

## 論文

## 다공 포트 연소기 후기 챔버의 유동 및 성능 특성 연구

소정수\*, 김소라\*, 송재천\*, 이동훈\*, 윤창진\*\*, 문희장\*\*\*

## Post-chamber Flow and Performance of the Multi-port Combustor

Jungsoo So\*, Sora Kim\*, Jaechon Song\*, Donghoon Lee\*, Changjin Yoon\*\* and Heejang Moon\*\*\*

## ABSTRACT

This paper describes the flow and performance characteristics inside the post-chamber of the multi-port hybrid rocket motor. Using the computational fluid dynamics (CFD) technique, the non reactive compressible flow fields in the downstream of the fuel grain was numerically calculated. The motor performance obtained from computational results were in agreement with that conducted by the ground motor firing test. Besides, the flow field characteristics inside the post-chamber were discussed under different port numbers (1 port and 3 ports) of the fuel grain. The flow pattern showed that the performance of multi-port hybrid rocket motor having three grain ports is higher than that of the single-port one due mainly to the difference of incoming mass flow rate irrespective to the pressure field.

**Key Words** : Hybrid Rocket(하이브리드 로켓), Multi-port(다공 포트), Fuel Grain(연료 그레인), Post-chamber(후기 챔버)

## 기 호 설 명

$A_t$	노즐 목 면적 ( $m^2$ )
$A_e$	노즐 출구 면적 ( $m^2$ )
$D_p$	포트 직경 ( $mm$ )
$D_f$	연료 그레인 직경 ( $mm$ )
$L$	연료 그레인 길이 ( $mm$ )
$F$	추력 ( $N$ )
$G_{ox}$	산화제 질량 플럭스 ( $kg/m^2s$ )
$\dot{m}$	질량 유량 ( $kg/s$ )
$O/F$	산화제 유량 대 연료의 유량
$P_c$	챔버 압력( $bar$ )

$P_e$	노즐 출구 압력 ( $\bar{}$ )
$\dot{r}$	후퇴율 ( $mm/s$ )
$T_c$	챔버 온도 ( $K$ )
$V$	연료 그레인 부피 ( $m^3$ )
$c^*$	특성속도( $m/s$ )

## 1. 서 론

하이브리드 로켓의 추진시스템은 두 가지 다른 상의 산화제와 연료가 조합된 추진제를 사용하는 시스템으로, 고체 상태의 연료와 액상의 산화제를 조합하여 산화제의 유량 조절로 연소 제어를 용이하게 하는 방식이 가장 널리 사용되고 있다 [1]. 최근 하이브리드 로켓에 대한 연구는 다양한 분야에서 활발하게 진행되고 있으며, 대표적인 예로 우주발사체, 군사용 미사일, 무인기 보조 이륙시스템, 사운드 로켓, 민간 우주여행선과 인공 위성 자세 및 궤도 전이용 등이 있다.

2007년 12월 10일 접수 ~ 2007년 12월 20일 심사완료

\* 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부

\*\* 한국항공대학교 대학원 항공우주 및 기계공학과

\*\*\* 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부

연락처, E-mail : hjm@hau.ac.kr

경기도 고양시 덕양구 화전동 200-1

하이브리드 로켓 모터는 연소실 내부의 고체연료와 산화제 탱크로부터 유입되는 액체 산화제의 화학반응에 의해서 연소가 진행되는 전형적인 확산화염의 연소 특성을 가지고 있어 액체 추진 로켓 및 고체 추진 로켓 모터와는 상이한 연소 및 성능 특성을 갖고 있다. 추진제의 연소 반응을 통해 발생된 화학에너지가 수축, 확대 노즐을 통해 운동에너지로 전환되어 추력을 발생시키는 원리는 다른 로켓 추진시스템과 동일하며, 고체 연료와 액체 산화제를 사용하는 하이브리드 로켓에서는 연소실 내부 화염 영역에서 발생된 열량이 고체 연료 표면으로 전달되어 연료를 기화시켜 유입 산화제와 기화된 연료 간의 복잡한 상호작용을 야기하는 고유 특징[2,3]을 갖고 있다. 이러한 산화제와 연료 간의 상호작용은 화염으로부터 연료 표면으로의 열전달을 제한하게 하여, 기화 연료량을 스스로 조절하는 피드백 과정을 거치게 한다.

