

Technical Paper

DOI: <http://dx.doi.org/10.6108/KSPE.2014.18.1.097>

고속 비행체 연료공급 및 냉각계통 예비 열설계

최세영^{a,*} · 박수용^a · 최현경^b · 김준태^b · 정해승^c · 박정배^c

Preliminary Thermal Sizing of Fuel Supply and Cooling System for High-speed Vehicles

Seyoung Choi^{a,*} · Sooyong Park^a · Hyunkyung Choi^b ·
Joontae Kim^b · Haeseung Jeong^c · Jeongbae Park^c

^aResearch and Development Center, JNM System Co., Ltd., Korea

^bAerospace R&D Center, Hanwha TechM, Korea

^cAdvanced Propulsion Technology Center, Agency for Defense Development, Korea

*Corresponding author. E-mail: choi.sy@jnmssystem.com

ABSTRACT

In this study, preliminary thermal sizing was performed with the aim of developing a fuel supply and cooling system design to solve the heating problems in high-speed vehicles. First, an analysis model was used to satisfy an optional mission profile. The heat loads were computed under boundary conditions. The results were verified using the precedent design case. Then, fuel consumption rates were estimated for the analysis trajectory. Accordingly, the cooling capacity in the system was calculated using the heat sink capacity of the endothermic fuel. Lastly, the fulfillment of the design requirements was confirmed in comparison to the cooling needs.

초 록

고속 비행체에 연료를 공급하고, 내/외부의 열부하를 처리하기 위한 연료공급 및 냉각계통의 예비 열설계를 수행하였다. 이를 위해 임의의 임무형상에 대한 해석모델을 구성하고 성능해석을 진행하였다. 산출된 연료소모율과 내부의 유동 상태량을 이용하여 시스템의 각부 경계조건에 대한 열부하량을 계산하고 검증하였다. 이를 연료의 흡열반응을 이용한 시스템의 냉각성능과 비교하여 설계 요구조건을 충족시키는 것을 확인하였다.

Key Words: High-speed Vehicle(고속비행체), Fuel System(연료계통), Cooling System(냉각계통), Thermal Sizing(열설계)

Received 8 June 2013 / Revised 23 December 2013 / Accepted 29 December 2013

Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers

pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548 / <http://journal.kspe.org>

[이 논문은 한국추진공학회 2013년도 춘계학술대회(2013. 5. 30-31, 부산 해운대 한화리조트) 발표논문을 심사하여 수정·보완한 것임.]

Nomenclature

C_p : specific heat

- D : pressure drag
- F_f : friction drag
- h : enthalpy
- h_g : convection heat transfer coefficient
- M : Mach number
- \dot{m} : mass flow rate
- q : heat transfer rate
- St : Stanton number
- β : volume expansion coefficient
- γ : specific heat ratio
- ϵ : emissivity
- θ : shock wave angle
- Φ : Equivalence Ratio

1. 서 론

마하 3 이상의 고속 비행체에서는 엔진 내부 및 기체 표면에서 강한 공력가열 문제가 발생한다. 이를 처리하기 위해서는 원활한 연료 공급 및 열부하 처리를 위한 적절한 냉각시스템의 설계가 요구되며, 탑재된 흡열연료를 이용한 냉각 방식이 주로 사용된다. 이는 고온, 고압의 대유량 연료분사가 가능해야 하며 또한 시스템이 작동 가능한 온도범위 내에 있도록 기체와 엔진의 고온 열제어를 위한 체계통합적인 설계가 고려되어야 한다. 이와 관련하여 미국 및 프랑스에서 개발 중인 탄화수소 연료 스크램제트 엔진에서 그 적용 사례를 확인할 수 있다[1,2]. 본 논문에서는 위와 같은 고속 비행체의 연료공급 및 냉각시스템을 설계하기 위한 예비 열설계를 수행하였다. 선행연구에서는 먼저 임의의 임무형상을 만족시키기 위한 해석 모델을 가정하고, 이에 따른 내부 열부하를 계산하여 냉각소요량을 산출하였다[3]. 이를 바탕으로 적절한 연료를 선정하여 냉각성능을 추정하고, 이에 따른 열흡수량과 열부하량의 열밸런스를 도출하여 설계 요구사항을 만족시키는지를 확인하였다.

