2014.
2. Seleznev, R., Surzhikov, S., and Shang, J., "A Quasi-One-Dimensional Analysis of Hydrogen-Fueled Scramjet Combustors," *AIAA Propulsion and Energy Forum*, Salt Lake City, UT, USA, AIAA 2016-4569, Jul.2016.
3. Zhang, D., Feng, Y., Zhang, S., Qin, J., Cheng, K., Bao, W., and Yu D., "Quasi-One-Dimensional Model of Scramjet Combustor Coupled with Regenerative Cooling," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 32, No. 3, pp. 687-697, 2016.
4. Zhang, S., Qin, J., Xie, K., Feng, Y., and Bao, W., "Thermal Behavior Inside Scramjet Cooling Channels at Different Channel Aspect Ratios," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 32, No. 1, pp. 57-70, 2016.
5. Zhang, S., Feng, Y., Jiang, Y., Qin, J., Bao, W., and Han, J., "Thermal Behavior in the Cracking Reaction Zone of Scramjet Cooling Channels at Different Channel Aspect Ratios," *Acta Astronautica*, Vol. 127, pp. 41-56, 2016.
6. Jiang, J., Zhang, R., Le, J., Liu, W., Yang, Y., Zhang, L., and Zhao G., "Regeneratively cooled scramjet heat transfer calculation and comparison with experimental data", *Journal of Aerospace Engineering*, Vol. 228, No. 8, pp. 1227-1234, 2014.
7. Valdevit, L., Vermaak, N., Zok, F.W., and Evans, A.G., "A Materials Selection Protocol for Lightweight Actively Cooled Panels," *Journal of Applied Mechanics*, Vol. 75, No. 6, pp. 1-15. 2008.
8. Yang, I., Lee, Y., Lee, K., Choi, S., and Park, C., "Combustion Experiments for a Liquid Hydrocarbon Fueled Mach 5 Scramjet Engine Model," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 30, No. 5, pp. 1433-1438, 2014.
9. Marchi, C.H., Laroca, F., Silva, A., and Hinckel, J.N., "Numerical Solutions of Flows in Rocket Engines with Regenerative Cooling," *Numerical Heat Transfer, Part A*, Vol. 45, pp. 699-717, 2004.

10. Quinn, R.D. and Gong, L., "A Method for Calculating Transient Surface Temperatures and Surface Heating Rates for High-Speed Aircraft," NASA TP-2000-209034, 2000.
11. Anderson, J.D., *Hypersonic and High Temperature Gas Dynamics*, McGraw-Hill, New York, N.Y., U.S.A., p. 287, 1989.
12. Incropera, F.P., DeWitt, D.P., Bergman, T.L. and Lavine, A.S., *Fundamentals of Heat and Mass Transfer*, 6th ed., John Wiley & Sons, Hoboken, N.J., U.S.A., p. 515, 2007.
13. Kim, S., Joh, M., Choi, H., and Park, T., "Effective Modeling of Conjugate Heat Transfer and Hydraulics for the Regenerative Cooling Design of Kerosene Rocket Engines," *Numerical Heat Transfer, Part A*, Vol. 66, pp. 863-883, 2014.
14. Lee, S., Yang, I., Park, P., and Lee, J., "Prediction for Heat Transfer Characteristics of Supercritical Kerosene Using Mixture Surrogate," *The Korean Society of Propulsion Engineers 2017 Spring Conference*, Jeju, Korea, pp. 294-296, May 2017.
15. Wang, Y., Li, S., and Dong, M., "Numerical Study on Heat Transfer Deterioration of Supercritical *n*-Decane in Horizontal Circular Tubes," *Energies*, Vol. 7, pp. 7535-7554, 2014.
16. Zhang, R., Jiang, J., Yang, Y., and Le, J., "Researches on Heat Transfer Correlations of Hydrocarbon Fuel Under Supercritical Pressure," *18th AIAA/3AF International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference*, Tours, France, AIAA 2012-5957, Sep. 2012.