



소형 초음속 연소시험 장치를 위한 형상 천이 노즐 설계

성부경¹, 황원섭¹, 최정열²

Design of a Shape Transition Nozzle for Lab-scale Supersonic Combustion Experimental Equipment

Bu-Kyeng Sung¹, Won-Sub Hwang¹ and Jeong-Yeol Choi²

Department of Aerospace Engineering, Pusan National University

ABSTRACT

Design of a shape transition nozzle is carried out as a part of building a lab-scale supersonic combustion experimental equipment. In order to connect directly the circular shaped vitiation air heater to the square shaped scramjet combustor, area change is evaluated by using the method of characteristics. Shape transition function is introduced to control the transition rate. Boundary layer correction was made through the three-dimensional computational fluid dynamics with the assessment on the several shape transition functions. The shape transition nozzle is proved minimizing the growth of boundary layer at the center of the rectangular nozzle surfaces that caused by the pressure gradient at the corners of the rectangular nozzle and the following recirculation regions.

초 록

소형 초음속 연소시험 장치 구축의 일부로서 형상 천이 노즐 설계 연구를 수행하였다. 원형의 연소식 공기가열기에 정사각형 단면의 초음속 연소기를 연결하기 위하여 MOC 설계기법을 이용하여 초음속 형상 천이 노즐의 면적변화를 산출하였다. 천이율을 조절하기 위하여 형상 천이 함수를 도입하였다. 3차원 전산유체 해석을 통한 경계층 보정과 함께 몇 가지 형상 천이 함수의 영향을 살펴보았다. 본 연구의 형상 천이 노즐에서는 일반적인 사각단면 노즐에서 모서리에 발생하는 압력구배에 의한 재순환영역과 이에 의한 노즐 벽 중심부의 경계층 발달이 비교적 작게 나타남을 확인하였다.

Key Words : Circular to Rectangular Shape Transition Nozzle(형상천이노즐, CRST Nozzle), Method of Characteristics(MOC, 특성곡선해법), Boundary Layer Correction(경계층 보정), Vitiation Air Heater(VAH, 연소식 공기가열기)

1. 서 론

극초음속 추진기관 연구를 위해서는 극초음속 조건에 해당하는 고엔탈피 유동을 공급할 수 있는 지

상 시험장치가 필수적이다. 고엔탈피 유동 시험설비는 크게 Continuous형, Blowdown형, 그리고 Pulse형 설비로 구분할 수 있다. Continuous형 설비는 서킷 형태의 도관 내부에서 압축기를 이용하여 고온의

† Received : October 14, 2019 Revised : February 18, 2020 Accepted : February 22, 2020

¹ Graduate Student, ² Professor

² Corresponding author, E-mail : aerochoi@pusan.ac.kr, ORCID 0000-0003-1054-0441

© 2020 The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences

압축된 공기를 팽창시켜 초음속 유동을 만들어 내며 지속적인 작동시간을 가진다. 그러나 극초음속 조건의 고온 압축 공기를 순환하는 연속형 설비는 구축 및 유지비용이 막대하여 전 세계에서 극히 일부의 기관에서만 운용되고 있다. 충격파나 피스톤 압축을 활용하여 매우 짧은 시간동안 온도/압력을 상승시키는 pulse형의 시험설비는 상대적으로 구축 및 유지비용이 적게 소요되어 여러 시험 기관에서 운용되고 있지만, 최대 수 ms 정도의 짧은 작동시간으로 정상상태 도달에 긴 시간이 필요한 초음속 연소시험에서는 충분한 작동 시간을 제공하기 어려운 면이 있다.

압축된 공기를 가열하여 배출하는 blowdown 형 시험설비는 가열 방식에 따라 연소/전기가열/축열 방식으로 구분할 수 있다. 이 중 연소를 이용하여 공기를 가열하는 VAH(Vitiation Air Heater) 방식의 고엔탈피 공기 공급 장치는 구축 및 운용에 비용과 제한이 적게 소요되고 pulse형 장치에 비하여 100배 수준의 시험 시간을 제공할 수 있어 소형 실험장치에 가장 많이 이용되는 방식으로 여겨진다.

