

소형 연소기 냉각 유로 개념 설계

정용현*, 조원국*, 한상엽*, 류철성*

Conceptual Design of Coolant Channel for Sub-scale Combustion Chamber

Yong Hyun Chung*, Won Kook Cho*, SangYeop Han*, Chul-Sung Ryu*

ABSTRACT

A numerical heat transfer analysis and the structural analysis were performed for the design of sub-scale combustion chamber's coolant passage. The heat flux through the combustion chamber wall was estimated by 2-D heat transfer analysis of compressible hot gas and the result was applied as a thermal boundary condition of 3-D analysis. The heat flux estimated by the present method agreed well with the experimental correlation and proved to be insensitive to cooling condition. So the same thermal boundary condition was applied for various operating conditions. The maximum temperature of combustion chamber wall was predicted by 3-D analysis for single coolant passage and the result will be used for the development of a regeneratively cooled combustion chamber. Also estimated were the stress distribution and structural safety of coolant passage through the static structural analysis.

초 록

소형 연소기의 냉각 유로 설계를 위하여 열전달 및 냉각 유로의 구조해석을 수행하였다. 연소기의 고온가스에서의 열전달에 관한 2차원 해석을 수행하여 연소실 벽으로의 열유속을 예측한 다음 이를 3차원 해석을 위한 열경계 조건으로 적용하였다. 위 방법으로 예측한 열 유속은 기존의 경험식과 비교하여 검증하였으며 냉각수의 유량에 둔감한 것으로 판명되어 냉각 조건이 변화하더라도 동일한 열경계 조건을 사용할 수 있었다. 단일 냉각 유로에 대한 3차원 해석을 수행하여 연소실 벽의 최대온도 변화를 예측하였으며 이는 재사용 연소기 개발에 적용될 것이다. 냉각 유로의 정적 구조 해석을 통해 응력 분포와 구조 안전성을 예측하였다.

Key Word : Heat Transfer, Sub-Scale Combustion Chamber, Coolant Passage, Heat Flux, regeneratively Cooled Combustion Chamber

*정회원, 한국항공우주연구원(Korea Aerospace Research Institute)

1. 서 론

일반적인 고온 고압 (3000~6000 K, 10~250 기압)의 연소 및 기체 유동이 수반되는 액체로켓엔진의 연소실 및 노즐은 냉각의 도움 없이는 구조물에 치명적인 손상을 받게 되며, 이러한 손상으로 인하여 연소기의 목적을 수행하지 못할 수 있다. 액체로켓엔진의 연소기 냉각 방법은 내열재를 사용하는 방법과 냉각로를 설치하는 방법[1]으로 대별되며 내열재를 사용한 연소기는 이미 국내에서 설계/개발되어 KSR-III 주엔진[2]에 성공적으로 적용되고 있다. 반면에 냉각로를 이용한 연소기[3]는 그 설계 및 적용이 계속 연구되고 있는 상황이며 선진국의 경우 상당수의 개발 성공사례가 보고 되고 있다. 이에 본 연구에서는 재사용 가능한 연소기를 개발하기 위한 냉각 장치로의 설계 및 그 열특성을 수치해석을 통하여 그 적용 가능성을 판단하고, 냉각로의 기본적인 설계변수의 영향과 정적 구조해석을 통해 구조 안전성을 파악하고자 한다.

2. 연구내용

2.1 열전달 해석

냉각 장치의 열전달 해석을 위하여 2차원 압축성 유동과 3차원 비압축성 유동에 대한 해석을 수행하였다. 수치해석은 상용 유동해석 프로그램인 Fluent 5.5[4]를 사용하였다.

2/3차원 열전달 해석에 사용된 수치해석 기법은 Table 1에 정리되어 있다. 2차원 해석의 경우, 연소실 내부의 고온 가스의 압축성 유동에 대한 해를 구함으로써 연소실벽으로의 전열량을 예측하였다. 연소실 벽에서의 열 경계조건은 대류 조건으로 대류열전달 계수와 냉각수의 평균온도로 정의된다. 이때 대류 열전달 계수는 다음의 Sieder-Tate 관계식[5]으로 구한다.

$$Nu = C_1 Re^{0.8} Pr^{0.4} \left(\frac{\mu}{\mu_w} \right)^{0.14} \quad (1)$$

Table 1 Summary of computational methods.