2. 해석 모델

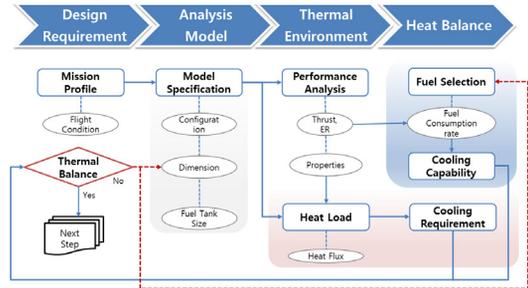


Fig. 1 Thermal sizing process of fuel system.

2.1 설계 단계

연료공급시스템의 열설계를 위한 해석 단계를 Fig. 1에서와 같이 설정한다. 먼저 용도 및 운용 거리에 따른 비행체의 형상을 결정한다. 공급할 연료량과 흡수해야 할 열량을 파악하기 위해 비행 마하수, 고도에 따른 공력가열과 연료량 변화 및 연소에 대한 엔진 내벽의 열전달량 분석을 수행한다. 다음으로 계산된 열부하를 처리할 수 있는 흡열연료를 선정한다. 흡열반응을 통한 분해 및 열흡수 특성을 파악하고, 각부의 냉각소요량과 연료의 열흡수량의 열밸런스 분석을 수행한다. 위와 같은 열설계를 수행한 이후에는 해당 사항을 바탕으로 전체 시스템 해석, 구성품 선정 및 기본설계를 진행하게 된다[2].

2.2 형상 및 규격

해석을 위한 개략적인 비행궤도를 Fig. 2에서 나타내었다. 지상에서 고체로켓 부스터를 이용하여 마하수 3까지 가속하고, 부스터 분리 후, 이중연소 램제트 엔진을 기동시켜 마하수 3에서 6까지 상승한 뒤 순항하게 된다.

이러한 임무형상을 만족시키기 위한 비행체 규격을 Table 1에서 나타내었다. 넓은 비행거리를 만족시키기 위해 구조가 간단하면서 효율적인 동축형의 공기흡입식 추진방식이 적용된다. 단일 램제트 엔진의 경우, 마하수 5 이상에서는 초음속으로 흡입된 공기가 충격파를 통과하면서 급격한 온도상승에 의해 해리가 발생한다. 이 때문에 속도의 제한을 받게 되며 스크램제트 엔진의 경우 초음속연소의 어려움과 마하수 3~4의

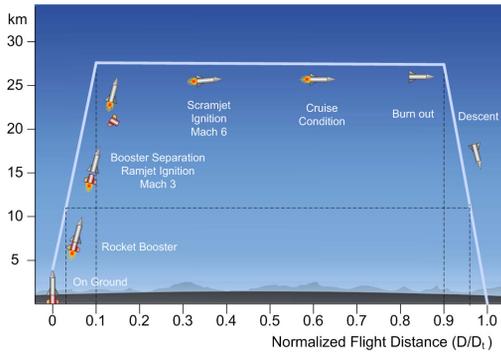


Fig. 2 Mission profile of analysis model.

Table 1. Specification of analysis model.

No.	Specification	Value	
1	Mission	Time Critical Strike	
2	Flight Condition	Speed	Mach 3 ~ 6
3		Cruise Altitude	27.4km
4	Engine	Configuration	Axisymmetric
5		Engine type	Dual Combustor Ramjet
6		Fuel	Hydrocarbon (JP-7)
7		Launcher	Rocket Booster (Up to Mach 3)

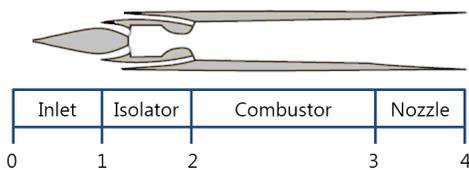


Fig. 3 Schematic and numbered station of analysis model.