하이브리드 로켓은 고체 및 액체 로켓의 장점인 경제성, 안전성, 추력제어성 등의 장점을 가지고 있지만, 이와 함께 고체 연료의 낮은 후퇴율, O/F 비의 변화에 따른 낮은 연소효율의 단점을 가지고 있어 실용화를 어렵게 한다. 이 중 낮은 후퇴율을 해결할 수 있는 핵심기술에는 멀티포트 형상의 연료 그레이인을 사용하는 방법[4], 선화 유동을 이용한 분사 방법[5], 나사선 그레이인[6], 금속 입자가 포함된 연료를 사용하는 방법[7], 그리고 파라핀 계열의 높은 후퇴율을 가진 연료를 사용하는 방법[8] 등이 있으며, 현재 선진국에서 활발히 연구되고 있다.

본 연구에서는 이러한 기술 중 멀티포트 그레이인 기술에서 하이브리드 로켓 모터의 포트 수에 따른 연소실 내에서 발생하는 연소 유동장을 해석하여, 성능 예측 및 해석에 그 주안점을 두고 있다. 성능 해석의 주요결과인 연소실 압력, 출구 속도 및 추력은 그레이인의 후퇴율식, 연소실 및 노즐의 기하학적 조건, 그리고 추진제의 반응식을 통해 결정되며, 본 연구에서는 전산유체역학 기법을 활용한 범용 열유동 해석 코드인 'Fluent[9]'를 이용하여 다공 포트 후기 챔버 내 유동 특성과 압력 분포를 예측하여 단일 포트 후기 챔버와의 차이점 및 주요 변화를 분석하고자 한다.

## 2. 해석 모델 소개

본 연구는 한국항공대학교 하이브리드 로켓

추진 연구실에서 시행한 멀티포트 하이브리드 모터 성능 실험을 기반으로 하여 전산 유체를 통한 후기 챔버 내의 3차원 유동장의 해석을 수행하였다. 실제 멀티포트 하이브리드 로켓모터를 2차원 유동장으로 해석하는 데에는 수치 모델 적용에 대한 어려움이 있으며, 전 구간에 대한 3차원 유동장을 완전하게 계산하기에는 계산량이 방대해져 많은 시간과 비용을 초래하게 되므로, 본 연구는 멀티포트 하이브리드 로켓모터의 후기 챔버와 노즐에 대한 3차원 유동장 해석을 수행하였다. 한국항공대학교 하이브리드 로켓추진 연구실에서 시행한 멀티포트 하이브리드 모터 성능 실험의 조건을 이용하여, 수치 모사를 수행하였다. 연소 중 연료 그레이인의 변화가 고려되지 않은 정상상태를 가정하여 해석하였으며, 연소를 완료한 연료 그레이인 포트 입구 조건을 해석적 방법으로 구하여 후기 챔버에서 노즐 출구까지의 부분을 해석하였다. 이 과정에서 기존의 PE-GOX 하이브리드 모터의 후퇴율 경험식[10]을 사용하였고, 이에 대해 포트 수에 따른 유동장 특성과 압력 분포를 고찰하고자 본 연구를 수행하였다.

### 2-1. 모델 연소기 개요

Figure 1은 단일 포트 하이브리드 모델 연소기의 개략도이다. 3포트 연료 그레이인 또한 단일 포트와 유사한 형상을 가지며, 포트의 개수만이 다른 특징을 갖고 있다. 멀티포트 하이브리드 모터 성능 실험은 산화제가 연소실 앞단에서 유입되어 Pre-chamber에서 높은 열원을 만나 연료 그레이인의 포트내부를 유동하며 연료 그레이인의 상변화를 일으켜 연소를 시작하여 후기 챔버를 지나 노즐을 통해 유동이 빠져나가게 된다.

