지상시험용 모델 스크램제트 엔진의 설계

강상훈* · 이양지* · 양수석**

Model Scramjet Engine Design for Ground Test

Sang Hun Kang* · Yang Ji Lee* · Soo Seok Yang**

ABSTRACT

Scramjet engine is one of the most promising propulsion systems for future transport. For the ground test with T4 shock tunnel, model scramjet engine is designed. Design flight Mach number is 7.6 and flight altitude is 30km. Engine intake is designed by Levenberg-Marquardt optimization method and Korkegi relation. Furthermore, cowl cut out region is installed by the rule of Kantrowitz limit. Inside the combustor, cavity type flame holder is installed. Cavity is designed by Rayleigh line relation and PSR model. Numerical analysis is performed for the design confirm.

초 록

미래형 추진기관으로 주목받고 있는 스크램제트 엔진의 지상시험을 위해 시험모델을 설계하였다. 설계 마하수는 7.6, 고도는 30km로 두었으며 4개의 충격파를 흡입구에 배치하였다. 엔진의 흡입구는 Levenberg-Marquardt 최적화 기법, Korkegi 관계식을 이용하여 설계하였으며 연소기는 연료-공기 혼합 증진을 통하여 고연소효율 및 연소기 길이 단축을 구현할 수 있도록 설계하였다. 성능검증을 위한 전산해석에서 흡입구는 받음각 ±4°에서도 적절한 충격파배치를 보였으며 연소기는 공동을 설치하였을 때 연소효율이 향상됨을 확인할 수 있었다.

Key Words: Scramjet engine, Supersonic combustion(초음속 연소), Intake design(흡입구 설계), Combustor Design (연소기 설계)

1. 서 론

스크램제트 엔진은 미래형 추진기관 중 가장 주목받고 있는 추진기관 중에 하나이다. 이 엔진은 별도의 산화제 탱크를 탑재하지 않으면서도 극초음속 비행이 가능하여 재사용발사체 또는 극초음속 항공기 엔진으로 활용할 수 있다. 최근 들어 호주, 일본, 영국, 미국 등 많은 선진국들이 스크램제트 엔진 개발을 위한 연구에 매진하고 있으며 2004년 X-43A의 비행시험, 2006년 HyShot III 비행시험, 2007년 HyCause 비행시험 등 많은 연구결과들을 쏟아내고 있다.

한국항공우주연구원에서는 이러한 국제적인 연구분위기에 동참하여 수년간 고속추진기관 관련

† 2007년 8월 22일 접수 ~ 2007년 10월 8일 심사완료
* 정회원, 한국항공우주연구원 첨단추진기관팀
** 종신회원, 한국항공우주연구원 첨단추진기관팀
연락저자, E-mail: aeroksh@kari.re.kr

연구를 진행해왔으며 2007년 7월 호주의 University of Queensland가 보유하고 있는 T4 Shock tunnel을 이용하여 항우연이 자체설계한 스크램제트 엔진의 지상시험을 성공적으로 수행하였다. 호주의 T4 shock tunnel은 Free-piston type의 충격파 터널로서 HyShot II, III의 지상시험에 이용되었으며 이들의 비행시험결과와의 비교를 통해 그 정확성이 입증되었다.

본 연구에서는 이 시험에 적용한 모델스크램제트 엔진의 설계과정을 소개하고자 한다.

2. 흡입구의 설계

2.1 설계 조건 및 기본 형상

스크램제트 엔진을 포함한 램제트 계열 엔진의 흡입구는 초음속 흡입구로서 충격파를 이용하여 공기를 압축 흡입한다. 따라서 흡입구가 압축기의 역할을 함께 수행해야하므로 적절한 연소조건을 조성해주기 위한 정확한 설계가 필수적이다. 본 연구팀은 모델 스크램제트 엔진 흡입구의 설계에 관하여 몇 가지 연구결과를 발표한 바 있다[1-2]. 본 설계 모델은 그간의 연구결과와 비교하여 모델형상이 변화하였지만 그 접근 방법이 유사하다. 따라서 본 연구에서는 설계의 방법론에 대해서 간략하게만 소개하기로 한다.

본 시험모델의 시험조건은 호주의 HyShot II의 시험조건과 마찬가지로 비행마하수 7.6, 고도조건 30km로 설정하였다. 이 시험조건에서의 지상시험결과는 HyShot II의 비행시험결과와의 비교를 통해 그 정확성이 입증된 바 있다.

본 시험모델에서는 안정된 연소를 위해 연소기의 흡입마하수를 약 2.0으로 두었다. 이를 위해 흡입구는 4개의 충격파를 이용하여 공기를 흡입하며 Fig. 1과 같은 기본 형상을 갖는다.

흡입구에서의 전압력 보존율 (Total pressure recovery)은 흡입구 성능계수 중 가장 중요한 변수이다. 따라서 본 연구에서는 Levenberg - Marquardt의 최적화 기법을 적용하여 최상의 전

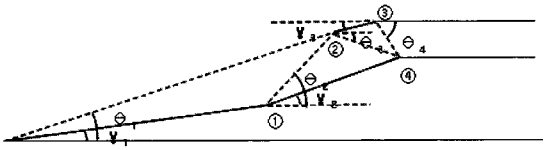


Fig. 1 Initially assumed intake geometry

압력회복율을 갖도록 하였다.

연소기 입구의 높이를 10 mm로 가정할 때 흡입구 형상의 꼭지점의 좌표는 다음과 같다.

$$(x_1,y_1) = (601.3,\ 127.8) \quad (1)$$
$$(x_2,y_2) = (765.9,\ 247.3)$$
$$(x_3,y_3) = (808.9,\ 258.9)$$
$$(x_4,y_4) = (839.0,\ 248.9)$$

2.2 흡입구 박리현상 분석

흡입구에서 발생한 충격파는 역압력 구배를 유발하여 경우에 따라 유동 박리현상을 발생시키기도 한다. Korkegi는 2차원 및 3차원 형상에서 충격파가 유발하는 박리현상에 관한 실험적 연구결과를 다음의 관계식으로 정리하였다.

$$p_i/p = 1+0.3M^2 \quad , M<4.5 \quad (2)$$
$$p_i/p = 0.17M^{2.5} \quad , M>4.5$$

이때, p_i는 충격파 하류 압력, p는 충격파 상류 압력을 각각 나타낸다.