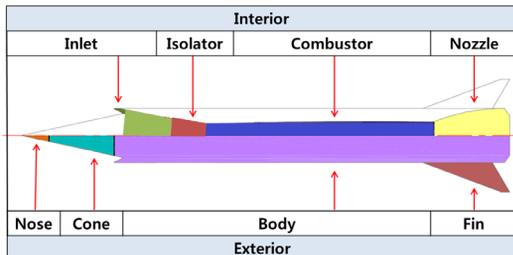


Fig. 4 Thermal boundary condition of analysis model.

초음속영역에서 효율의 급격한 저하를 보이는 한계가 있다. 이렇게 흡입구 형상과 외부환경에 민감하게 영향을 받는 해당 엔진의 특성을 고려하여 Fig. 3과 같이 넓은 비행 마하수에서 운용할 수 있는 이중연소 램제트 엔진을 적용하였다. 이러한 비행체 형상은 스크램제트 엔진 내부에 별도의 가스발생기(아음속 연소기)가 장착되어 있는 구조로 되어 있다. 여기에서 흡입되는 공기의 일부를 과농한 연료와 혼합후 예연소시켜서 연소기로 공급하게 된다. 이는 유동속도에 대한 초음속 연소의 단점을 보완하며 전압력 손실을 줄이고 화염을 안정화시켜주는 장점이 있다. 또한 Fig. 3에서는 열환경 분석을 위해 각부 상태량 해석을 위한 설계점을 도시하였다. 이러한 설계점은 내부의 4개 경계조건(Inlet, Isolator, Combustor, Nozzle)을 기준으로 설정되었다. 외부의 열경계조건 4부분(Nose, Cone, Body, Fin)은 Fig. 4와 같다.

23 연료 공급/냉각 계통 구성

예비 열설계를 위한 연료 공급/냉각 시스템의 기본 구조를 Fig. 5에서 나타내었다. 연료탱크에서 나온 연소되기 전의 저온의 연료는 펌프로 가압되어 흡입구, 노즐등의 구성품 벽면 내부를 흐르면서 시스템을 냉각하게 된다. 먼저 외부 구성품을 지난 후 밸브에서 운용조건에 따른 연료량을 조정하며, 이후 내부 구성품을 통과하여 연소기 분사기로 도달된다. 이때 필요 압력 및 온도에 따라 펌프 및 밸브가 사용될 수 있다. 내부를 통과하여 가열된 연료는 연소기로 공급된다. 이는 냉각뿐 아니라 점화지연시간을 줄이는 등의 연소에 도움이 되는 장점이 있다.

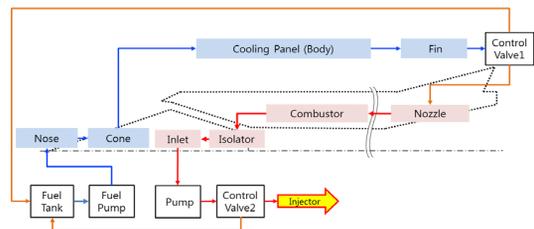


Fig. 5 Schematic of fuel and cooling system.

3. 열환경 분석

3.1 성능 해석

열환경 분석을 위한 내부 열부하량을 계산하기 위해서는 모델의 유동 상태량 분석이 필요하다. 질량, 운동량, 에너지 보존을 이용한 준 1차원 압축성 유동방정식을 이용하여 각 설계점에서 마하수, 온도, 압력을 비롯한 열역학적 상태량을 계산하고 당량비에 따른 추력 및 연료소모율을 도출한다. Fig. 3에서 모델의 설계점들, Fig. 6에서 각 해석단계 및 상태량을 나타내었다[4]. 공기흡입식 추진기관에서 흡입되는 공기는 충격파에 의해 압축되며 이는 내부 압력에 민감한 거동을 보인다. 이에 따라 흡입구의 형상과 연소기의 상태량 계산이 중요하다. 먼저 흡입구에서는 Fig. 7과 같은 원추주위의 축대칭 3차원 초음속 유동 해석을 위한 구 좌표계를 설정한다. 원추주위의 충격파를 지난 초음속 유동장의 상태량을 계산하기 위하여, 속도, 압력변화에 대한 Taylor-Maccoll 방정식(Eq. 1-3)을 이용한다. 다음으로 연소기 모델을 해석하기 위하여 Fig. 8과 같은 면적변화, 연소에 따른 전온도 변화, 유동 질량변화, 마찰효과를 고려한 정상 1차원 유동모델을 적용한다. 이에 따른 영향계수 (Influence Coefficient)를 사용하여, Eq. 4와 같이 마하수의 변화 및 상태량을 도출한다.