특히, 초음속 연소기만을 연구대상으로 삼는 경우에는 VAH 노즐에 초음속 연소기를 직접 연결하는 direct-connect 방식을 활용할 수 있다. 이 경우 극초음속까지 유동을 가속시키지 않고 모든 유량을 고온의 초음속 상태로 연소기에 공급함으로써, 상대적으로 작은 규모의 장치로써 효과적인 연구가 가능하다. 본 연구진은 direct-connect 방식의 소형 초음속 연소 시험장치 설계를 진행하고 있으며, Fig. 1은 구축하고자 하는 실험장치의 개략도이다.

통상 연소를 이용하여 고압 공기를 가열하는 VAH는 원형 단면 설계를 채용하는 것이 일반적이며, 초음속 연소기는 설계 및 가시화 실험, 계측 등의 용이성 측면에서 사각 단면을 채용하는 경우가 다수이다.

VAH와 초음속 연소기는 축소확대 초음속 노즐을 통하여 직접 연결하며, 노즐은 충격파의 발생을 제거하기 위해 MOC 설계기법을 적용하고 경계층의 발달을 최소한으로 하여 최대한 넓은 면적에서 균일한 속도의 유동을 공급해주는 것이 관건이다.

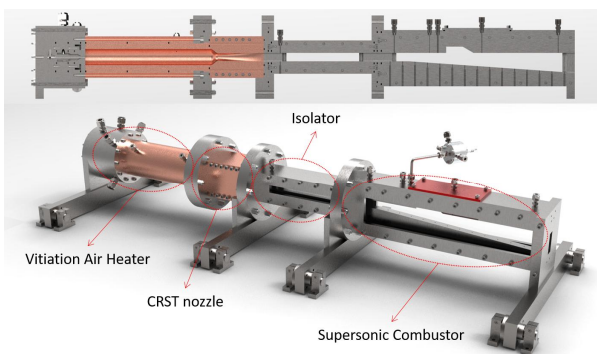


Fig. 1. Rendered CAD image of lab-scale direct-connect supersonic combustor

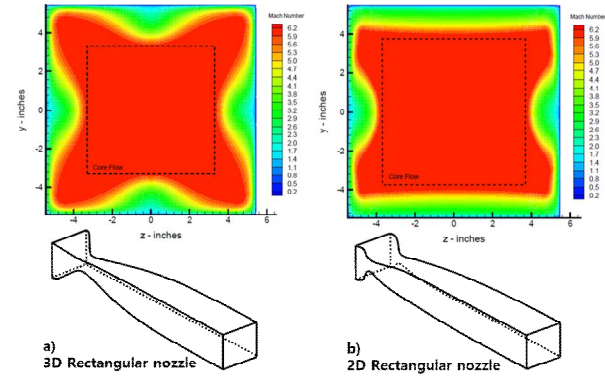


Fig. 2. Exit Mach number distribution of rectangular cross section nozzles [1]

초음속 연소기에 2차원적인 초음속 공기를 공급하기 위해서는, 초음속 노즐의 형상을 고압부에서부터 2차원 또는 사각 단면으로 설계하는 것이 편리할 것으로 생각할 수 있다. 그러나 이 경우 사각 모서리에서 압력 구배가 발생함에 따라 단면에 재순환 영역이 발생하며, 결과적으로 Fig. 2와 같이 벽면 중심부에서 경계층이 두꺼워지는 불균일한 유동이 발생함이 알려져 있다[1]. 아울러 사각 단면은 고온공기 유입부 설계가 다소 복잡해지는 어려움도 따른다.

따라서 사각 단면 노즐에서 유동의 불균일성을 방지하고, 열/구조적 측면의 설계 및 제작, 운용의 편의성을 위해서는 원형에서 사각 단면으로 형상 천이가 있는 3차원 초음속 노즐의 설계가 필요하다.

일반적으로 3차원 형상의 노즐 및 흡입구 설계에는 streamline tracing 기법이 사용된다. Streamline tracing 기법이란, 동일 면적비(마하수)와 압력비의 노즐형상을 설계하여 비점성 해석을 수행한 후 원하는 형상에 포함되는 유선을 취하여 비점성 형상을 얻는 설계기법이다. 대체로 축대칭이 아닌 3차원 형상의 노즐 및 흡입구에 활용되는 것으로 보이며, 복잡한 형상의 노즐 및 흡입구 설계에 적용하기 적합한 설계기법이다[2-6].