Figure 2에는 본 설계 흡입구 형상에서 충격파

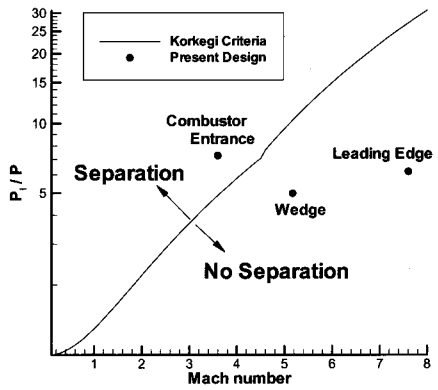


Fig. 2 Static pressure ratio across the shock waves and Korkegi's criteria

전후의 압력비를 Korekegi 관계식과 비교하여 나타냈다. 그림에서 나타난 바와 같이 연소기 입구 상류에서 박리현상이 예측되고 있음을 알 수 있다. 이러한 현상은 전산해석을 통해 입증할 수 있었다[2]. 본 설계 흡입구에서의 박리현상은 충격파를 재배치하거나 경계층 유출구를 설치함으로써 방지할 수 있다. 그러나 Swithenbank(1966)에 의하면 10%의 공기유출이 80%의 추력손실을 야기시킬 수 있으므로 Fig. 3과 같이 충격파 재배치를 통해 박리현상방지를 구현하였다[3].
이와같이 흡입구 형상을 변경하는 경우에는 충격파 전후 압력비가 Fig. 4와 같이 변화하므로 박리현상을 방지할 수 있다.

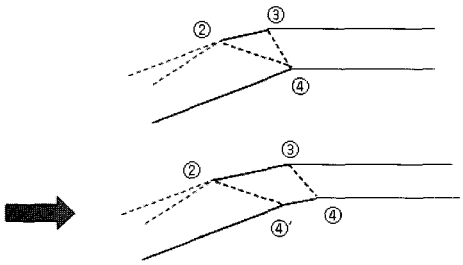


Fig. 3 Shock waves redistribution for the prevention of flow separation

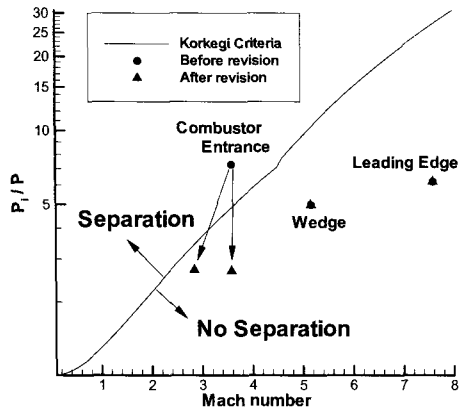


Fig. 4 Static pressure ratio across the shock waves after revision

2.3 흡입구 불시동 분석

내부압축형 흡입구는 엔진내부에서 질식(Choking)현상이 발생하더라도 공기배출을 통한 재시동이 어렵기 때문에 자발시동이 가능하도록 압축비를 적절하게 조절하거나 가변형 흡입구로 설계해야 한다. 특히 제작 및 운영을 간단하게 하기 위해 고정형 흡입구를 선택한 경우에는 흡입구 전단에 수직충격파가 발생하더라도 흡입유동을 질식(Choking)없이 흡입할 수 있어야 한다. 이러한 조건을 만족하기 위한 한계 압축비 Kantrowitz limit은 다음의 식으로 표현할 수 있다[4].

$$\left(\frac{A_{th}}{A_2}\right)_{Kantrowitz} = M_2\left[\frac{(\gamma+1)M_2^2}{(\gamma-1)M_2^2+2}\right]^{\frac{-\gamma}{\gamma-1}}\left[\frac{\gamma+1}{2\gamma M_2^2-(\gamma-1)}\right]^{\frac{-1}{(\gamma-1)}} \times\left[\frac{1+(\gamma-1)/2\cdot M_2^2}{(\gamma+1)/2}\right]^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \quad (3)$$

본 설계모델에서의 Kantrowitz 한계 압축비는 0.69~0.71 (받음각 ±4°)이지만 실제로는 0.56정도로 압축되고 있다. 따라서 자발시동을 위해서는 흡입구에 트임구간을 배치하여야 한다.

본 연구팀의 초기 설계모델에서는 Fig. 5와 같이 트임구간을 흡입구 측벽(Sidewall)에 배치하였다[2]. 그러나 이 경우에는 Cowl 전단에서 발생한 충격파가 트임구간의 꺾임점과 매우 가까워 열응력에 의한 손상이 우려되며 전체적으로 흡입유량에도 손실이 많다. 이를 보완하기 위해 최종설계모델에서는 Fig. 6과같이 Cowl 상부에 트임구간을 두었다. Cowl 트임구간을 W 자형으로 한 이유는 가로방향으로의 압력구배를 통해 연료-공기 혼합율을 증진시키기 위해서이다.

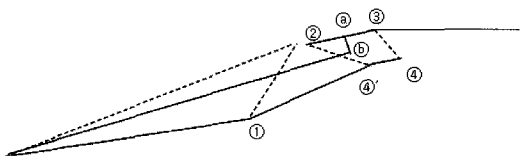


Fig. 5 Original Sidewall Cut out region

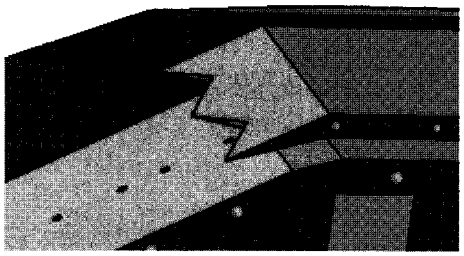


Fig. 6 Revised cowl cut out region

트임점을 a라고 두었을 때 최종 흡입구의 설계 좌표는 다음과 같다.

$$(x_1,y_1) = (420.5, 89.4) \quad (4)$$
$$(x_2,y_2) = (546.1, 173)$$
$$(x_3,y_3) = (589.5, 184.6)$$
$$(x_4,y_4) = (597.8, 174.6)$$
$$(x_{4'},y_{4'}) = (576.8, 169)$$
$$(x_a,y_a) = (562.2, 171)$$

2.4 전산해석 결과

이와같이 설계한 흡입구는 전산해석을 통하여 검증하였다. 전산해석은 상용코드 FLUENT를 사용하였으며 Coupled-Implicit Model을 적용하였다. 난류모델은 관련분야의 많은 연구자들이 사용하고 검증한 바 있는 k-ω SST 난류모델을 사용하였다[5-7]. 이때 사용한 격자계는 약 60100개(연소기 입구높이에 66개 배치)로 Craddock (1999)의 Grid resolution study에서 제안한 최적값의 약 2.5배 수준이다[8]. Fig. 7에 도시한 해석결과를 살펴보면 충격파가 설계상의 예측에 맞게 배치되었으며 받음각 ±4°의 경우에도 박리현상이 나타나지 않고 있어 올바르게 설계되었음을 알 수 있다.

전산해석 결과로부터 흡입구가 연소기에 제공하는 공기의 조건을 Table 1에 도시하였다.