$$V_\theta = \frac{dV_r}{d\theta} \tag{1}$$

$$\frac{dV_\theta}{d\theta} = \left[\frac{a^2}{(V_\theta^2 - a^2)} \right] \left(2V_r + V_\theta \cot\theta - \frac{V_r V_\theta^2}{a^2} \right) \tag{2}$$

$$\frac{dP}{d\theta} = -\rho \left\{ V_r \left(\frac{dV_r}{d\theta} \right) + V_\theta \left(\frac{dV_\theta}{d\theta} \right) \right\} \tag{3}$$

$$\frac{dM}{M} = \frac{\left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right)}{1 - M^2} \left[\begin{aligned} & -\frac{dA}{A} + \frac{\gamma M^2}{2} \left(\frac{4f dx}{D} \right) \\ & + \frac{1 + \gamma M^2}{2} \frac{dT_t}{T_t} \\ & + (1 + \gamma M^2 - \gamma \gamma M^2) \frac{dm}{m} \end{aligned} \right] \tag{4}$$

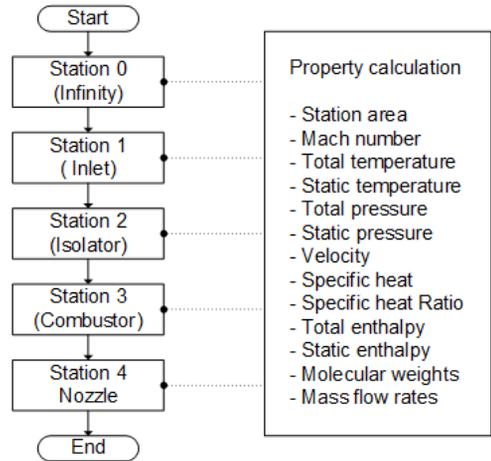


Fig. 6 Flowchart of performance analysis.

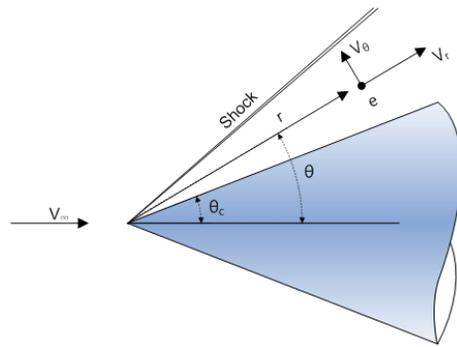


Fig. 7 Axisymmetric conical flow.

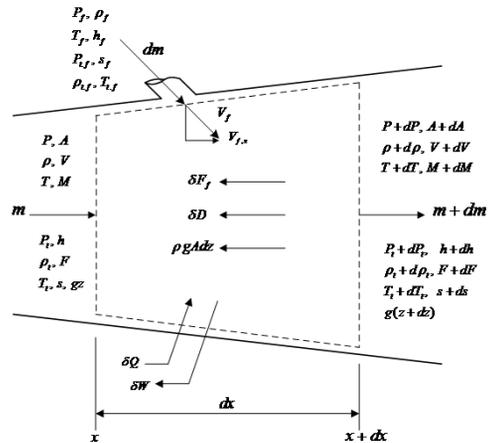


Fig. 8 1-D combustor model.