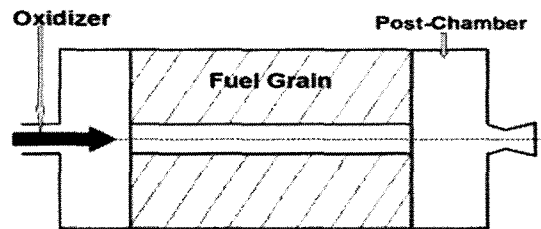


Fig 1. Model Combustor

### 2-2. 수치 모델의 형상 및 제원

본 연구는 Fig. 1의 모델 연소기에서 후기 챔

버와 노즐 부분의 유동에 대한 계산을 통하여 멀

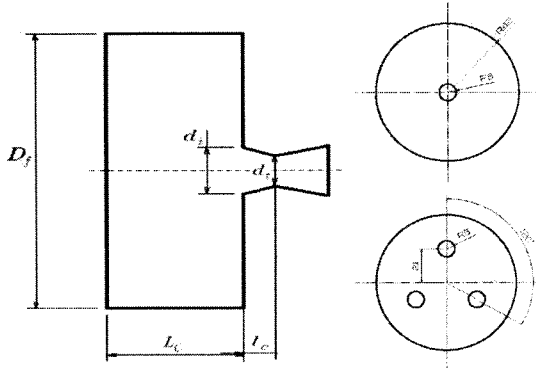


Fig 2. Schematic-diagram of Layout of the Hybrid Motor and a section of port

티포트 수에 따른 유동 특성과 추력 성능의 변화를 예측한다.

고려된 영역은 후기 챔버 및 수축, 확대 노즐로 구성되며, 고체연료는 Polyethylene을 사용하였다. 이에 대한 기하학적 형상은 Fig. 2와 같으며, Table 1에 그 제원을 요약하였다.

각각의 포트의 직경은 10mm로 동일하게 사용되었다. 단일 포트의 경우, 연료 그레이의 중심축과 포트의 중심축이 일치하도록 하였으며, 3포트의 경우 연료 그레이의 중심축에서 반경방향으로 21mm 떨어진 곳에 위치하며 각 포트는 120°의 각을 가지고 배치되었다.

Table 1 Specification of the PE-GOX Hybrid Rocket Motor

Fuel Grain Configuration	
Fuel Grain Diameter $D_f(mm)$	84.0
Port Diameter, $D_p(mm)$	10.0
Fuel Grain Length, $L(mm)$	200.0
Post Chamber Configuration	
Chamber Diameter, $D_c(mm)$	84.0
Chamber Length, $L_c(mm)$	300.0
Nozzle Configuration	
Nozzle Expansion Ratio, $\epsilon$	2.9
Nozzle Throat Diameter, $d_t(mm)$	9.0
Nozzle Initial Diameter, $d_i(mm)$	14.0
Nozzle Exit Diameter, $d_e(mm)$	13.5
Converging Nozzle length, $l_c(mm)$	7.0

### 2-3. 계산 격자 및 경계 조건

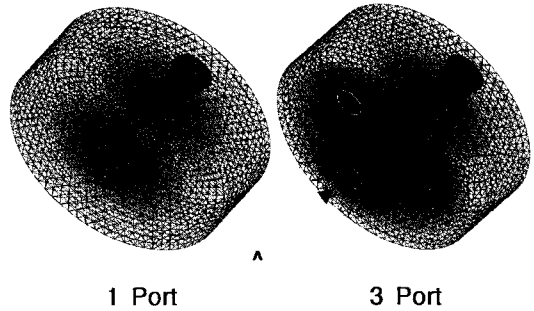


Fig. 3 Computational grid system

Figure 3은 본 연구에 적용된 1포트와 3포트에 적용된 계산 격자계를 보여준다. 격자는 비정렬 격자를 사용하였다. 포트 끝단과 후기 챔버, 수축 노즐 영역, 확산 노즐 영역을 나누어 격자를 생성하여 급격한 팽창으로 인해 심한 압력구배가 예상되는 포트 부근과 속도구배가 급격하게 변화하는 노즐영역에 격자를 밀집시켰다.