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

식 (1)에서 Nu 은 무차원 열전달 계수인 누셀수를 나타내며, Re , Pr 은 레이놀즈 수, 프란틀수를 나타낸다. C_1 은 경험상수이며, μ 는 유체의 점성계수이다. μ_w 는 벽면에서의 물성 변화를 고려한 점성계수이다. 연소실 내벽의 단열효과를 경계면의 열저항으로 처리하였다.

연소실에서의 연소해석은 수행하지 않았으며, 분사면에서 연소가 완료된 것으로 가정하여 정체압력과 온도를 지정하였다. 이러한 가정은 연소실의 길이가 충분히 길다는 사실에 기초한 것으로 분사면에 가까운 곳을 제외한 나머지 연소실에서의 전열량 평가에 큰 영향을 미치지 않을 것이다. 또한 냉각수의 유량이 연소실 벽으로의 전열량에 큰 영향을 미치지 않는 것이 3차원 열전달 해석의 결과로서 제시될 것이며 이는 냉각 조건에 관계없이 일정한 전열량을 3차원 열전달 해석의 경계조건으로 사용한 가정에 대한 검증이 될 것이다.

3차원 해석의 경우, 계산시간을 절감하기 위하여 2차원 해석에서 구한 열유속을 열경계 조건으로 사용하였다. Fig. 1은 재생냉각 유로에 대한 실제형상을 나타내는 것이다. 3차원 해석의 유동 모형은 유로 1개가 길이 방향으로 연결된 형태를 사용하였다.

2.2 구조 해석

소형 연소기 냉각 유로의 구조안전성 여부를 예측하기 위해 정적 구조해석을 수행하였다. 구조해석을 위해 전처리/후처리 상용 프로그램인 MSC/PATRAN과 유한요소 구조 해석 프로그램

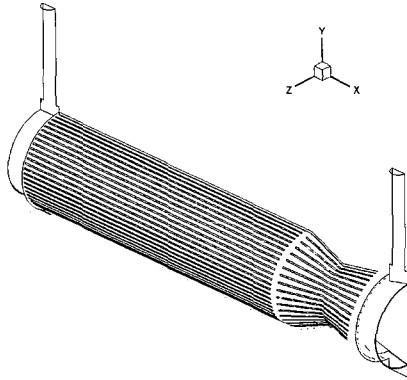


Fig. 1 Sketch of regeneratively cooled combustion chamber.

인 MSC/NASTRAN을 이용하였다.

엔진의 연소실 부분과 노즐 부분에 각각 60개, 40개의 냉각유로를 배치하면, 연소실부는 유로하나에 6°, 노즐은 9°가 되므로 연소실부 3개, 노즐부 2개의 유로를 하나의 단위 구조로 하여 구조해석을 수행하였다. 각 부분의 반경은 연소실 54 mm, 노즐목 27.1 mm, 노즐 출구 53.5 mm로 하였고, 각 부분의 두께는 연소실 내벽 1 mm, 외벽 3 mm, 리브(rib) 1.9 mm, 노즐 출구 매니폴드 외벽 4 mm로 하였다. 사용된 재료는 내벽과 리브(rib)는 열전달계수가 큰 크롬동합금(C18200), 외벽은 SUS316L을 사용하였다. 크롬동합금은 앞서 열전달 해석결과의 최대 온도인 600 K보다 높은 673 K에서의 재료물성치를 사용하였으며, SUS316L은 상온에서의 재료물성치를 적용하였다. 해석에 사용한 물성치는 Table 2에 나타내었고, 연소기 가공 제작상에 발생하는 물성치 변화는 고려하지 않았다. 엔진 내부의 압력은 연소실 정압 14 기압에서 노즐 출구은 대기압, 냉각 유로 내부는 냉각수 입구인 노즐 출구 매니폴드에 20기압에서 출구인 연소실 끝단부분에서 19 기압으로 모두 선형적으로 변한다고 가정하였다. 해석을 위해 4절점 쉘 요소(4-node Shell Element)를 이용하여 유한요소 모델링을 하였고, 구조적 파손 기준으로 폰

Table 2 Mechanical Properties of Materials used in structural analysis.

Mat.	Y.S(0.2%) (MPa)	E (GPa)	ν	Temp.(K)
C18200	276.85	121.577	0.31	673
SUS316L	380	193	0.3	R.T

미세스 응력(Von Mises Stress)[6]을 적용하여 재료의 항복응력과 비교하였다.

