

축소형 칼로리미터의 냉각성능 해석

조원국* · 문윤완

Cooling Performance Analysis of Sub-scale Calorimeter

Won Kook Cho · Yoon Wan Moon

ABSTRACT

A cooling performance analysis has been made in the 8-channel calorimeter based on sub-scale KSR-III engine. Three-dimensional heat transfer analysis in cooling channels has been performed using the heat flux distribution through the chamber wall predicted from axi-symmetric compressible flow inside the combustion chamber. The heat flux distribution was verified against the published literature. Presented for the development and operation of the calorimeter are the coolant pressure drop, coolant temperature rise and the maximum chamber wall temperature.

초 록

KSR-III 축소형 엔진을 원형으로 하는 8채널형 칼로리미터의 냉각성능해석을 수행하였다. 축대칭 압축성 해석에 의한 연소실 벽으로의 열유속을 이용하여 3차원 냉각유로 내부의 열전달 해석을 수행하였다. 연소실벽으로의 열유속은 문헌에서 제시하는 수준으로 확인되었으며 열전달 해석을 통하여 칼로리미터 개발과 운용에 필요한 냉각수의 압력강하, 냉각수 온도상승 및 연소실벽의 최고온도를 제시하였다.

1. 서 론

로켓엔진은 3000K 이상의 고온에서 작동되는 것이 일반적이며 따라서 적절한 냉각이 필수적이다. 이에 적용 가능한 냉각방식은 매우 다양하며 두 가지 이상의 냉각방식이 동시에 사용되기도 한다. 이 중 재생냉각[1,2]은 냉각시 흡수한 에너지를 다시 연소실로 공급하는 방식으로 엔진 효율의 저하가 없어 고효율 엔진에 적합하다. 이의 개발에는 연소실로부터의 전열량과 재

생냉각 유로에서의 냉각 성능해석이 선행되어야 한다. 냉각 유로에서의 열전달 특성은 실험적/이론적으로 잘 알려져 있으나 연소실측의 전열량은 그렇지 못하다. 따라서 고온/고압에서 로켓엔진의 열특성을 측정할 수 있는 장치인 칼로리미터[3]는 로켓엔진 개발의 선행연구로서 매우 중요한 의미를 가진다.

그림 1은 본 연구에서 개발하고자 하는 칼로리미터의 개념도를 나타내는 것으로 8개의 채널로 구성되어 있으며 KSR-III 축소형 엔진[4]을

* 한국항공우주연구원, 엔진그룹

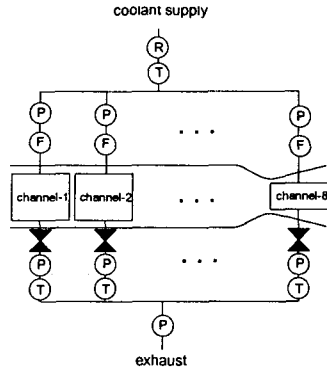


Fig. 1 Schematic of calorimeter.

원형으로 한다. 각 채널 내부에 지지벽을 설치하여 구조적인 안정성을 확보하고 있다. 칼로리미터의 냉각성능은 Fluent[5]를 사용하여 계산하였다. 냉각수 유량변화에 의한 냉각성능 변화와 압력강하를 관찰하여 적절한 냉각수 유량과 이의 공급에 필요한 가압설비의 용량을 결정하게 될 것이다.

2 본 론

연소실에서의 냉각성능 예측을 위하여 연소실 내부의 압축성유동과 냉각수의 비압축성 유동에 대한 해석이 요구된다. 연소실 내부의 압축성 유동해석에서 냉각수의 열전달 특성은 다음의 식[1]으로 평가되며 연소실 벽의 열저항은 1차원 전도에 의한 값이 경계조건으로 주어진다.

$$N = C_i Re^{0.8} Pr^{0.4} \left(\frac{\mu}{\mu_w} \right)^{0.14} \quad (1)$$

식 (1)에서 Nu 은 무차원 열전달 계수인 누셀수를 나타내며, Re , Pr 은 레이놀즈 수, 프란틀수를 나타낸다. C_i 는 경험상수이며, μ 는 유체의 점성계수이다. μ_w 는 냉각유로 벽면에서의 값이다.