3.2 내부 열부하 계산

내부 유동장의 열유속 계산은 연소가 이뤄지고 있는 부분과 그렇지 않은 부분으로 나뉘 수 행하였다. 연소가 이뤄지지 않는 부분은 일반적인 내부 유로에서의 열전달 경험식을 통해서 계산을 수행하였고, 연소가 이뤄지는 부분은 Integral boundary layer method를 이용하여 내부 유동장의 대류열전달 계수를 구하고, 복사열전달량을 함께 고려하여 계산을 수행하였다. 계산을 위해 필요한 가스의 물성치는 CEA code를 이용하여 구하였다. 계산영역은 연소실과 노즐을 길이방향으로 특정간격에 따라 나누어 각각의 영역들을 위한 평균 무차원 직경과 평균 경사각도를 정의하고 그 값들은 주어진 영역에서는 변하지 않는 것으로 가정하여 계산을 수행하였다. 또한, 고온의 가스에 노출되는 내벽의 온도 ($T_{w,g}$)는 연소실 외벽을 통해 비행체의 다른 탑재장비에 미치는 온도를 고려하여 1,000 K로 가정하고 이에 대한 열전달량을 계산하였다. 계산에 사용된 열유속 계산 수식들은 Eq. 5-8과 같다. 먼저 $T_{w,g}$ 를 이용하여 Eq. 5와 같이 대류 열전달량을 계산한다. 여기서 연소가스의 영역별 밀도 ρ_x 는 연소실 분압 Eq. 7을 이용하여 Eq. 6과 같이 구할 수 있다. 또한 연소실에서의 복사 열전달량은 Eq. 8을 이용하여 구해지며, 이에 따라 총 열부하량을 구할 수 있다.

$$q_{conv} = St\rho_x V_{g,ef}C_{p,ef,ave}(T_{g,ef} - T_{w,g});$$

$$h_g = St\rho_x V_{g,ef}C_{p,ef,ave} \tag{5}$$

$$\rho_x = \frac{P}{P_{cc}} \frac{\rho_{cc}}{\left(\frac{1 + T_{w,g}}{2} - \frac{\beta^2}{4}\right)^{0.82} \left(\frac{3 + T_{w,g}}{4} - \frac{9\beta^2}{16}\right)^{0.18}} \tag{6}$$

$$\frac{P}{P_{cc}} = (1 - \beta^2)^{\frac{n_{max}}{1 - n_{max}}} \tag{7}$$

$$q_r = \varepsilon_{ef}\varepsilon_g 5.67\left(\frac{T_g}{100}\right)^4 - \varepsilon_{ef}A_g 5.67\left(\frac{T_{wg}}{100}\right)^4 \tag{8}$$

4. 결과 및 검증

4.1 내/외부 열부하량 및 검증

순항조건에서 내부 열부하량을 3절의 해석방법을 이용하여 계산하였다. 마하수 6, 고도 27.4 km, 당량비 0.6의 비행조건일 때, 연소기 길이방향에 따른 열유속은 Fig. 9와 같다. 아음속 연소기에서 발생된 과잉 연료흐름과 충격파를 지난 흡입구의 공기는 초음속 연소기에서 연소가 된다. 이때 열유속은 연료점화 지점부터 혼합지점 사이에서 상승하며 이후 열방출이 진행되는 연소기 후단까지 점차적인 감소를 확인 할 수 있다. 검증을 위해 유사한 선행연구와 비교한 결과는 Fig. 10과 같다[5]. 해석조건은 이중램제트 엔진의 스크램제트 모드이고, 당량비 0.6, 벽온도 1,000 K로 동일하게 적용하였다. 순항속도, 연소기 침수면적, 연료소모율, 열유속은 해석모델 값을 비교모델 값으로 나누어 나타내었고, 열유속 비교결과 근사한 값을 나타내었다.

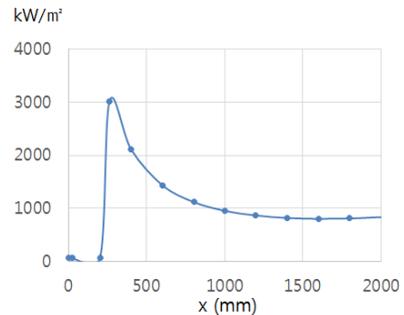


Fig. 9 Internal heat flux.