3. 결과 및 고찰

3.1 열전달 해석 결과 및 토의

Fig. 2는 연소기 내부의 초음속 유동에 대한 축대칭 해석 결과를 나타낸다. 분사면에서의 정체압은 14 기압이며 온도는 3000 K이며 분자량은 연소가스의 평균 분자량인 22이다. 계산 격자는 축방향과 반경방향에 대하여 186×30의 미소체적으로 구성되며 수치해에 영향을 주지 않는 충분한 해상도를 가지는 것을 확인하였다. 결과는 전형적인 축소-확대 노즐에서의 초음속 유동을 나타내며 노즐 출구에서 유속은 마하 3까지 가속되고 온도는 1000 K 이하로 내려간다.

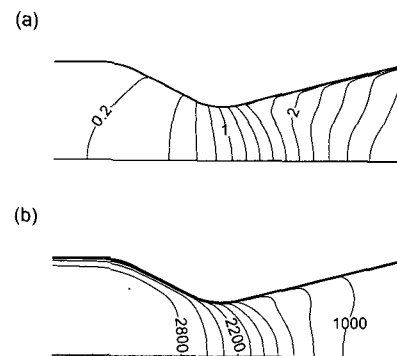


Fig. 2 Results of axis-symmetric compressible flow analysis; (a) Mach number, (b) temperature.

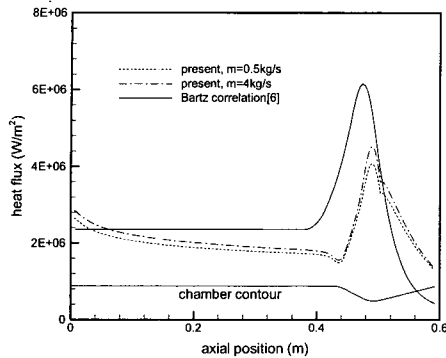


Fig. 3 Heat transfer rate distribution through the chamber wall.

이때 연소실 내벽에서의 열유속을 Fig. 3에 도시하였다. 경험식인 Bartz[5] 관계식과 비교하여 연소실에서의 열유속은 일치하며 노즐목에서 다소 낮다. 문헌[7]에 의하면 Bartz 관계식을 이용한 전열량이 실험 결과에 비하여 50% 정도 과대평가하는 것으로 보고 되어 있으며 이로 미루어 본 연구에서 구한 전열량의 정확성이 확인된다. 또한 냉각수의 유량에 대하여 열유속이 상당히 둔감하여 8배 이상의 유량차에 대해서도 거의 일정한 열유속 분포를 가진다. 이는 연소가스, 연소실 내벽, 냉각수, 연소실 외벽을 지나 는 열전달에서 연소가스에서의 열저항이 가장 크기 때문이다. 부연하면, 냉각 조건이 변화하더라도 연소실 벽에서의 열저항은 변화가 없기 때문이며, 따라서 전체적인 열저항은 고온 가스부에서의 대류열전달에 의하여 결정된다. 이러한 사실은 냉각 해석을 위해서 매우 편리하게 사용될 수 있다. 즉, 냉각 조건을 변화하더라도 동일한 열유속을 유지하여 해석을 수행할 수 있으며 이로써 해석 시간을 대폭 절감할 수 있다.

연소실 내벽에서의 열경계 조건은 Fig. 3의 열유속을 구간에 따라 2개의 포물선으로 근사하여 적용하였으며 Fig. 4는 대류열전달 계수 및 연소실 중심에서의 온도 분포를 나타낸다. 분사면에서 출발한 고온 가스는 연소실을 지나면서 점차 발달하므로 이 구간에서 열전달 계수가 약

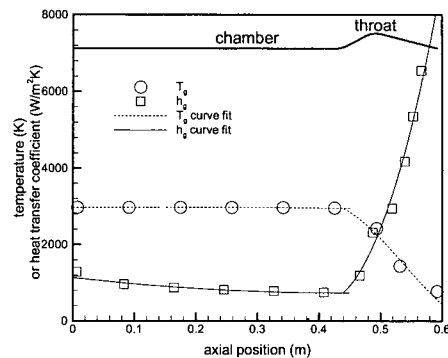


Fig. 4 Thermal boundary condition for three-dimensional heat transfer analysis in a single coolant passage.