Table 1. Combustor entrance conditions (M_F=7.6, H=30km)

AOA	0°	+4°	-4°
M_c	2.2	2.4	1.9
P_c	125.6 kPa	92.2 kPa	176.6 kPa
T_c	1459.7 K	1309.9 K	1694.2 K
$T_{t,c}$	2864.6 K	2865.0 K	2862.0 K

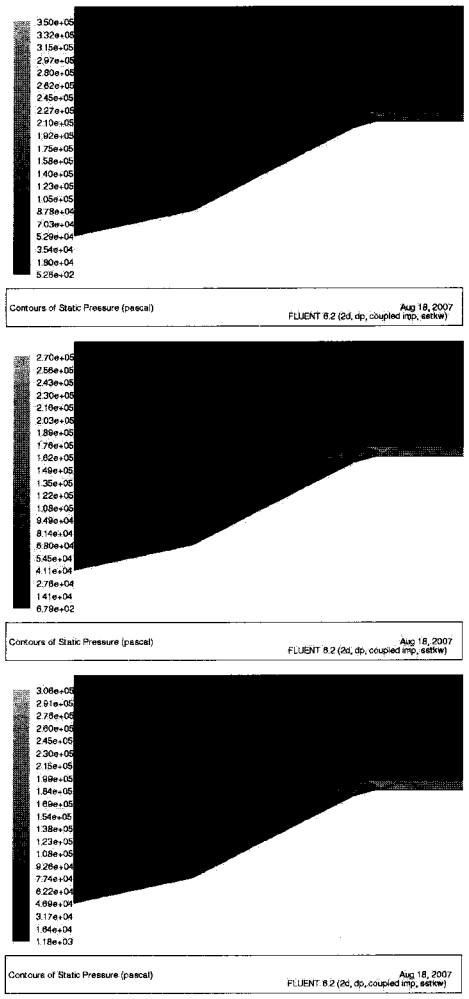


Fig. 7 Static pressure distribution at the engine intake (AOA = 0°, -4°, +4°)

3. 연소기의 설계

3.1 일반 설계 조건

스크램제트 엔진과 같은 고속추진기관은 일반 가스터빈계열의 엔진과 달리 항력최소화가 매우 중요한 설계변수가 된다. 물론 가스터빈엔진의 경우에도 형상을 결정함에 있어서 공력저항력을

최소화하는 것이 중요하기는 하지만 극초음속 영역에서 엄청난 공력저항을 이겨내야하는 스크램제트엔진에서의 중요도와는 그 차원이 다르다고 할 수 있다. 따라서 본 연구에서는 스크램제트 엔진 연소기의 설계 목표를 항력 최소화 및 고 연소효율 동시구현으로 두었다.

Paull 등(1995)은 스크램제트엔진에 관한 실험적 연구에서 연소기 Skin friction은 전체 skin friction의 60% 수준이고 Net Drag의 28% 수준이라고 밝힌 바 있다[9]. 또한 JAXA, Kakuda Space Center의 Tomioka는 자신들의 실험결과를 근거로 연소기 내부 항력이 전체 항력의 거의 60% 정도에 달한다고 언급하였다. 따라서 스크램제트 엔진 연소기의 설계에 있어서 연소기 길이를 최소한으로 두는 것이 바람직하다[10]. 본 연구에서는 공동(Cavity)을 이용한 연료-공기 혼합성능 증대를 통하여 연소기 길이 단축을 구현하였다. 이 때 연소효율η_c와 출구연소효율 $\eta_{c,e}$은 다음과 같이 정의되며, 출구연소효율 $\eta_{c,e}$의 목표값은 0.7이다.

$$\eta_c(x) = 1 - \frac{\int_{A_x} \rho y_{H_2} \vec{V} \cdot d\vec{A_x}}{\dot{m}_{H_2}} \qquad (5)$$

$$\eta_{c,e} = \eta_c(l)$$

여기서, l은 연소기의 유동방향 길이를 나타낸다.

3.2 열질식 (Thermal Choking) 분석

엔진의 연소기 내부에서 과다한 발열로 인해 열질식이 발생하는 경우에는 흡입구 충격파 배치의 분산 및 재구성이 반복되어 엔진의 운전이 불안정해지며 경우에 따라서는 엔진이 파손될 수도 있다. 따라서 이에 대한 분석을 통하여 엔진 운전의 안정성을 확보하는 것은 필수적인 작업이다. 열질식을 방지하는 방법으로는 팽창형 연소기 (Expanding combustor)를 적용하거나 경계층배출구(Bleed hole)를 설치하는 등의 방법이 있다. 이들 방법의 잘못된 적용은 점화실패의 원인이 될 수 있으므로, 이를 올바르게 적용하기 위해서는 연소기 내부의 현상이 명확히 규명된 후, 드러난 문제점을 해결하는 방식으로 접근해야한다. 그러나, 현 단계에서는 전산해석을 통한 연소기 내부 현상규명에 한계가 있으므로, 본 연구에서는 Rayleigh line 관계식에 의한 연료량 조절로 열질식을 예측, 방지하고, 추가적인 열질식 방지법은 실험데이터 분석을 통해 적용하기로 한다.

Table 2. Calculation of fuel amount

AOA	0 °	+4 °	-4°
M_c	2.2	2.4	1.9
P_c (kPa)	125.6	92.2	176.6
T_c (K)	1459.7	1309.9	1694.2
$T_{t,c}$ (K)	2864.6	2865.0	2862.0
T_t^* (K)	3782.9	3985.2	3475.1
m_{air} (kg/s)	0.779	0.701	0.846
m_{H2} (g/s)	5.9	6.5	4.3
Φ	0.26	0.39	0.17
Φ_e	0.37	0.46	0.25
$(m_{H2})_e$ (g/s)	8.49	9.3	6.15

열질식이 발생하지 않기 위해서는 연소기내부 전온도가 Rayleigh line 관계식에 의한 한계치 T_t^* 를 넘지 않아야 한다.

$$T_{t,a}/T_t^* = \frac{(1+\gamma)^2 M^2 (1+\frac{\gamma-1}{2}M^2)}{(1+\gamma M^2)^2 (1+\frac{\gamma-1}{2})} \qquad (6)$$

이때 열질식을 위한 열량 $\dot{q}$는

$$\dot{q} = \dot{m}_{air} C_p (T_t^* - T_{t,a}) \qquad (7)$$

이므로 이러한 발열량을 내기위한 수소유량은

$$\dot{m}_{H_2} = \dot{q}/Q_H = \dot{m}_{air} C_p (T_t^* - T_{t,a})/Q_H \qquad (8)$$

로 계산할 수 있다.

이상의 관계식과 흡입구의 전산해석 결과를 바탕으로 산출한 수소질량유량을 Table 2에 도시하였다. 이때, 유효당량비 ϕ_e는 목표 출구연소효율을 고려한 값으로서

$$\phi_e = \phi/\eta_{c,e} = \phi/0.7 \qquad (9)$$

이다. Table 2의 결과로부터 받음각 ±4°에서 열질식이 발생하지 않기 위한 적정유효당량비는 0.25이다.

