

KSR-III 축소형 연소기의 열유속 평가

조원국* · 문일윤** · 김종규***

Heat Flux Evaluation of KSR-III Sub-scale Chamber

Won Kook Cho* · Il-Yoon Moon** · Jong-Gyu Kim***

ABSTRACT

A water-cooled calorimeter chamber with 8 cooling channels based on KSR-III sub-scale chamber has been designed and manufactured. One dimensional empirical correlation has been used at the design stage and full three-dimensional CFD analysis has been conducted to confirm the cooling condition for hot fire test is safe. Predicted heat flux is accurate around the nozzle throat when the thermal resistance of carbon deposit is considered. However relatively large difference is observed in chamber part.

초 록

KSR-III 축소형 연소기를 원형으로하는 8채널 형태의 물냉각 칼로리미터를 설계/제작하였다. 설계는 1차원 경험식을 이용하였으며 시험전에 3차원 전산유동해석을 수행하여 연소시험을 위한 냉각 조건의 안전성을 확인하였다. 탄소침착물의 단열효과를 고려할 경우 노즐목 부근에서 예측한 열유속이 정확성을 가지는 것으로 확인되었으며 연소실 부근에서는 상대적으로 큰 오차를 보였다.

Key Words: KSR-III sub-scale chamber(KSR-III 축소형 연소기), Heat flux(열유속), calorimeter (칼로리미터), Bartz correlation(Bartz 관계식), carbon deposit(탄소침착물)

1. 서 론

고온 고압에서 작동하는 로켓엔진 연소실은 적절한 냉각이 필수적이다. 특히 높은 성능을 가지기 위해서 추진제를 냉각유체로 사용하는 재생냉각 방식이 유력하며 이의 개발을 위하여

† 2003년 12월 15일 접수 ~ 2004년 1월 12일 심사완료

* 정희원 한국항공우주연구원

** 정희원 한국항공우주연구원

*** 정희원 한국항공우주연구원

연락처, E-mail: wkcho@kari.re.kr

연소실의 열특성 평가가 선행되어야 한다. 발사체 선진국의 경우, 오랜 개발 역사에도 연소실의 열특성 평가에 관한 연구가 최근까지 계속되고 있으며[1,2] 연소압의 증가 추세에 따라 열특성과 냉각성능의 중요성이 더욱 커지고 있다. 이와 관련하여 본 연구에서는 연소실 벽으로의 열유속을 예측/측정하여 재생냉각 설계기법의 토대를 마련하고 한다. 대상 연소실은 KSR-III 축소형 연소기[3]을 원형으로 8채널 형태의 물

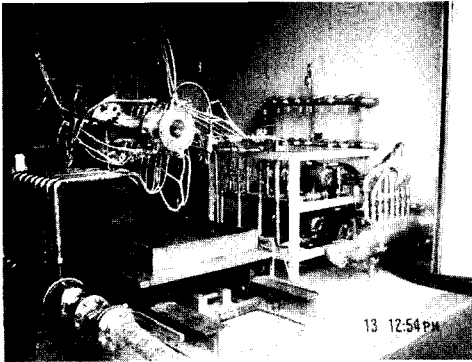


Fig. 1 Photo of calorimeter.

냉각 칼로리미터[4]이며 이를 설계/제작하고 연소 시험을 수행함으로써 설계검증을 수행하였다.

2. 본 론

Figure 1은 칼로리미터의 연소시험을 위하여 스탠드에 장착된 모습을 나타낸다. 채널의 냉각수 유량과 온도상승을 측정하기 위한 계측장비가 설치되어 있다. 연소시험에서 각 채널별 냉각수 유량과 온도상승을 측정한다. 실험에서 가장 큰 오차를 가지는 부분은 연소실 제작이며 냉각유로의 단면적의 제작오차는 최대 10%이다. 온도 및 냉각수 유량의 측정오차는 상기 오차 이내이다. 각 채널의 평균 열유속은 측정 물리량으로부터 다음의 열량보존식에서 구한다.

$$q'' = \frac{\dot{m} c_p \Delta T}{A} \quad (1)$$

칼로리미터 설계를 위하여 열유속 예측값이 필요하며 연소가스의 대류 열전달 계수는 다음의 Bartz 관계식[5]을 사용한다.

$$h_g = \frac{0.026}{D_i^{0.2}} \left(\frac{\mu^{0.2} c_p}{Pr^{0.6}} \right)_{ns} \left(\frac{(b_c)_{ns}}{c^*} \right)^{0.8} \left(\frac{D_i}{R} \right)^{0.1} \left(\frac{A_i}{A} \right)^{0.9} \sigma \quad (2)$$

위 식에서 연소가스의 물성은 참고문헌[5]에서 제시하는 관계식을 이용한다.