간 감소하며 축소-확대 노즐부에서 열전달 계수가 급격히 상승한다. 이는 유동의 가속에 의한 것이며 특히 노즐 목 이후에 유속은 음속을 넘어 서게 되므로 노즐 확대부에서 열전달 계수는 계속 증가한다. 반면에 고온 가스의 온도는 유체의 팽창에 의하여 감소하며 노즐 목에서 약 2200 K의 온도가 관찰된다.

앞서 기술한 열경계 조건은 하나의 유로로 연결된 냉각수 유로에 대한 3차원 냉각 해석에 적용되며 Fig. 5는 냉각수 유량 2 kg/s에 대한 대칭면에서의 온도분포를 나타낸다. 유로의 형상은 Fig. 1에서 냉각 유로 연결 장치(collector)를 생략한 형상을 30등분한 것으로 회전방향으로 6°의 크기를 가진다. 냉각 유로의 높이는 연소실과 노즐 출구에서 5 mm이며 노즐 목에서 10 mm이다. 이는 냉각 유로의 단면적을 길이 방향에 대하여 일정하게 유지하기 위한 것으로 냉각 유로에서의 압력 강하를 최소화하는 특징을 가진다.

Fig. 5의 결과에서 최대 온도는 600 K 이하이며 노즐목 직후에 위치한다. 연소실 벽으로의 열유속은 노즐목 부근에서 최대이지만 냉각유로의 단면적 감소 및 유로의 곡률 등에 의하여 노즐 목에서 냉각 성능이 커지기 때문에 최대 온

도의 위치는 최대 열유속 위치와 다를 수 있다.

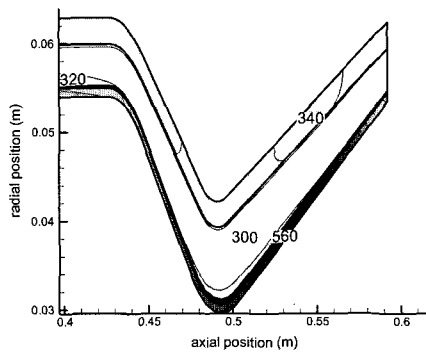


Fig. 5 Temperature distribution on symmetry plane of a single coolant passage for $\dot{m} = 2$ kg/s.

Table 3는 유량을 변화시키면서 냉각 성능과 압력 강하 특성을 관찰한 결과이다. 이때 유량은 60개 냉각 유로 전체의 양을 나타내며 레이놀즈 수는 유로 1개의 수력직경과 평균 유속을 기준으로 한 것이다. 연소실 벽의 최대 온도를 기준으로 할 때 해석 범위 모두가 안전하지만 냉각수 배출 온도가 비등점을 넘을 경우 실험 장치 운용에 어려운 점이 있으므로 냉각수의 유량은 2 kg/s 이상이 바람직한 것으로 판단된다. 실 추진제를 사용하는 비행용 엔진의 경우 냉각 유체가 고압으로 가압되기 때문에 비등점이 높아지므로 허용 가능한 운전 범위는 보다 넓어질 것이다. 압력 손실은 단순한 1개의 유로에 대한 것이므로 매니폴드와 냉각 유로 연결 장치(collector) 등이 설치될 경우 직접적인 적용은 불가능하며 유량 증가에 대한 필요 가압량의 변화에 대한 참고용으로 활용할 수 있을 것이다.

3.2 구조 해석 결과 및 토의

연소기 냉각 유로 시스템에서 구조적으로 가장 취약한 부분이 노즐 출구의 매니폴드와, 냉

각 유로 연결 장치(Collector)의 내벽 부분이다. 이 부분에는 원활한 냉각수의 흐름을 위해 리브(rib)가 없는 것이 가장 이상적이나, 구조적 강

Table 3 Summary of three-dimensional cooling performance analysis in a single coolant passage.

\dot{m} (kg/s)	Re_d $\times 10^{-3}$	T_{max} (K)	T_{exit} (K)	Δp (kpa)
0.5	1.8	801	510	0.76
1	3.6	657	414	1.8
2	7.2	557	361	5
4	14	511	332	16

성 증가를 위해 리브(rib)를 설치하였다.