3.3 공동(Cavity) 설계

본 시험모델은 연소기내부에 공동(Cavity)형상

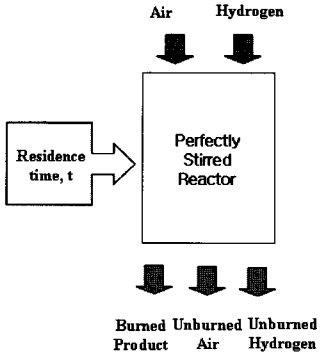


Fig. 8 Schematics of Perfectly Stirred Reactor

Table 3. Calculation of fuel amount

Residence Time	Mole fraction of Hydrogen at the exit
1 sec	1.52e-4
1.e-1 sec	1.92e-4
1.e-2 sec	4.87e-4
1.e-3 sec	1.74e-3
1.e-4 sec	5.13e-3
1.e-5 sec	1.54e-2
5.e-6 sec	No reaction

의 혼합장치(Mixer)를 설치하여 혼합성능 증대 및 연소기 길이 단축을 구현한다. 공동은 연소기 내부에 와류영역을 생성시켜 연료와 공기를 혼합하고 화염을 고정시키는 역할을 한다.

공동의 크기를 결정하기 위해서는 연료-공기 혼합기(Mixed gas)가 안정된 연소반응을 일으키기 위한 최소체류시간을 먼저 산출하여야 한다. 연소반응을 위한 최소체류시간은 PSR(Perfectly Stirred Reactor) 모델을 사용하여 계산할 수 있다[11]. 완전혼합반응기(Perfectly Stirred Reactor)는 연료와 산화제가 완전균일하게 혼합되는 반응기 또는 연소기를 말한다. Fig. 8에는 완전혼합반응기의 개념도를 도시하였다. 이 모델을 이용하면, 임의의 체류시간 t 가 흐른 후에 생성물 및 반응물의 양을 계산할 수 있으며 이로부터 안정적인 연소반응이 일어나기 위한 최소체류시간을 산출할 수 있다. 본 연구에서는 수소의 반응율계산을 위해 Chemkin-II 프로그램을 이용하

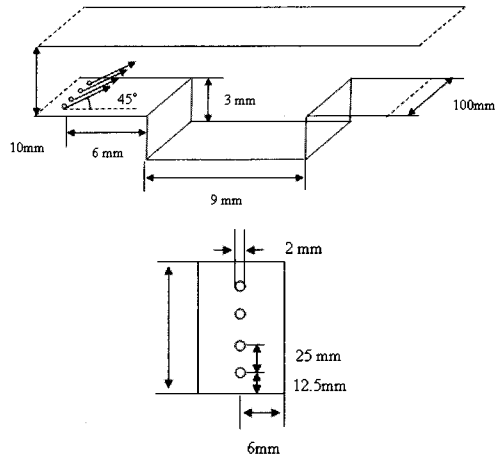


Fig. 9 Specification of combustor cavity and fuel injection nozzles

였으며 9가지 화학종에 대해 19 단계 반응을 적용하였다. 설계된 흡입구에 대한 전산해석 결과로부터 연소기로 공급되는 공기의 조건은 다음과 같다.

$$M_c = 2.2;\ P_c = 125.6\ \text{kPa} \qquad (10)$$

T_c = 1459.7 K; U = 1680m/s

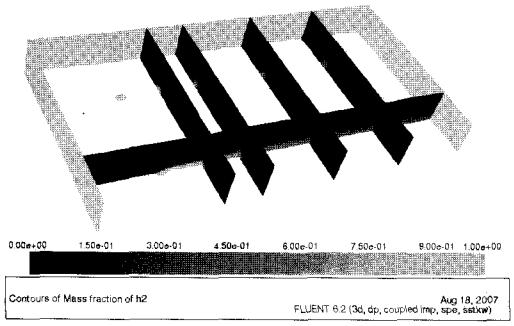
Equation 10의 조건을 PSR 모델에 적용하고 임의의 체류시간에 대해 완전혼합반응기 하류에서의 수소의 몰분율을 계산하면 Table 3의 결과를 얻을 수 있다.

Table 3을 살펴보면, 최소한 10μsec 의 체류시간이 있어야 연소반응이 일어날 수 있음을 알 수 있다. 최소체류시간 τ_r이 결정되면 Eq. 11로부터 공동의 깊이 D를 계산할 수 있다[11].

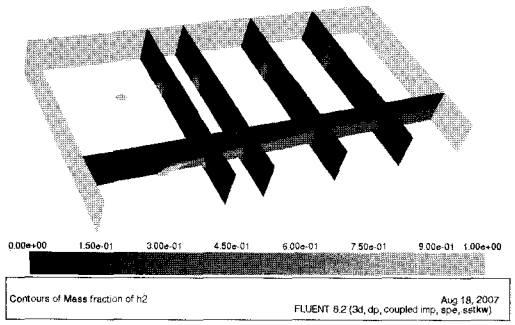
$$D = \tau_r U / K_b \qquad (11)$$

이 때 K_b는 체류시간상수로서 많은 연구자들이 서로다른 상수값을 제시하고 있다. 본 연구에서는 Mitani와 Izumikawa(2000)가 제안한 가장 보수적인 값인 7.6을 사용하였다[12]. 이로부터 계산된 공동의 깊이 D는 2.2mm 이며 본 연구에서는 안전율을 고려하여 3mm로 정하였다.

Yu 등(1998)은 연소기 입구 마하수 2.0 조건에서의 수소연료의 공동 연소기 시험을 수행하였다[13]. 이들의 시험결과를 살펴보면 공동의 길

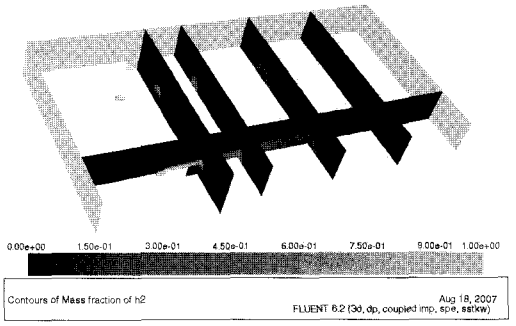


(a) ϕ = 0.2

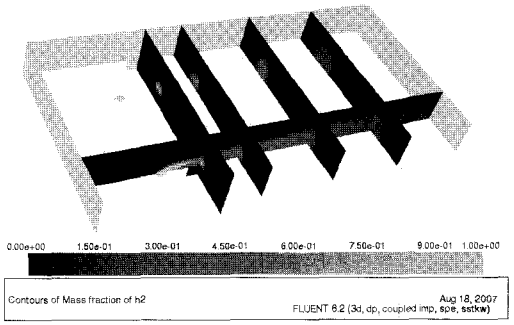


(b) ϕ = 0.4

Fig. 10 H_2 mass fraction distribution in the simple box type combustor



(a) ϕ = 0.2



(b) ϕ = 0.4

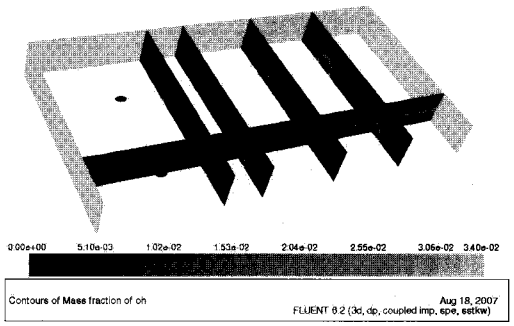
Fig. 11 H_2 mass fraction distribution in the cavity type combustor