Smart[3]와 Lv et al.[4]는 streamline tracing 기법을 이용하여 형상 천이가 있는 스크램제트 비행체의 흡입구와 노즐을 각각 설계하였다. Streamline tracing을 이용한 설계에서 형상 천이를 고려하기 위해서는 본 연구에서 사용된 형상 천이 함수의 적용 방법과 유사하게 blending function을 사용하여야 하는데, Smart는 본 연구와 마찬가지로 길이 방향의 면적 분포에 제한조건을 두는 방법[7], 그리고 Lv et al.은 서로 다른 두 가지 형상의 유선을 부드럽게 혼합하는 방법[8]을 사용하여 비점성 형상의 설계를 수행하였다.

본 논문에서는 축대칭 2차원 MOC 설계의 노즐 면적 변화를 3차원 형상천이 노즐의 면적변화로 이용하는 비교적 간단한 3차원 노즐 설계방법의 효율

성을 살펴보았다. Sivells의 MOC 설계방법[9,10]을 이용한 참고문헌[11]의 설계 절차를 따라 축대칭 노즐의 설계를 수행하되, 형상 천이 함수를 도입하여 축대칭 노즐의 원형 단면을 사각 단면으로 완만히 변화시키고, 전산유체 해석을 활용한 경계층 보정을 수행하여 3차원 형상 천이 노즐을 설계하였다.

II. MOC 노즐설계 및 경계층 보정

2.1 설계 목표

고공에서 극초음속으로 비행하는 스크램제트 엔진의 작동 조건을 모사하기 위하여, 초음속 연소기의 유입 마하수 2.0, 압력 0.1 MPa 및 온도 1,000 K을 설계점으로 설정하였다. 이에 해당하는 등엔트로피 조건에서의 VAH 연소실 정체 상태 값은 압력 0.78 MPa 온도, 1,800 K에 해당한다. 따라서 CRST 노즐은 이 작동 조건에서 경계층 두께를 최소화하며 최대한 넓은 영역에서 마하수 2의 유동을 생성하는 것이 설계 목표가 된다. 3차원 형상 천이 노즐의 출구 면적은 가로세로 2cm의 크기를 가지며 형상천이를 적용하지 않은 축대칭 노즐의 형상을 Table 1에 표시하였다.

2.2 MOC 설계방법

특성 곡선 해법을 이용한 노즐 설계는 Sivells가 제안한 방법을 이용하였으며, 자세한 수식 및 프로그램은 참고문헌[9,10]에 포함되어 있다. Fig. 3과 Table 2에 주요 설계지점/영역에 대한 설명을 나타내었다.

Sivells가 제안한 MOC 설계 기법은 설계 영역을 크게 left-running characteristics의 TIEG 영역과 right-running characteristics의 ABCD 영역, 그리고 그 사이의 방사류 영역으로 구분한다. TIEG와 ABCD 영역의 경계 조건이 정의되면, 노즐 설계에 대한 계산이 가능하고 노즐 목은 천음속 해에 의해, 노즐 출구는 설

Table 1. Descriptions of geometric feature of CRST nozzle (dimensions in mm)

M_{des}	Wall angle (deg)	Throat radius	Exit radius	Length (from throat to exit)
2.0	4	8.4470	11.2838	9.2611

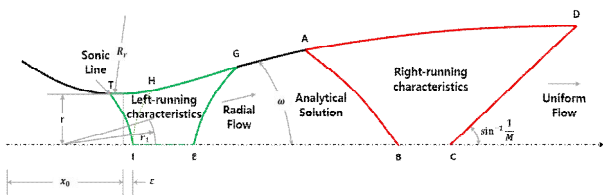


Fig. 3. Regions and points for hypersonic/supersonic nozzle design

Table 2. Descriptions of hypersonic /supersonic nozzle geometry in MOC design

Position	Description
source	Radial flow source on the centerline
pt. I	Sonic point on the centerline
pt. H	Intersection point of branch line from pt. I and the nozzle wall
line IE	Velocity ratio distribution: 4th-order polynomial
line EB	Radial flow region
line BC	Mach number distribution: 5th-order polynomial
pt. C	Starting point of the uniform flow on the centerline
pt. D	Starting point of the uniform flow on the nozzle wall