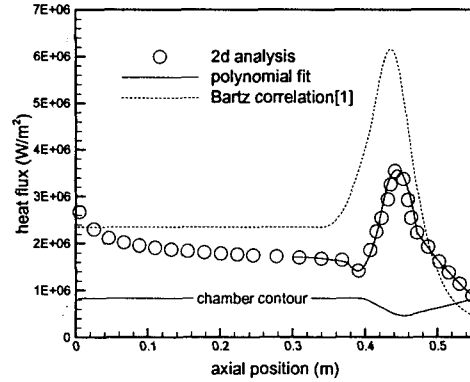


Fig. 2 Heat flux variation on chamber wall along axial distance.

연소실 내부형상은 축대칭이며 연소가스는 분자량 22[6]의 이상기체로 가정하였다. 연소실의 압력은 13기압이며 온도는 3000K이다[4]. 냉각수의 평균온도는 300K이며 냉각유로 높이 2mm에서 평균 유속 10m/s일 때의 냉각 조건에서 레이놀즈수는 약 2×10^4 이며 열전달률은 식 (1)을 이용하여 구한다. 수치해석에 적용된 방법은 표 1에 정리하였다.

칼로리미터는 복잡한 3차원 구조를 가지므로 국부적인 냉각성능 저하를 확인하기 위해서는 3차원 열전달 해석이 요구되며 이때 연소실에서의 전열량은 앞서 기술한 방법으로 구한 열유속 분포가 경계조건으로 사용된다[6]. 냉각수는 300K의 물이 적용되며 온도변화에 의한 물성변화는 고려하지 않았다.

연소실 내부의 압축성 유동해석결과, 노즐목에서 음속을 돌파하는 전형적인 압축성 유동장

Table 1. Computational methods.

	2-D	3-D
flow solver	compressible coupled	incompressible segregated
scheme	2nd order UD	QUICK
turbulence	standard $k-\epsilon$	←
convergence	10^{-3}	←
thermal B.C.	convection	heat flux

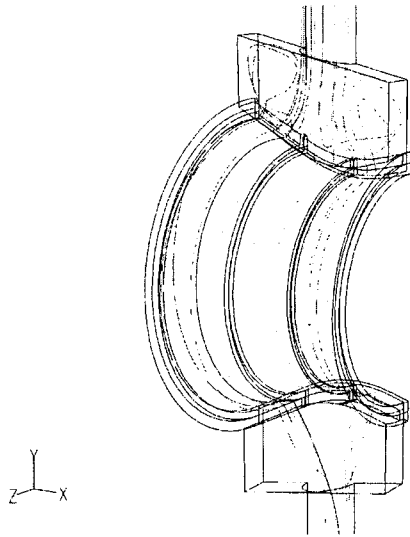


Fig. 3 Path-lines through the throat channel

이 관찰된다. 노즐목 이후 급속한 팽창에 의하여 온도가 1000K 이하로 내려가며 유속은 약 마하 3까지 가속된다. 또한 노즐 출구에서 대기압 수준의 압력이 관찰되어 본 엔진의 노즐 확대비가 지상용으로 적절한 범위임이 확인된다.

그림 2는 축방향으로의 열유속 변화를 도시하는 것으로 Fluent의 UDF 기능을 이용하여 냉각수 열전달해석의 경계조건으로 적용된다. 이때 열유속은 칼로리미터의 채널별로 각각 2차 곡선으로 근사된다. 연소실이 시작되는 $x=0-0.1$ 위치에서 열유속이 높게 나타나는 것은 연소특성이 반영되지 않은 것이 기인하며 유동이 발달하면서 점차 낮은 값을 가진다. 실제로는 분사면 근처에서는 연소가 충분히 이루어지지 않으므로 열유속이 매우 낮다[3].

그림에서 Bartz 관계식[1]으로 구한 결과는 냉각수의 온도를 400K로 일정하게 가정한 것이며 본 해석결과와 비교하여 약 70% 과도한 값을 가진다. 이러한 경향은 실험적으로 확인된 바 있으며 문헌에 의하면 Bartz 관계식에 의한 열유속은 실험결과보다 약 50% 과대평가하는 것으로 보고되어 있다. 또한 열유속의 설계 예측치가 실험결과에 비하여 작다는 연구결과[7]를 감안할 때 본 해석은 기존의 연구와 일치하는

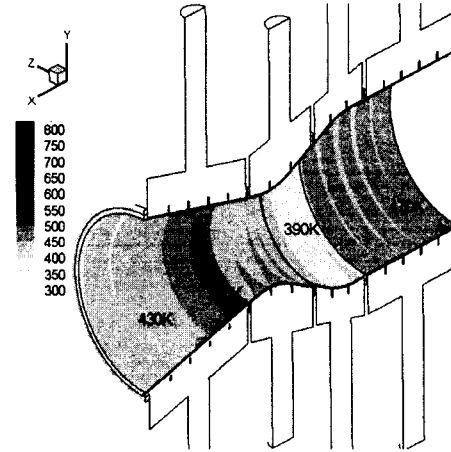


Fig. 4 Temperature distribution on hot-gas side wall.