이-깊이비(L/D)가 3.0일 때 화염의 밝기가 가장 높을 뿐만 아니라 화염길이도 가장 짧게 나타나는 것을 확인할 수 있다. 이밖에 다른 연구자들도 연소기 입구마하수 2~3일 때, L/D값이 3인 공동이 높은 화염안정화효과가 있음을 확인하였다[14]. 따라서 본 연구에서는 L/D값을 3.0으로 선택하여 설계하였다. 연료분사노즐은 직경 2mm의 음속노즐(Sonic nozzle) 4개를 사용하였으며 Yu 등(1998)의 제안에 따라' 공동으로부터 2D 거리 상류에서 45° 방향으로 연료를 분사하였다[13]. 최종적인 연소기 공동의 형상은 Fig. 9에 나타난 바와 같다.

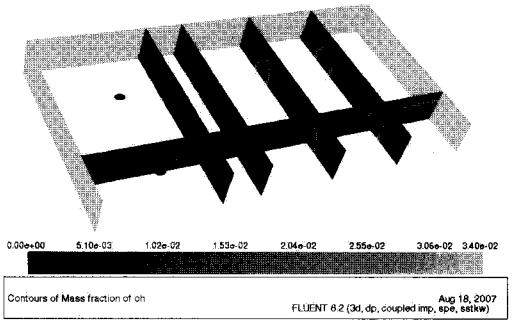
3.4 전산해석 결과

위와 같이 설계된 연소기의 성능을 확인하기 위해 3차원 전산해석을 수행하였다. 전산해석은 상용코드 FLUENT(Coupled - Implicit Model, k-ω SST 난류모델)를 사용하고 7개 Node(3GHz CPU)로 병렬화하여 계산하였다. 격자계는 Craddock(1999)의 Grid resolution study에 근거하여 50X100X10 mm^3 연소기에 대해 약 55만 개 격자를 배치하였다[8]. 또한 수소의 연소반응해석을 위해 9개 화학종, 18단계 반응모델을 적용하였다. 연소기 입구의 경계조건은 받음각 0°에서의 흡입구 전산해석결과를 적용하여 M_c = 2.2, P_c= 125.6 kPa, T_c= 1459.7K로 두었다.

Figure 10에는 공동이 없는 직방형 연소기에서의 수소의 질량분율(Mass fraction)분포를 나타냈다. 그림에서 나타나는 바와 같이 수소연료가 노즐에서 분사되고 흡입공기와 만나면서 고온 고압에 의해 점화되어 점차 소모되고 있는 모습을 관찰할 수 있다. 당량비 ϕ가 0.2인 경우보다 0.4인 경우가 연료 침투율이 더 높게 나타나고 있어 많은 연료유량으로 인한 운동량 차이를 확인

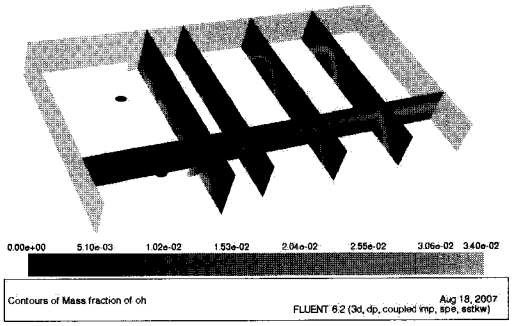


(a) ϕ = 0.2

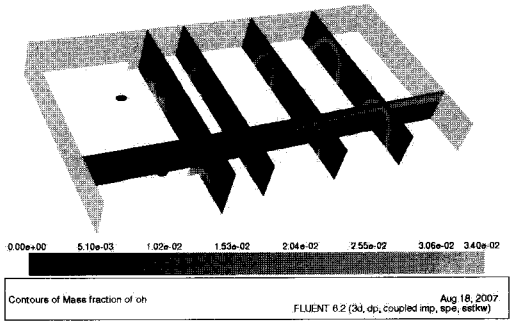


(b) ϕ = 0.4

Fig. 12 OH mass fraction distribution in the simple box type combustor



(a) ϕ = 0.2



(b) ϕ = 0.4

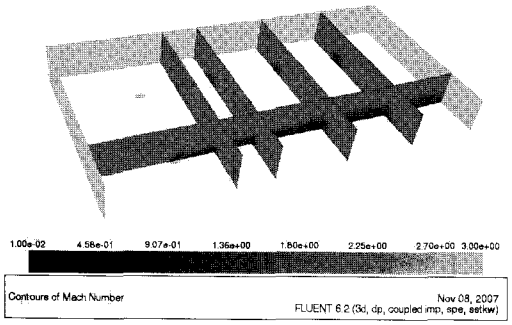
Fig. 13 OH mass fraction distribution in the cavity type combustor

할 수 있다.

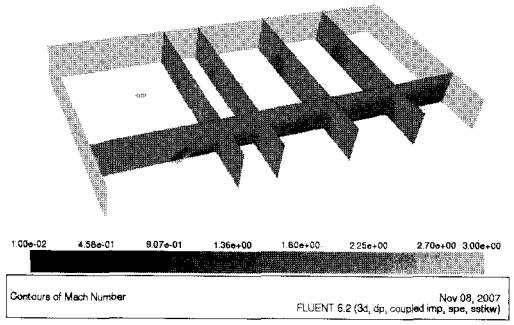
Figure 11에는 본 연구를 통하여 설계한 공동형 연소기에서의 수소의 질량분율분포를 나타냈다. 그림에서 나타나는 바와 같이 연료노즐에서 분사된 연료가 흡입공기와 만나 연소가 일어나고 있다. 그림 상에서는 공동을 장착함으로써 연료 소모율이 현저하게 늘어나는 것으로 나타나고 있으나 공동 위치에서는 특별한 현상이 관찰되고 있지 않다. 이를 좀더 정확히 확인하기 위해 Figs. 12~13까지는 직방형 및 공동형 연소기에서의 OH 질량분율분포를 나타냈다. Fig. 12에는 직방형연소기의 경우에 OH 질량분율 분포를 나타냈다. 그림에서 확인할 수 있듯이 반응영역이 원형으로 형성되어 하류방향으로 갈수록 반경방향이 넓어지고 있다. 이 역시 ϕ=0.2인 경우보다 ϕ=0.4인 경우가 연료침투율이 더 높게 나타나고 있다.