계 마하수가 정의됨에 따라 계산된다. 노즐 컨투어의 결정은 MOC 기법의 해를 이용하여 설계 시 온도/압력/마하수에 따라 부여된 유량을 만족하는 지점으로 결정된다. VAH와 연결되는 노즐 입구의 형상은 설계된 노즐 형상을 스케일링하고 반대 방향으로 완만한 곡면을 형성하도록 연결하였다.

2.3 전산 해석 방법

노즐 설계를 위한 전산유체 해석방법은 이전의 노즐 설계 연구[11]에 이용된 방법을 따랐다. 정상상태 해석을 위하여 축대칭 및 3차원 전산해석 코드[12]를 이용하였으며, 본 노즐 설계에 맞도록 일부 수정하였다. 축대칭 및 3차원 Navier-Stokes 방정식을 이용하였으며, 유동 성분은 공기의 구성비를 고려하여 평균한 단일성분의 공기로 고려하였다. 공간차분은 Roe FDS(Flux Difference Splitting)를 사용하였고 3차 공간 정확도의 MUSCL (Monotone Upstream-centered Schemes for Conservation Laws) 기법과 TVD 성질 유지를 위한 minmod 제한자를 이용하였다. 점성항은 중심 차분하였으며, 난류 모델로는 Menter's SST (Shear Stress Transport) 모델을 이용하였다.

2.4 경계층 보정방법

3차원의 CRST 노즐을 설계하기 위해서는 Fig. 4과 같이 MOC 설계를 이용한 축대칭 노즐의 설계 및 해석부터 경계층 보정, 3차원 격자로의 확장 및 3차원 해석까지 일련의 과정이 필요하다. 축대칭 노즐의 비점성 해석 결과는 점성 해석 결과의 평가 척도가 될 수 있고, 점성 해석의 초기조건으로 사용되어 수렴시간의 단축이 가능하다.

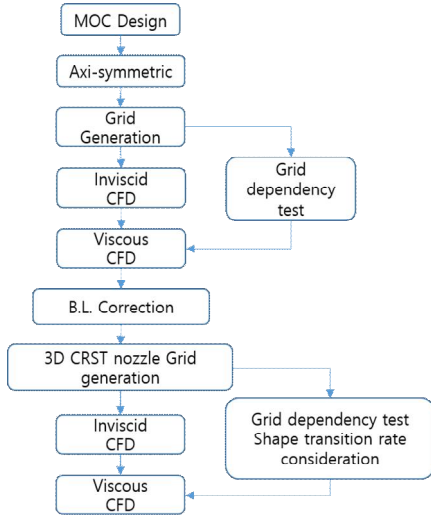


Fig. 4. Flow chart for CRST nozzle design procedure

경계층 보정은 식 (1)~(3)의 변위 두께(δ^*), 운동량 두께(θ) 및 자유 유동 속도의 99%에 도달하는 지점을 경계층으로 한 $\delta_{0.99}$ (이하 δ 로 표기)를 사용하여 경계층 보정을 하지 않은 경우와 비교하였다. 3차원 해석 또한 경계층 보정을 하지 않은 경우와 경계층을 고려한 각 경우에 형상 천이 함수를 도입하여 해석을 수행하였다. 식 (1)~(3)에서 u_e, ρ_e 경계층 외부 자유류의 속도와 밀도이다.