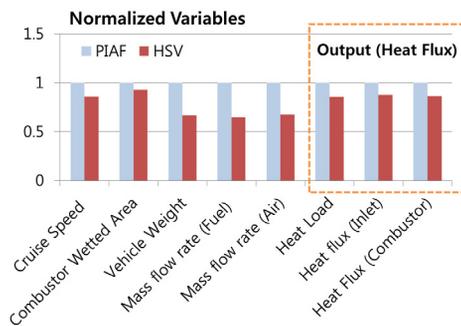


Fig. 10 Comparison of recent research (PIAF).

계산된 열유속을 바탕으로 각부 면적에 대한 내부 열부하량을 Table 2에서 나타내었다. Table 3에서 공력가열에 따른 외부 열부하량을 나타내었으며, Fig. 2의 해석케도에 대하여 유사 임무/형상의 시험결과 및 각부별 열유속 비로 추정하였다[6,7].

4.2 연료 소모율

3.1절의 사이클 해석을 수행하여, 각 구간에서 운용 필요 추력을 만족하기 위한 연료소모율 및 당량비를 Table 4에서 나타내었다. 사용 연료는 안정성(발화점), 점성, 가격 등의 고온 추진기관의 냉각제의 측면을 고려하여 선정 할 수 있다. 이때 기준이 되는 연료의 물성치를 Table 5에서 나타내었다. 본 논문에서는 JP-7을 사용하였다.

Table 2. Internal heat loads.

No.	Part	Heat Flux (kW/m ²)	Area (m ²)	Heat Load (kW)
1	Inlet	70	0.6	42
2	Isolator	700	0.5	350
3	Combustor	950	1.7	1615
4	Nozzle	600	0.7	420
	Total	-	3.5	2427

Table 3. External heat loads.

No.	Part	Heat Flux (kW/m ²)	Area (m ²)	Heat Load (kW)
1	Nose	352	0.02	7
2	Cone	176	0.50	88
3	Body	35	5.84	204
4	Fin	88	0.42	37
	Total	-	6.78	336

Table 4. Fuel consumption rate.

Phase	Ascend	Cruise
Required Net Thrust (N)	16,200	5,000
Equivalence Ratio (Φ)	0.55	0.75
Fuel Consumption Rate (kg/s)	0.9	0.55

Table 5. Properties of typical aviation fuels[8,9].

No.	Properties	JP-7	JP-10	Performance
1	Formula	C ₁₂ H ₂₄	C ₁₀ H ₁₆	-
2	Density (@15°C, kg/m ³)	790	940	-
3	Freezing Point (°C)	-44	-79	Operability
4	Flash Point (°C)	63	54	Safety
5	Net heating Value (kJ/m ³)	34,423	39,441	Flight Range
6	Viscosity (@40°C, mm ² /s)	17	19	Operability
7	Cost (\$/liter,1998)	0.8	2.94	Economics
8	Heat Sink Capacity (kJ/kg)	3,000	2,000	Cooling

Table 6. Heat sink.

No.	Variables		Heat			Total Heat Sink
			Sensible	Latent	Chemical	
1	Temp. (°C)	Inlet	20	400	450	V.P.= 430psia @400°C
2		Outlet	400	400	550	
3	ΔT (K)		380	-	-	
4	Capability (kJ/kg)		1000	210	3000	
5	\dot{m}_{fuel} (kg/s)	0.9	960	190	2700	3850
6		0.55	585	116	1650	2350
			kW			

4.3 냉각 성능

흡열 연료는 고온에서 촉매분해, 열분해와 같은 흡열반응을 통해 시스템의 열을 흡수하게 된다. 이때 구조의 벽면을 흐르면서 상승된 온도에 대한 현열, 상변화에 대한 잠열, 분해반응에 대한 화학적 반응열로 냉각시키게 된다. 4.2절에서 선정된 연료의 흡열성능과 연료소모율로 시스템의 냉각성능을 확인한 결과는 Table 6과 같다.

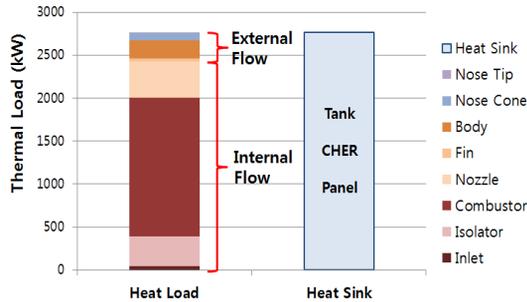


Fig. 11 Thermal balance.