Figure 13에는 공동형 연소기에서의 OH 질량분율분포를 나타냈다. 직방형의 경우와 마찬가지로 반응영역이 원형으로 형성되어 퍼져나가고 있는 것을 확인할 수 있다. 또한 Fig. 11에서 명확하게 확인할 수 없었던 연소반응에서 공동의 역할을 본 그림에서는 확인할 수 있다. 공동 내부의 와류영역에서 시작된 연소반응은 공동중심의 측면 방향으로 흘러 이동하며 전체 연소반응을 활발하게 유지해주고 있다.

Figures 14, 15에는 직방형 및 공동형 연소기에서의 마하수 분포를 나타냈다. Fig. 14에 나타난 직방형 연소기에서 마하수 분포를 살펴보면, 연소기 내 대부분의 영역에서 유동이 초음속을 유지하고 있으며 유로를 가로지르는 음속구간(M=1.0)이 없어 열질식(Thermal choking)현상이 발생하지 않았음을 알 수 있다. Fig. 15에 나타난 공동형 연소기에서의 마하수 분포를 살펴보

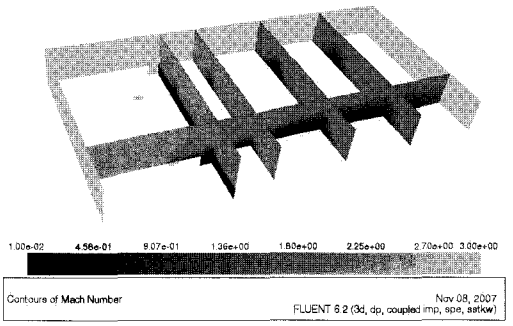


(a) ϕ = 0.2

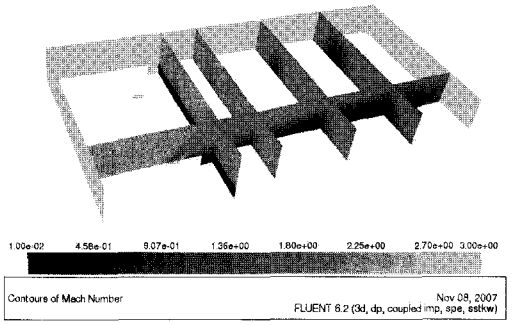


(b) ϕ = 0.4

Fig. 14 Mach number distribution in the simple box type combustor



(a) ϕ = 0.2



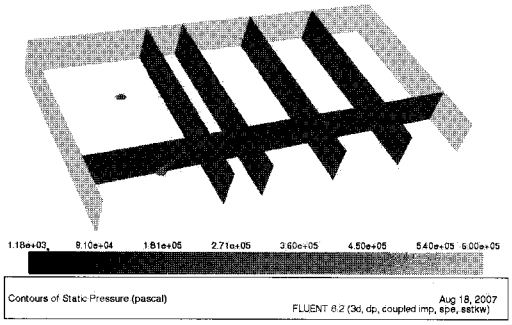
(b) ϕ = 0.4

Fig. 15 Mach number distribution in the cavity type combustor

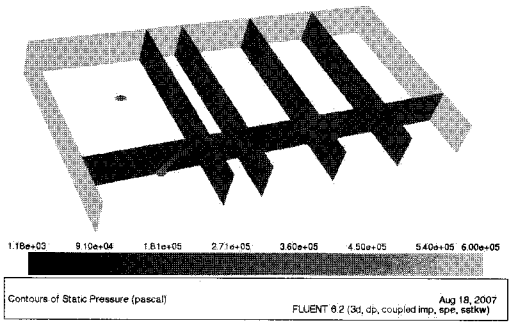
면, 공동 내부에 아음속 구간이 존재하여 화염안정화에 도움을 주고 있는 것을 확인할 수 있다. 그리고 하부 벽면근처 일부구간에서는 아음속 영역이 존재하고 있으나, Figs. 12, 13의 OH 영역으로 대변되는 반응영역 (Reaction zone)에서의 마하수는 1.74 ~ 1.85 수준을 유지하고 있어 초음속 연소가 발생하였음을 알 수 있다. 또한 이 경우에도 유로를 가로지르는 음속구간(M=1.0)이 없어 열질식(Thermal choking)현상이 발생하지 않았음을 알 수 있다.

Figure 16에는 직방형 연소기에 대해 정압력 분포를 나타냈다. 그림에서 나타난 바와 같이 연료 및 흡입공기간의 상호작용에 의한 충격파는 그다지 강력하게 나타나고 있지 않고 있다. 이는 기존의 많은 연구에서 2D 전산해석이 보여주는 결과와는 상당히 다른 양상이다. 이러한 차이가 발생하는 이유는 2D 전산해석을 적용하는 경우 3~4개의 음속 인젝터(Sonic injector)에 대한 정확한 모사가 불가능해 슬릿(Slit) 형태로 대체하여 해석하기 때문이다. 실제로는 인젝터들이 일정한 거리를 갖고 떨어져 있기 때문에 연료 흐름이 공기 흐름을 크게 거스르지 않아 충격파가 궁형으로 나타날 수밖에 없다. 이러한 현상은 2D 계산과 실험과의 오차를 설명해줄 수 있는 부분이라 할 수 있으며 3D 해석이 필수적임을 말해주는 결과라 하겠다.

Figure 17에는 공동형 연소기에 대해 정압력 분포를 나타냈다. 연료흐름과 공기흐름간의 상호작용에 의한 충격파의 형상은 직방형의 경우와 거의 동일하게 나타나고 있다. 그러나 하류에서의 압력분포도는 직방형 연소기의 경우와 약간 다르게 나타나고 있는데, 이는 Fig. 13에서 나타난 바와 같이 공동이 활발한 연소반응을 유도하여 밀도 및 온도에 변화를 초래했기 때문으로