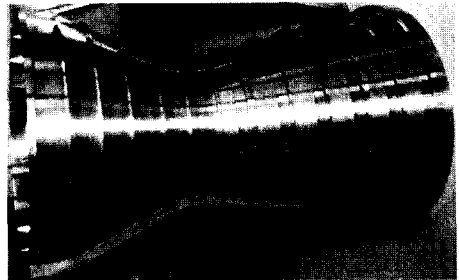


Fig. 2 Photo of calorimeter nozzle part.

탄화수소계열의 추진제를 사용할 경우, 연소실 내벽에 탄소침착물이 형성되며 단열효과를 가진다. 탄소침착물은 지속적으로 탈락/재형성되는 자연치유 특성을 가지며 이는 연소실 보호에 매우 효과적이다. 이에 의한 단열 특성은 다음의 형태[2]로 기술되며 열저항의 단위는 $10^{-1} \text{ m}^2\text{K/W}$ 이다.

$$R_{soot} = k/\delta = e^{(-0.48 - 7.26G)} \quad (3)$$

위 식에서 G 의 단위는 $10^4 \text{ kg/m}^2 \cdot \text{s}$ 이다. 위의 관계식은 실험 결과를 공식화한 것으로 NASA 및 Rocketdyne에서는 식(3)에 비하여 각각 10, 100배 수준의 열저항을 제시하고 있다[2]. 탄침착물의 열저항은 추진제의 성분, 혼합비 등 연소 조건에 따라 매우 큰 차이가 있으므로 동일한 시험 조건이 아닌 경우의 결과를 직접 이용하는 것은 어려운 것으로 판단된다. 그러나 이와 관련된 정확한 측정은 본 연구의 범위를 넘어선

것이므로 이에 과한 토의는 생략한다. 다만 여기에서는 문헌[2]의 세 경우 중 중간 수준의 열저항 자료를 제시하는 NASA의 실험 결과를 이용한다.

Figure 2는 스테인리스로 제작한 칼로리미터의 노즐부분을 나타낸다. 내벽의 두께는 1 mm로 충분한 냉각성을 가지도록 하였다. 연소실은 두 부분으로 분리되어 제작되었으며 플랜지로 연결된다. 연결부는 충분한 강도를 가지기 위하여 냉각수가 공급되지 않는 면적이 넓어질 수 있으며 본 연구에서는 이러한 부위가 최소화 되도록 하여 3 mm로 제한하였다.

Figure 3은 Fluent[6]를 사용한 3차원 CFD

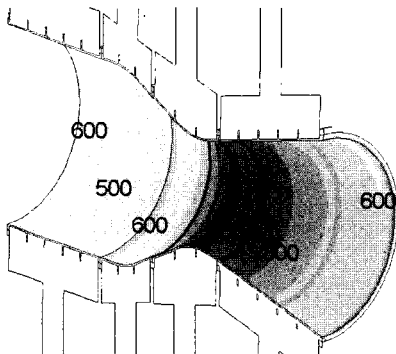


Fig. 3 Hot-gas-side wall temperature.

해석으로 구한 연소실 내벽의 온도분포이며 안전한 온도범위에 있음을 보여준다. 각 채널의 냉각수 유량은 2 kg/s이며 연소실 벽의 열경계 조건은 식(2)를 적용하여 대류 열전달 조건으로 주었다. 본 결과는 온도에 따른 냉각수와 연소가스의 물성변화를 고려한 것으로 물성변화를 무시한 결과[4]에 비하여 연소실 벽온도가 상승하였으며 이는 고온에서 연소가스의 열확산 속도 증가에 의한 것으로 판단된다.

Figure 3은 연소 전/후의 노즐 내벽의 상태를 비교한다. 연소시험 후 탄소침착물에 의하여 벽면이 검게 오염된 것이 관찰된다. 이는 연소가스로부터의 열전달을 감소시키는 역할을 할 것으로 추정된다. 그러나 이에 관한 두께 측정이

나 열저항 측정 등은 수행하지 않았으며 향후 이에 관한 연구가 필요할 것으로 판단된다.