A부분의 직경은 시간의 흐름에 따라 증가되지만 본 연구에서는 직경변화가 미미하다는 가정하에 직경변화를 고려하지 않았다. 이는 낮은 후퇴율을 갖는 하이브리드 연소의 고유특성이기에 어느 정도 타당성을 갖는다. 따라서 포트의 직경이 일정한 고정된 격자계를 사용하였다. 실제 하이브리드 모터는 연소에 의해 연료 포트의 직경이 증가하여 연소면적이 늘어나게 된다. 그러나 연소면적이 증가함에 따라서 후퇴율이 줄어들어 연소에 참여하는 연료의 질량유량에는 큰 변화가 나타나지 않아 해석 결과에는 크게 영향을 미치지 않기 때문에 포트의 직경변화를 고려하지 않은 격자계를 사용하였다.

A부분은 기연가스가 후기 챔버로 유입되는 입구 부분에 해당되며 모든 유동은 노즐 끝단의 출구를 통해 유출되며, 입출구를 제외한 나머지 구간은 모두 벽면 경계조건으로 설정되었다.

### 2-4. 포트를 통한 입구 조건 설정

본 연구는 포트를 통하여 후기 챔버로 들어오는 유입 유량에 관한 입구조건을 설정할 필요가 있다. 입구조건은 전체 유량, 연소실 압력 및 기연가스의 몰분율을 통해 결정되었다.

### 2-4-1. Total Flux

후기 챔버를 통해 들어오는 유입 유량은 기연가스로 유입된다. 기연가스의 유량은 질량보존법칙에 의해 산화제와 연료 유량의 합으로 표현 가능하다. 전체 유량을 결정하기 위해 산화제와 연료의 유량을 계산하였다.

먼저 산화제 유속은 식 (1)로 표현할 수 있다.

$$G_{ox} = \frac{\dot{m}_{ox}}{N \times A_p} \quad (1)$$

N=Number of port

포트 직경을 통해 포트 면적을 구하고 산화제 유량을 포트 면적과 포트 수로 나누면 산화제의 질량 유속을 알 수 있다. 이 때 산화제 유량은 인젝터를 통해 연소실로 초킹 상태로 유입됨을 가정하여 일정한 유량으로 간주될 수 있다. 산화제 유량은 식 (1)을 통해 결정하였다.

연료 유량은 식 (2)로 나타낼 수 있다.

$$\dot{m}_f = \rho_f \dot{r} A_b \quad (2)$$

연료의 유량 계산에 필요한  $\rho_f$ 는 PE의 물성치에 의해 결정되며, 연소면적인  $A_b$ 는 연료 그래인의 형상에 의해 결정된다. 후퇴율( $\dot{r}$ )은 일반적으로 사용되는 Marxman의 이론식을 이용하여 식 (3)과 같은 형태로 정리할 수 있다.

$$\dot{r} = a C_{ox}^n \quad (3)$$

식 (3)에 a와 n은 실험을 통해서 구해지는 계수로써, 추진제와 시스템 특성에 따라 다른 값을 갖게 된다. 본 연구에서 사용한 PE-GOX에 관한 후퇴율에서 각 계수는 참고문헌 [10]을 통해 a는 0.03035, n은 0.46423과 같다. 식(1)에서 구한 산화제 유속과 두 가지의 실험계수를 통하여 후퇴율을 계산하였다.

### 2-4-2. 연소실 압력

연소실 압력에 대한 내탄도 성능 특성은 참고 문헌[11]에 자세히 설명되어 있으며, 이는 정상상태에서 식 (4)와 같이 표현된다.

$$P_c = \frac{c^*}{A_t} (\rho_f \dot{r} A_b + \dot{m}_{ox}) \quad (4)$$

앞에서 식 (1)과 식 (2)를 통해 산화제와 연료 유량을 결정하였으므로 연소실의 압력은 특성 속도에 영향을 받게 된다.

특성속도는 식 (5)로 나타낼 수 있다.

$$c^* = \frac{\sqrt{\gamma R T_c}}{\sqrt{\frac{2}{(\gamma+1)} \frac{\gamma+1}{\gamma-1}}} \quad (5)$$

Table 2 Variables related with regression rate

N	$G_{ox}$ (kg/m <sup>2</sup> s)	$\dot{r}$ (mm/s)	$\dot{m}_f$ (kg/s)	(O/F)	$\dot{m}_{tot}$ (kg/s)
1	560.225	0.5728	0.0034	12.868	0.0474
3	186.742	0.3440	0.0063	7.1432	0.0502