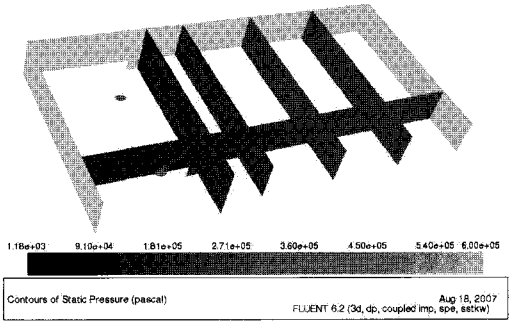


(a) ϕ = 0.2

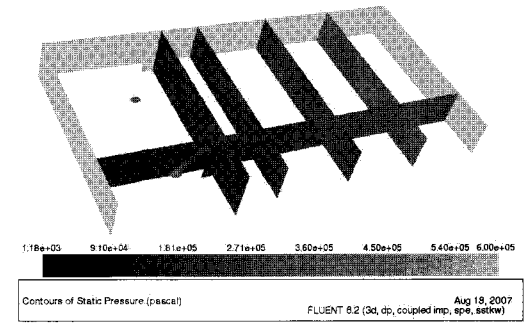


(b) ϕ = 0.4

Fig. 16 Static pressure distribution in the simple box type combustor



(a) ϕ = 0.2



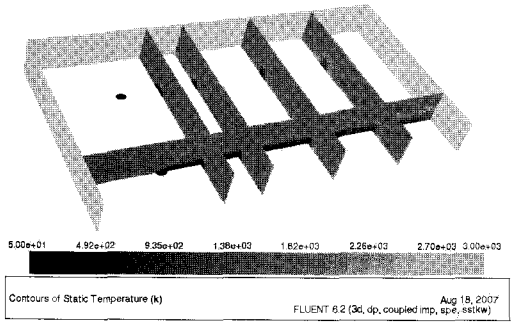
(b) ϕ = 0.4

Fig. 17 Static pressure distribution in the cavity type combustor

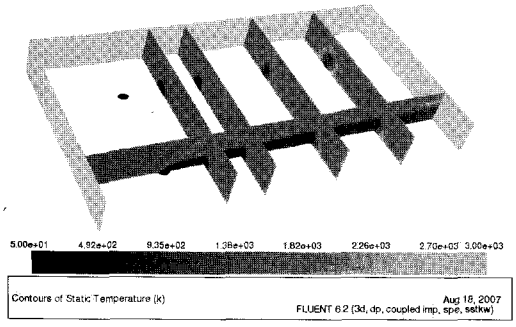
해석할 수 있다.

Figure 18에는 직방형 연소기에 대해 연료 분사 인젝터를 지나는 평면에서의 정온도 분포를 나타냈다. 수소의 분사로 인한 저온 영역과 연소반응 및 충격파에 의한 고온영역을 확인할 수 있다. 연소가 발생하기 이전에도 온도가 높게 나타나는 이유는 스크램제트 엔진의 특성상 극초음속의 공기흐름이 흡입구에 의해 고온 고압으로 압축되기 때문이다. Fig. 19에는 공동형 연소기에 대해 연료 분사 인젝터를 지나는 평면에서의 정온도 분포를 나타냈다. 직방형의 경우와 마찬가지로 수소의 분사로 인한 저온 영역과 연소반응 및 충격파에 의한 고온영역을 확인할 수 있다. 또한 공동 내부에서도 활발한 연소반응으로 인한 고온영역이 나타나고 있으며 전체적으로 직방형연소기에서의 온도보다 높은 온도를 보여주고 있다.

지금까지의 분석결과에 의하면 연소기의 형태 및 연료분사량에 따라 연소 반응이 다르게 나타나고 있다. 일단 공통적으로 동일 연료 인젝터일 때 연료의 분사량을 늘임으로써 연료 분사의 모멘텀을 증가시킨 경우에는 연료의 침투율이 높게 나타났으며 공동을 설치하였을 때에는 더욱 더 활발한 연소반응이 일어나는 것을 확인할 수 있었다. 이러한 정성적인 분석 결과를 보다 정확히 검증하기 위해 Fig. 20 및 21에는 연소기 길이방향거리에 따른 연료의 소모량 및 연소효율을 정량적으로 나타냈다. Fig. 20에는 각 연소기 및 연료 분사 조건에 따라 반응에 의한 연료 소모량이 연소기 길이방향에 대해 어떻게 변화하는지 나타났다. 그림에서 확인할 수 있듯이 Box type (ϕ=0.2)인 경우가 연료의 소모량이 가장 적게 나타났으며 Box type (ϕ=0.4) 인 경우가 더 증가된 연료 소모량을 보여주고 있다. 그러나