Figure 5는 연소시험에서 측정된 열유속과 설계값을 비교한 것이다. 연소 압력은 13.5 bar, O/F비는 2.4이다. 노즐목에서의 유량은 2.6 kg/s이며 다른 채널에서의 유량은 1.3~1.4 kg/s이다. 열저항의 대부분이 연소실 내벽에서 발생하므로 냉각수 유량 변화에 의한 열유속 차이는 크지 않을 것으로 판단된다. 비교 결과 이론적으로 구한 열유속이 측정 결과에 비하여 2배 이상 높은 것으로 나타났다. 이는 실제 연소상황에서 탄소침착물이 연소실 벽에 형성되어 단열효과를 가지기 때문인 것으로 판단되며 탄소침착물의 영향을 포함한 예측 결과는 측정결과와의 차이가 상당부분 해소된다. 그러나 노즐목 이전의 연소실 구간에서의 차이는 여전히 2배 이상이며

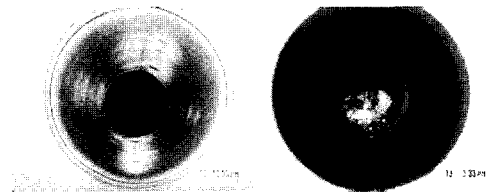


Fig. 4 Photo of nozzle inside wall; left-before test, right-after test.

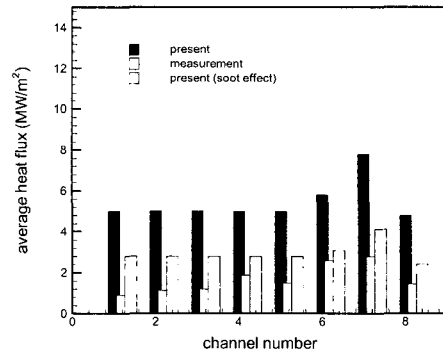


Fig. 5 Comparison of average heat flux.

이는 연소가스의 유속이 작은 연소실 부분에서 탄소침착물의 영향이 더욱 크기 때문인 것으로

생각된다. 최근 보고된 연구[7]에 의하면 탄소침착물의 단열효과에 의한 냉각수의 온도상승 감소가 노즐목에서 약 5K 연소실 부분에서 약 22K이며 이를 열유속 감소로 환산하면 각각 50%, 75% 수준이다. 박 등[7]은 탄소침착물의 정량적인 열저항을 제시하지는 않았으나 이들의 연구결과는 해석에 의한 열유속과 측정결과와의 오차원인을 판단하기에 충분한 것이다.

3. 결 론

KSR-III 축소형 연소기를 변형하여 8채널 형태의 물냉각 칼로리미터를 설계/제작하였으며 이에 대한 연소시험을 통하여 설계 기법을 검증하였다. 연소실 벽을 통과하는 열유속에 관하여 설계값과 실험 결과를 비교하였다. 연소시험 중 발생하는 탄소침착물을 고려하지 않을 경우, 매우 차이가 관찰된다. 반면 탄소침착물의 열저항을 고려할 경우, 노즐목에서 열유속의 차이는 상당부분 해소되며 연소실 부분에서는 상대적으로 큰 차이가 유지된다. 본 연구는 냉각형 연소기 설계에 필수적인 설계/해석/시험 결과를 요약한 것으로 향후 고압/고성능 연소기 개발을 위한 기초자료로서 활용 가능할 것이다.

후 기

본 연구는 공공기술이사회에서 시행한 “로켓 엔진 연소기 핵심부품 기술개발” 연구결과의 일부입니다.

기 호 설 명

A	heat transfer area
A_t	cross sectional area at throat
c^*	characteristic velocity
c_p	specific heat
D_t	throat diameter

G	mass flux ($= \dot{m}/A$)
h_g	heat transfer coefficient of hot gas
k	conduction coefficient
\dot{m}	mass flow rate
Pr	Prandtl number
q''	heat flux
R	radius of curvature at throat
R_{soot}	thermal resistance
ΔT	temperature difference
δ	thickness
μ	dynamic viscosity
σ	correction factor

참 고 문 헌

1. P.A. Masters, E.S. Armstrong, and H.G. Price, High-pressure calorimeter chamber tests for liquid oxygen/kerosene (LOX/RP-1) rocket combustion, NASA Technical Paper 2862, 1988
2. A. Kumakawa, M. Sasaki, K. Sato, H. Tamura, F. Ono, H. Sakamoto and N. Yatsuyanagi, "Hot gas side heat transfer characteristics of LOX/H₂ and LOX/HC type propellants," NAL-TR-1062T, 1990
3. 채연석 외, 3단형 과학로켓 개발 사업(I), 한국항공우주연구원, 1998
4. 조원국, 문일윤, "축소형 칼로리미터의 냉각 성능 해석", 한국추진공학회지 제7권 제3호, 2003, pp.8-14
5. Huzel, D.K. and Huang, D.H., Modern engi-neering for design of liquid-propellant rocket engines, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 1992
6. Fluent v.5 User's Guide, 1998
7. 박계승, 김유, 김태한, "액체로켓엔진 추력실의 재생냉각에 관한 실험적 연구 (I)", 한국추진공학회지 제7권 제2호, 2003, pp.54-61