Table 3 Thermochemical properties in the chamber and mole fractions of burnt gas

Port	CEA Code		$c^*$ (m/s)	$O_2$ ( $X_i$ )	$H_2O$ ( $X_i$ )	$CO$ ( $X_i$ )	$CO_2$ ( $X_i$ )
	$P_c$ (bar)	$T_c$ (K)					
1	10.819	3055.2	1476	0.678	0.161	0.021	0.140
3	11.500	3610.2	1589	0.483	0.259	0.121	0.137

특성속도를 결정하기 위해서 화학평형 해석은 Gordon and McBride[12]에 의해 개발된 CEA 코드를 사용하였다. 연소실 내에서 산화제와 연료의 반응속도는 연소실 내 가스 유동 속도에 비해 매우 빠르므로 화학 평형 상태 가정할 수 있으며, 노즐에서는 유동 속도가 연소실에서 연소된 가스 재결합 또는 분열되는 속도보다 빠르므로 Frozen 상태로 열역학적 데이터를 계산한다. 산화제는 GOX를 적용하였고, 연료는 CEA 코드에 내장되어 있는  $(CH_2)_n$ 을 이용하였다.

CEA 코드를 사용하기 위해서는 식 (1)에 의해 결정된 산화제 유량과 식 (2)의 기화 연료 유량을 통해 O/F 비를 결정할 수 있으며 식 (6)으로 표현할 수 있다.

$$O/F = \frac{\dot{m}_{ox}}{\dot{m}_f} = \frac{\dot{m}_{ox}}{\rho_f \dot{r} A_b} = \frac{\dot{m}_{ox}}{\pi \rho_f D_p L} \quad (6)$$

where,  $\dot{m}_{ox} = 0.044 \text{ kg/s}$ ,  $\rho_f = 950 \text{ kg/m}^3$

연소실 압력 및 O/F 비에 따라 온도, 비열, 비열비, 및 분자량과 같은 열역학적 물성치를 각각 계산하여 식 (5)의 특성 속도 계산에 사용하였다.

### 2-4-3. 기연가스의 물분율

기연가스의 물분율은 연소에 참여하는 산화제와 연료의 유량에 의해 변한다. 완전 연소에 필

요한 산화제보다 많은 양의 산화제가 유입되면 산화제가 존재하는 상태로 기연가스가 구성된다. 본 연구에서는 기연가스의 물분율은 CEA 코드를 통해 계산된 값을 결정하였다.

2.4 절에서 결정된 계산 결과들은 Table 2와 Table 3과 같으며 포트 입구 유입 유량을 결정하는데 활용되었다.

### 2-5. 전체 계산의 흐름

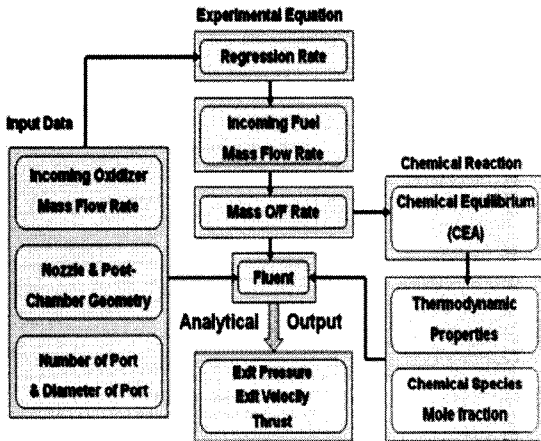


Fig. 4 Flow Chart of the numerical model

해석적인 방법을 통해 성능 예측을 수행하는 절차를 Fig. 4의 개략도를 통해 도시하였다. 산화제 유량과 연료 그레이의 기화학적 정보를 통해 후퇴율이 도출되며, 후퇴율을 통하여 연료의 질량 유량을 계산하여, 초기에 결정된 산화제로부터 O/F 비를 결정한다. O/F 비와 연소실 압력을 통하여 연소실 압력과 특성속도, 열역학적 물성치, 화학종의 물분율을 도출한다. 계산된 총질량유량과 압력, 온도, 화학종의 물분율을 포트 입구 조건으로 설정하여 3차원 유동을 해석하여 노즐 출구의 압력( $P_e$ ) 및 속도( $V_e$ )를 통해 추력을 도출하였다.(Table 4)

Table 4 Performance Parameters

N	$\overline{V_e}$ (m/s)	$\overline{P_e}$ (bar)	Momentum Thrust (N)	Pressure Thrust (N)	F (N)
1	1604.1	0.740	76.034	-4.836	71.200
3	1794.1	0.732	90.002	-4.998	85.002

## 3. 해석 결과

### 3-1. 속도장 및 압력분포

Figure 5는 단일 포트의 후기 챔버와 노즐의 속도장을 나타내며, 축방향 속도, 반경방향 속도만을 도시하였다.