연소기 내벽은 Fig. 6에서 냉각 유로 연결 장치(Collector)부분에서는 최고 응력이 $1.66E+8 \sim 1.79E+8$ Pa으로 크롬동합금의 항복응력보다 훨씬 낮게 나타났으며, 매니폴드 부분은 최고 응력이 $2.07E+8 \sim 2.21E+8$ Pa로 역시 크롬동합금 항복응력보다 낮은 것을 알 수 있다. Fig. 7에서 보면 연소기 외벽 부분은 냉각유로 내의 압력과 대기압과의 차이가 연소실 끝단으로 갈수록 커지기 때문에 연소실 끝단 부분에서 응력이 큰 것을 볼 수 있는데, 최고 $1.93E+8 \sim 2.07E+8$ Pa로 SUS316L의 항복응력보다는 훨씬 낮은 것을 알 수 있다. 따라서, 본 연소기의 냉각 시스템은 구조적으로 안전하다고 볼 수 있다.

4. 결 론

재사용 가능한 소형 연소기의 냉각 시스템 개발을 위한 연소기의 열전달 해석 및 냉각 유로의 구조 해석을 통하여 냉각성능과 구조 안전성 여부를 예측하였다. 2차원 압축성 유동 해석을 수행하여 연소실 벽으로의 열유속을 예측하였으며 이 결과를 3차원 냉각해석에 필요한 열경계 조건으로 사용하였다. 연소실 벽으로의 열유속은 기존의 경험식과 비교하여 정량적인 정확성

을 확인하였다. 작동 조건 14 기압, 3000 K인 연소기에 대하여 냉각수 유량 변화에 따른 연소실 벽면 온도를 예측하여 수냉형 재사용 연소기

개발에 필요한 자료를 구축하였다. 적용한 연소기의 운전 조건에 대하여 2 kg/s 이상의 냉각수 유량이 요구되었다. 냉각 유로의 정적 구조 해석을 통해 구한 폰 미세스(Von Mises) 응력이 항복응력보다 훨씬 낮은 것으로 예측되어 구조적 안전성이 확인되었다.

후기

본 연구는 과학기술부에서 시행한 “로켓엔진 연소기 고성능화 기술개발” 연구결과의 일부임을 밝힙니다.

참고 문헌

1. *Liquid rocket engine fluid-cooled combustion chamber*, NASA SP-8087, 1972.
2. 채연석 외, 3단형 과학로켓 개발 사업(IV), 한국항공우주연구원, 2001.
3. 이대성 외, 로켓엔진 연소기 핵심 부품 기술 개발, 한국항공우주연구원, 2002.
4. *Fluent 5 User's Guide*, 1998.
5. Huzel, D.K. and Huang, D.H., *Modern engineering for design of liquid-propellant rocket engines*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 1992.
6. 김영석, 소성역학, 시그마프레스, 2001.
7. 김유, 단일요소 분사기의 연소성능시험, 한국항공우주연구원, 2002.

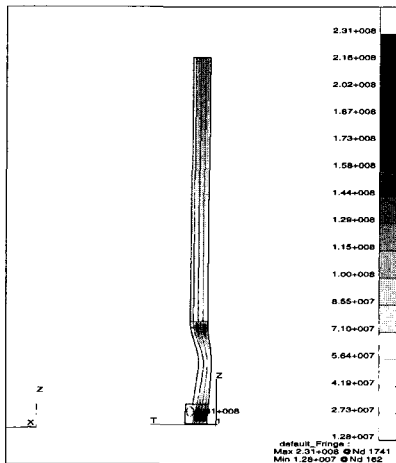


Fig. 6 Von Mises Stress distribution of combustion chamber's inner wall.

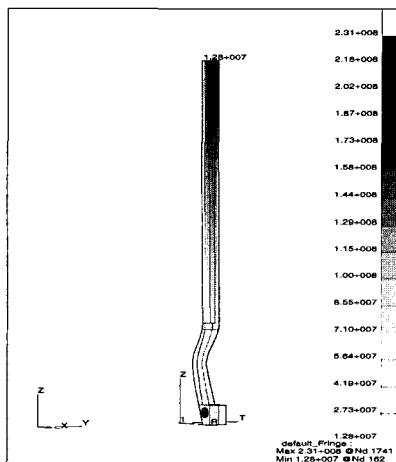


Fig. 7 Von mises Stress distribution of combustion chamber's outer wall.