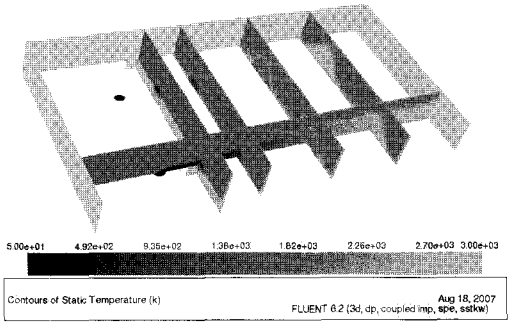


(a) ϕ = 0.2

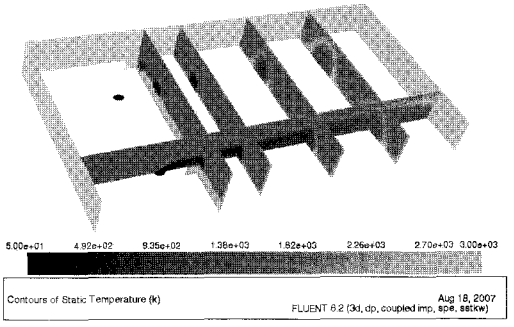


(b) ϕ = 0.4

Fig. 18 Static temperature distribution in the simple box type combustor



(a) ϕ = 0.2



(b) ϕ = 0.4

Fig. 19 Static temperature distribution in the cavity type combustor

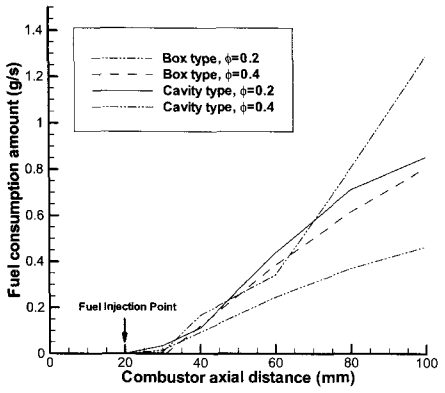


Fig. 20 Fuel Consumption amount vs. Combustor axial distance

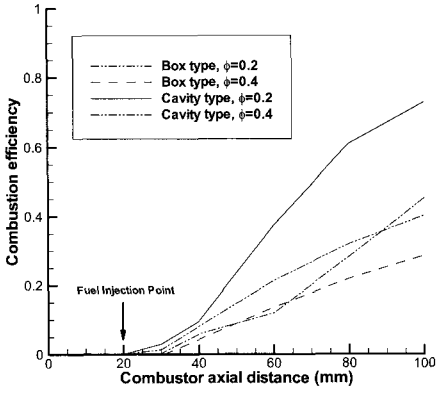


Fig. 21 Combustion efficiency vs. Combustor axial distance

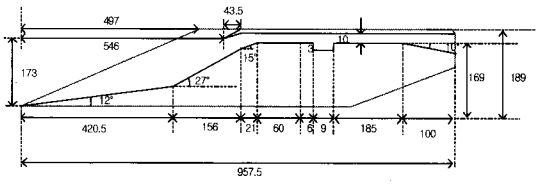


Fig. 22 Detailed specifications of the test model

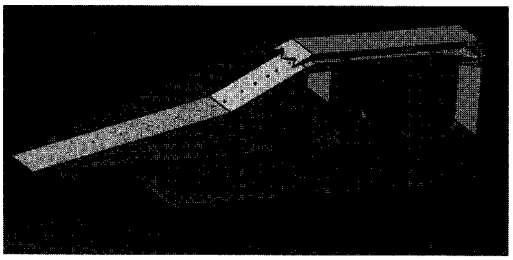


Fig. 23 Final design of the test model

Cavity type인 경우에는 ϕ=0.2인 경우에도 Box type(ϕ=0.4)의 연료소모율을 넘는 값을 보여주고 있어 매우 연소반응이 매우 활발하게 나타났음을 알 수 있다. Cavity type (ϕ=0.4)인 경우는 가장 높은 연료 소모율을 보여주고 있으나 그만큼 투입된 연료의 양도 많기 때문에 연소기의 성능을 극대화한 조건인지 확인하기 위해서는 연소효율에 대한 정량적인 데이터를 확인하여야 한다. Fig. 21에는 각 연소기 및 연료 분사 조건에 따라 연소효율 η_c가 연소기 길이방향에 대해 어떻게 변화하는지 나타났다. 그림에서 확인할 수 있듯이 Box type 과 Cavity type 모두에서 ϕ =0.4인경우가 연료분사를 더 많이하고 침투율이 더 높게 나타났음에도 불구하고 연소효율은 오히려 더 저조하게 나타나고 있다. 따라서 연소기의 기능을 극대화하기 위해서는 연료의 적정 침투율을 유지해야함을 알 수 있다. 본 연소기에 경우에는 설계값에 근접한 Cavity (ϕ=0.2)의 경우가 가장 높은 출구연소효율을 나타냈다. 또한 이 조건에서 연료 분사 후 약 80 mm 거리에서 원하는 출구연소효율 0.7을 얻을 수 있음을 알 수 있다. 그러나 연소기 충분한 연소기길이를 고려하여 최종설계에서는 연소기 길이를 연료인젝터에서 200mm정도로 두었다.

5. 결 론

본 연구에서는 Free-Piston shock tunnel에서의 지상시험을 위한 스크램제트엔진의 시험모델을 설계하였다. 엔진흡입구는 Levenberg-Marquardt의 최적화 기법을 적용하여 설계하였다. 흡입구 압축면에서의 유동박리현상은 Korkegi의 관계식을 이용하여 방지하였으며 Cowl에 트임구간을 두어 시동성을 향상시켰다. 공동형상의 연소기는 Rayleigh line 관계식 및 PSR model을 이용하여 설계하였다. 성능검증을 위한 전산해석에서 흡입구는 받음각 ±4°에서도 적절한 충격파배치를 보였으며 연소기는 공동을 설치하였을 때 연소효율이 향상됨을 확인할 수 있었다.

본 연구의 단계에서는 설계 연소기 성능의 불확실성으로 인하여 추력노즐의 설계에 대해서는 논의하지 않았다. 비반응유동장만이 존재하는 흡입구와는 달리 연소기는 초음속 반응유동장영역이다. 초음속 반응유동장에 대한 전산해석결과는 그 경향성은 예측할 수 있으나 정확한 연소효율 및 온도, 압력분포예측을 기대하기는 어렵다. 따라서 현 단계에서는, 추력노즐 설계를 위한 상류경계조건이 불확실하므로 임의의 데이터를 적용하여 추력노즐을 구성하였다.

스크램제트 엔진은 내부유동장이 초음속상태를 유지하므로 올바르게 설계된 경우에, 하류가 상류에 영향을 미치지 않는다. 따라서 추력노즐의 설계는 연소기의 모든 설계가 완료된 이후에 착수하는 것이 바람직하다.

상기와 같은 분석 및 설계과정을 거쳐서 완성한 최종 설계 시험모델의 형상은 Figs. 22, 23에 나타난 바와 같다.

참 고 문 헌

1. 강상훈, 이양지, 양수석, "스크램제트 엔진

흡입구의 기본 설계 연구," 한국추진공학회지, 제9권, 제3호, 2005, pp.38-48
2. 강상훈, 신훈범, 양수석, "스크램제트 엔진 흡입구의 설계 및 3차원 성능해석," 한국추진공학회 추계학술대회 논문집, 2006, pp.339-343
3. Swithenbank, J., "Hypersonic air-breathing propulsion," Progresses in Aeronautical Sciences, Vol. 8, 1966, pp.229-294.
4. Zarchan, P., Scramjet Propulsion, Progress in Astronautics and Aeronautics, vol. 189, 2000
5. 최정열, "스크램제트 연소기의 비정상 연소 현상," 한국추진공학회 춘계학술대회 논문집, 2005, pp.364-367
6. 정은주, 정인석, "공동주위 분사위체에 따른 초음속 연소 유동해석," 한국추진공학회 춘계학술대회 논문집, 2005, pp.368-373
7. 오주영, 배영우, 김기수, 전영진, 이재우, 변영환, "Cavity를 이용한 초음속 연소기 내의 혼합특성," 한국추진공학회 춘계학술대회 논문집, 2005, pp.359-363
8. Craddock, C., Computational Optimization of Scramjets and Shock Tunnel Nozzles, Ph.D. thesis, The University of Queensland, 1999
9. Paull, A., Stalker, R. J., and Mee, D. J., "Experiments on supersonic combustion ramjet propulsion in a shock tunnel," Journal of Fluid Mechanics, Vol. 296, 1995, pp.159-183
10. Odam, J., Scramjet Experiments using Radical Farming, Ph.D. thesis, The University of Queensland, 2004
11. Davis, D. L. and Bowersox, R. W., "Stirred Reactor Analysis of Cavity Flame Holders for Scramjets", AIAA Paper 1997-3274, 1997
12. Mitani, T. and Izumikawa, M., "Criteria for Flame Holding in H2-Fueled Scramjet Engines", Proceedings of the Combustion Institute, Vol. 28, 2000, pp.689-695
13. Yu, K., Wilson, K. J. and Schadow, K. C., "Experimatal Investigation on Dual-Puspose Cavity in Supersonic Reacting Flows", AIAA Paper 1998-0723, 1998
14. Ben-Yaker, A. and Hanson, R. K., "Cavity Flameholders For Ignition and Flame Stabilizaion in Scramjets: Review and Experimental Study", AIAA Paper 1998-3122, 1998