단일 포트의 경우 포트와 노즐의 중심축이 일치하는 영역에서는 1차 유동이 후기 챔버 중심부를 제외한 영역에서 상대적으로 느린 속도를 갖는 2차 유동으로 구별되고 있음을 알 수 있다. 이러한 1차 유동은 포트와 노즐의 중심축이 일치하여 발생하는 것으로 판단되며, 포트에서 유입된 대부분의 유동은 낮은 반경방향 속도 성분과 상대적으로 큰 축방향 속도 성분으로 구성되어 노즐을 통해 빠져나간다. 일부만이 확장된 후기 챔버로 유입되어 재순환 영역의 2차 유동을 거쳐 노즐을 통과한다.

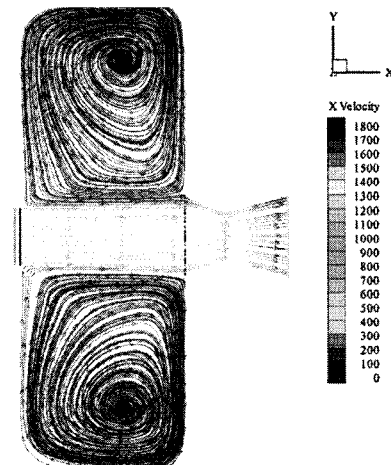


Fig 5. Velocity vector field in the single port model

재순환 영역의 2차 유동은 Post-chamber의 벽면을 따라서 유동이 흐르며 이는 다시 포트를 통해 들어오는 유동에 의해 닫힌 순환영역을 형성한다. 이러한 닫힌 순환영역이 존재하는 이유는 2차 유동에 비해 상대적으로 빠른 속도를 갖는 1차 유동의 전단력에 의해 2차 유동의 재순환 영역이 형성된다. 이러한 결과는 캐비티 유동(cavity flow)과 유사성을 보인다. 1차유동의 전단력이 순간적으로 움직이는 벽면의 효과와 같은 작용을 하여 2차유동이 캐비티 유동과 흡사하게 나타난다.

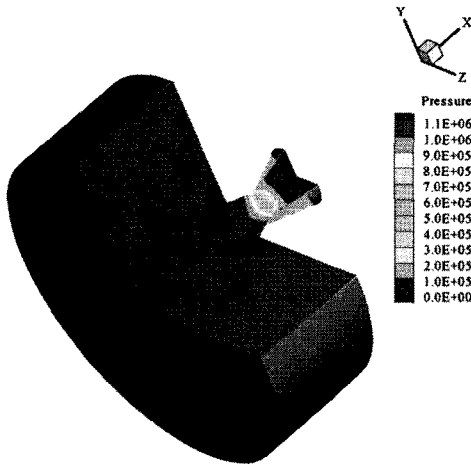


Fig 6. Pressure distribution in the single port model

Figure 6은 단일 포트의 압력분포를 나타내고 있다. 포트가 끝나는 부분의 압력과 노즐부근의 벽면에서 압력이 큰 영역이 형성됨을 볼 수 있다. 이러한 현상은 후기 챔버 내의 활발한 유동이 후기 챔버의 입구 영역과 노즐 부근에서 지속 구간을 형성하여 정압에 의한 압력 상승 현상으로 판단된다. 노즐 끝단의 압력을 보면 대기압보다 낮은 압력이 형성된 것을 볼 수 있다. 이는 노즐출구면에서 과도팽창(over-expansion)됨을 보여준다.