경향을 가지는 것으로 판단된다.

노즐목을 감싸는 냉각유로에서 유선을 그림 3에 나타내었다. 중심부에서 유입된 냉각수가 유로 전면적을 고르게 흐르는 것이 확인된다. 강도 보강을 위한 지지벽이 냉각수가 한쪽으로 치우치는 것을 방지하는 효과가 있는 것으로 판단된다. 또한 냉각수 공급 매니폴드가 적절한 기능을 하는 것이 확인된다.

앞서 구한 열유속 분포를 경계 조건으로 칼로리미터의 3차원 냉각유로에 대한 열전달 해석결과를 그림4에 도시하였다. 냉각유로의 각 채널은 서로 나뉘어 해석하였으며 이는 축방향으로의 열확산량이 매우 작다는 것을 가정하는 것이다. 그림은 냉각유로의 내부 형상과 냉각수의 흐름을 반영한다. 즉, 냉각유로 지지벽 사이로 냉각수가 고르게 분포되어 냉각성능이 취약한 부분이 없음이 확인된다. 열유속이 가장 큰 노즐목에서 냉각수의 양을 충분히 하여 연소실벽의 온도가 안전한 범위에 있도록 하였다. 문헌[1]에 의하면 노즐목에서 최고온도의 적정 수준을 660K로 제시하고 있으므로 본 해석 결과 충분히 안전한 범위에 있는 것으로 판단된다.

표 2는 해석 결과를 정리한 것으로 냉각수 유량과 압력강하 결과가 포함되어 있다. 냉각수 유량은 1차원 해석을 기반으로 수차례의 시행착

Table 2. Heat transfer in calorimeter.

	chamber	contraction	throat	nozzle.
m (kg/s)	0.5	0.5	1.0	0.5
u_c (m/s)	3.7	6.9	10.7	2.6
Re	3700	7000	11000	2600
Δp (bar)	0.14	0.37	0.75	0.12
T_{max} (K)	511	455	484	542
T_{av} (K)	450	388	415	426
ΔT_c (K)	20	11	9	15

오로 적절한 범위를 결정하였다. 냉각유로의 압력은 연소실의 압력보다 높은 것이 사고시 안전성 확보차원에서 유리하며 상기의 압력강하를 고려하여 제작되어야 한다. 또한 정확한 열유속 측정을 위하여 냉각수의 온도 상승이 높은 것이 유리하므로 냉각에 문제가 없는 수준에서 냉각수 유량을 감소시키는 것이 필요하다. 표에서 연소실 벽온도는 다소 여유가 있으므로 이에 대한 최적의 냉각수 유량을 결정하는 연구가 계속되어야 할 것이다.

3. 결론

KSR-III 축소형 엔진을 원형으로 하는 칼로리미터의 냉각성능해석을 수행하였다. 연소실 벽으로의 열유속은 문헌에서 제시하는 수준으로 나타났으며 냉각수 유로에서의 3차원 열전달해석을 통하여 예상되는 압력강하와 연소실 벽온

도를 결정하였다. 본 해석결과를 이용하여 칼로리미터의 설계가 완료되었으며 제작/시험이 완료될 경우 본 연구방법의 완벽한 검증이 이루어질 것이다.

후기 : 본 연구는 과학기술부에서 시행한 특정연구개발사업인 “소형위성발사체 개발사업” 연구결과의 일부입니다.

참고문헌

1. Huzel, D.K. and Huang, D.H., *Modern engineering for design of liquid-propellant rocket engines*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 1992.
2. *Liquid rocket engine fluid-cooled combustion chamber*, NASA SP-8087, 1972.
3. P.A. Master, E.S. Armstrong and H.G. Price, *High-pressure calorimeter chamber tests for liquid oxygen/kerosene (LOX/RP-1) rocket combustion*, NASA technical paper, 1988.
4. 채연석 외, 3단형 과학로켓 개발 사업(IV), 한국항공우주연구원, 2001.
5. *Fluent 5 User's Guide*, 1998.
6. 정용현, 조원국, 한상엽, 류철성, 소형 연소기 냉각 유로 개념 설계, 한국추진공학회지 제6권 제4호, 2002, pp.1-6.
7. 김유, 단일요소 분사기의 연소성능시험, 한국항공우주연구원, 2002.