4.4 열밸런스

4.1절의 비행중 각부의 냉각소요량과 4.3절의 연료의 열흡수량을 파악하여 필요량과 흡수량의 열밸런스를 분석한 결과는 Fig. 11과 같다. 탑재된 연료의 흡열반응으로 흡수할 수 있는 열량이 비행체의 냉각소요량을 충족시키는 것을 확인할 수 있다.

5. 결 론

고속 비행체에 연료를 공급하고, 내/외부의 열부하를 해결하기 위한 연료공급 및 냉각계통의 예비 열설계를 수행하였다. 이를 위해 임의의 임무형상을 설정하고 이를 만족하기 위한 동축형의 이중연소 램제트 엔진을 이용한 해석 모델을 구성하였다. 내부의 열부하량을 계산하기 위해 경계조건을 설정하고 각 설계점에서 열역학적 상태량을 산출하였다. 이를 바탕으로 내부 유동장에서 열전달량을 계산하고 선행 연구결과로 검증하였다. 다음으로 해석 궤도에 대한 성능해석 결과를 바탕으로 연료소모율을 도출하였고, 이에 따른 연료의 흡열 성능을 이용하여 시스템의 냉각 성능을 산출하였다. 이를 이미 산출한 전체 시스템의 냉각 소요량과 비교하여 설계 요구조건을 만족시키는지를 확인하였다. 향후 과제으로써, 본 열설계 결과를 바탕으로 전체 시스템 해석과 구성품 선정 및 기본설계를 진행하게 될 것이다.

후 기

본 연구는 초고속 공기흡입엔진 특화연구실 과제의 일환으로 수행되었습니다.

References

1. Choi, S.Y., Park, S.Y., Choi, H.K., Jun, P.S., and Park, J.B., "A Case Study on Fuel Supply and Cooling Systems of High-Speed Vehicles," *2012 KSPE Fall Conference*, pp. 172-177, 2012.
2. Lee, H.J., Park, J.B., Kwon, M.C., and Hwang, K.Y., "Study on a Conceptual Design Process of Fuel Supply Systems for High-Speed Vehicles," *2012 KSAS Fall Conference*, pp. 2345-2351, 2012.
3. Choi, S.Y., Park, S.Y., Kim, E.S., Lee, Y.S., Jeong, H.S., and Park, J.B., "Analysis of Thermal Environment in Fuel Supply and Cooling System for High-Speed Vehicles," *2013 SASE Spring Conference*, 2013.
4. Olds, J.R. and Bradford, J.E., "SCREAM: A Conceptual Rocket-Based Combined-Cycle Engine Performance Analysis Tool," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 17, No. 2, 2001.
5. Bouchez, M., "Scramjet Thermal Management" in *High Speed Propulsion: Engine Design - Integration and Thermal Management*, AVT-185 RTO AVT/VKI Lecture Series held at the von Karman Institute, 2010.
6. Wing, L.D., "Method for Calculating Aerodynamic Heating on Sounding Rocket Tangent Ogive Noses," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 11, No. 6, pp. 357-362, 1974.

7. Kojima, T., Taguchi, H., Imamura, S., Kobayashi, H., Ueno, A., Hirotsu, T., and Fujii, K., "Conceptual Study on Heat Resistant and Cooling System of Hypersonic Airplanes," *17th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference*, San Francisco, California, U.S.A., AIAA 2011-2378, April 2011.
8. Briggs, M., Campbell, J., Andrus, S., and Burgner, G., "Synthesis and performance of an Air-Turbo Ramjet-propelled super sonic target vehicle," *22nd Aerospace Sciences Meeting*, AIAA 1984-75, 1984.
9. Maurice, L., Edwards T., and Griffiths, J., "Liquid Hydrocarbon Fuels for Hypersonic Propulsion," Collective, under the direction of Curran, E.T. and Murthy, S.N.B., *Scramjet propulsion*, AIAA progress in aeronautics and astronautics, volume 189, Chapter 12, 2000.