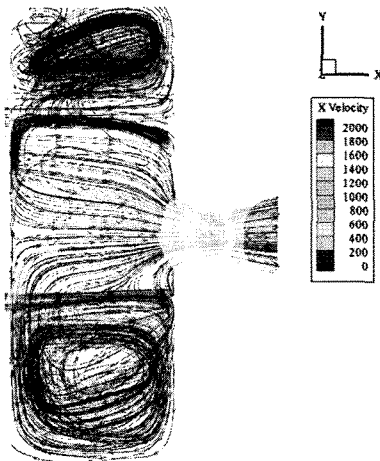


Fig 7. Velocity vector field in 3 ports model

Figure 7은 3포트의 속도 벡터장을 나타내며, 단일 포트와는 달리 노즐과 포트의 중심이 일치하지 않아 각 포트에서 유입된 질량유량이 1차 및 2차 유동의 충돌로 인해 활발하게 혼합되어 노즐을 통과하는 것을 볼 수 있다. 이는 단일 포

트에 비해서 상대적으로 난류 혼합이 강하게 발생되지만, 전체 유량의 증가로 인해 후기 챔버 중심부의 속도가 느려짐에도 불구하고 노즐 출구에서는 단일 포트보다 더욱 빠른 속도로 배출됨을 보여주고 있다. 이는 포트 수가 증가함에 따라서 후기 챔버 중앙부의 유동 패턴이 모멘텀 추력에 미치는 영향보다 연료의 질량 유량이 증가해서 성능에 미치는 영향이 더 크다는 사실을 암시한다.

Figure 8은 3포트의 압력분포를 나타낸다.

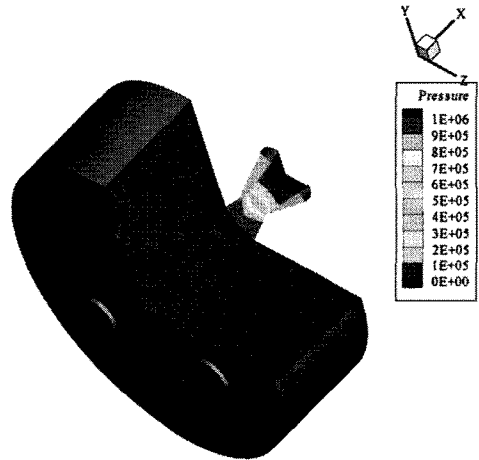


Fig 8. Pressure distribution in 3 ports model

후기 챔버 영역의 압력분포는 활발한 난류유동 혼합에 의해서 단일포트 보다 공간상에서 균일한 압력분포를 나타내고 있음을 알 수 있다. 3포트 후기챔버 압력분포는 단일포트보다 상대적으로 높은 국부 압력을 갖는 영역이 넓게 존재하지만 평균적으로는 단일포트의 압력과 큰 차이가 없었다. 또한 단일 포트와 같이 3포트에서도 노즐 끝단의 압력이 대기압보다 낮아 과도팽창의 현상이 나타나고 있음을 볼 수 있다. 단일 포트와 3포트의 미미한 압력차이와 과도팽창 현상은 포트수가 증가해도 압력변화로 인한 성능 변화는 크지 않을 것으로 사료된다.

### 3-2. 추력 성능

본 연구에서 도출된 3port 챔버의 총 추력은 단일 포트보다 19.3% 증가했음을 Table. 4를 통해 알 수 있다. 모멘텀 추력은 약 18.37% 증가되었다. 3port 챔버의 총 질량유량은 5.9% 증가하였고 노즐 출구 속도는 11.84% 증가하였다. 반면, 총 추력 중 압력추력은 3.35% 감소하여 성능 저

하의 영향을 미치는 것을 볼 수 있으며 이는 유동 패턴 분석에서 나타난 노즐 출구면에서의 과도팽창(Over-expansion)에 의한 성능 저하임을 알 수 있다. 따라서 하이브리드 모터의 포트 수에 따른 로켓의 성능변화는 압력추력에 따른 변화보다 모멘텀 추력에 의한 변화가 큰 영향을 주는 인자임을 확인할 수 있다. 또한, 다공 포트에 의한 연소면적의 증가에 따른 연료의 유량증가에 따른 영향은 물론 후기챔버(post-chamber)의 기하학적 형상에 따른 배기속도의 증가가 멀티 포트 연소기의 추력 성능 향상에 일정 부분 기여하고 있는 것으로 판단된다.

#### 4. 결 론

하이브리드 로켓의 후기 챔버내 포트수 변화에 따른 유동 특성 및 압력분포, 추력변화에 대하여 수치해석 연구를 통해 얻게 된 결과는 다음과 같다.

1. 포트출구에서 후기 챔버로 유입된 속도장은 3포트의 경우 강한 난류혼합으로 인해 단일포트의 경우보다 축방향으로 낮은 속도 분포를 보여주고 있으나 노즐출구의 속도는 높아져 모멘텀 추력이 단일포트보다 증가하였음을 알 수 있었다.
2. 연소면적의 증가에 따른 연료 기화량의 증가가 노즐 출구속도의 증가를 꺾하여 추력이 향상된 것으로 판단된다. 연료유량 증가에 기인한 것인지 챔버 형상에 의한 추력 향상인지에 대한 후속 연구가 뒤따라야 할 것이다.
3. 압력추력의 영향은 모멘텀 추력에 비해 현저히 낮았으며 다공포트 및 단일포트의 후기 챔버내 압력분포가 서로 유사한 분포를 가져 압력에 의한 변화는 크지 않다는 사실을 알 수 있었다.

본 연구는 연소가 연료 포트 내에서 완료된다는 가정의 의거하여 수행된 만큼, 추후 후기 챔버내에서 연소가 지속되는 경우에 대해 포트의 직경 변화를 고려한 연구를 수행하여야 할 것이다. 또한, 다양한 L/D 후기챔버 형상을 갖는 경우에 대하여 연구가 뒤따를 예정이다.

#### 참고문헌

[1] Sutton, P. G., and Biblarz, O., "Rocket

Propulsion Elements," John Wiley & Sons, Inc., Seventh Ed., 2000, pp.444-466.

[2] Marxman, G. A., et al., "Fundamentals of Hybrid Boundary-Layer Combustion", Progress in Astronautics and Aeronautics, vol. 15, 1964, pp. 485-522.

[3] Marxman, G. A. and Gilbert, M., "Turbulent Boundary Layer Combustion in the Hybrid Rocket", Academic Press Inc., 1963, pp. 371-383.

[4] 민문기 "하이브리드 연소기의 산화제 주입기 형상변화에 따른 연소 유동장 수치해석 및 연료 그레이인 포트 수 변화에 따른 후퇴율에 관한 실험적 연구." 항공대, 2007 pp.48-85.

[5] Kim, S. J., "The Study of Regression rate of Swirl Injection Hybrid Rocket Engine with the Variation of Swirler and Pre-chamber", M. S. Dissertation, Dept. of Aerospace and Mechanical engineering, Hankuk Aviation Univ., 2004.

[6] 황영춘, 이창진, "스윙 유동과 나선형 그레이인에 의한 하이브리드 로켓 연료의 연소율 향상", 한국항공우주학회지, 제 34권, 제 4호, 2006, pp. 63-69.

[7] Smoot, L. D. and Price, C. F., "Regression Rates of Metalized Hybrid Fuel Systems." AIAA Journal, Vol. 4, 1965.

[8] M. A. Karabeyoglu, B. J. Cantwell, and D. Altman, "Development and testing of paraffin-based hybrid rocket fuels", AIAA-2001-4503, AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 37th, Salt Lake City, UT, July 8-11, 2001.

[9] FLUENT 6.2 User's Guide, <http://www.fluentusers.com>

[10] T. S. Kook, S. M. Gil, J. K. Kim, H. J. Moon, E. M. Jung, D. K. Yoo, S. J. Kim, "The experimental study on combustion characteristic of hybrid combustion with various fuel", Proceedings of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, 2003.

[11] C. J. Yoon, N. Y. Song, W. J. Yoo, C. S. Jeon, J. K. Kim, H. J. Moon, H. G. Sung, 2007, "Combustion Characteristics and Performance Prediction of PE-GOX Hybrid Rocket Motor Part II : Internal Ballistic Performance", Proceedings of the 2007 Korean Society of Propulsion Engineers, Vol. 11, No. 2, pp.79-85.

[12] Gordon, S. and McBride, B. J., "Computer Program of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications." NASA RP-1311, 1994.