$$\delta^* = \int_0^\delta \left(1 - \frac{\rho u(y)}{\rho_e u_e}\right) dy \quad (1)$$

$$\theta = \int_0^\delta \frac{\rho u(y)}{\rho_e u_e} \left(1 - \frac{u}{u_e}\right) dy \quad (2)$$

$$u(\delta_{0.99}) = 0.99 \times u_e \quad (3)$$

III. 축대칭 노즐 설계 및 검토

3.1 비점성/점성 해석 및 격자 수렴도 분석

경계층 보정에 앞서 Sivells의 MOC방법으로 설계된 출구 마하수 2.0 노즐에 대하여 비점성 및 점성 전산유체 해석을 수행하였다. Fig. 5와 6은 노즐의 반경 방향 및 길이 방향의 격자 수렴도 비교를 위한 출구 마하수 비교도이며, Fig. 7은 노즐 단면에서의 등마하수 분포도이다. 출구 직경 기준 레이놀즈 수는 4.0×10^5 이며 $y^+=1$ 은 $8.273 \mu\text{m}$ 이다. 반경 방향 및 길이 방향으로 격자수를 2배씩 변화시켜 가며 격자 해상도를 살펴본 결과 161×76 격자는 $y^+=5$ 이내에 1개의 격자점을 포함하며, 321×76 격자 및 161×151 격자의 결과와 최대 1%내의 오차를 유지하였다. 따라서 161×76 격자 해상도를 경계층 보정을 위한 기본 격자로 사용하였으며, 이후 3차원 해석도 같은 수준

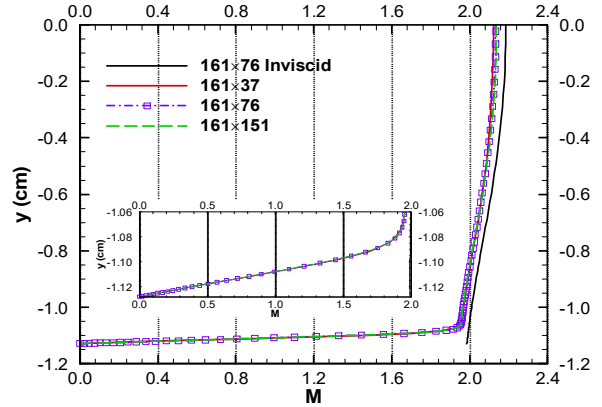


Fig. 5. Comparison of exit Mach number from different radial resolution

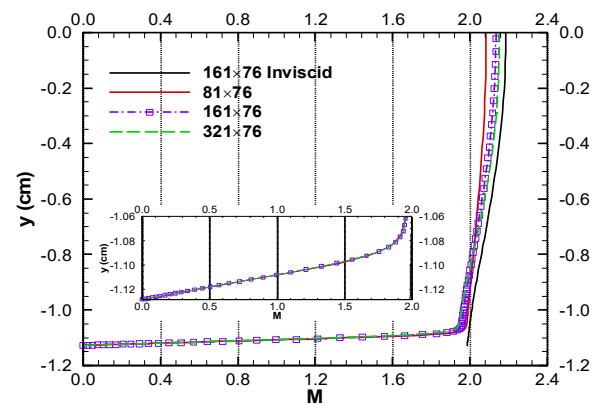


Fig. 6. Comparison of exit Mach number from different axial resolution

의 격자 해상도를 가지도록 설정하였다.

Sivells의 방법에 의한 마하수 6.0 노즐에 대한 이전의 연구와 달리[11], 마하수 2.0 노즐에 대한 전산 해석결과는 노즐 출구 중심부의 마하수가 2.15로서 설계값을 다소 초과하는 속도구배를 보여 주었다. 따라서 균일한 출구 마하수를 얻기 위해서는 기존 Sivells 방법을 보완하거나, 이와는 다른 설계 방법을 모색하여야 할 것으로 여겨진다. 그러나 연구의 주제가 형상 천이 노즐의 설계이고, 초과 값이 10% 이내로 매우 크지는 않으므로, 본 연구에서는 Sivells의 노즐 설계방법을 계속 활용하기로 하였다.

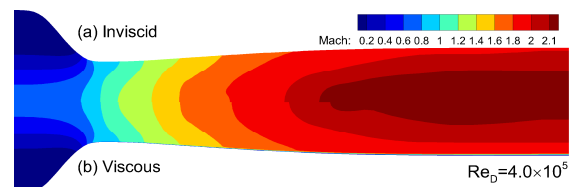


Fig. 7. Mach number distribution of MOC nozzle, (Reynolds number based on nozzle exit diameter)

3.2 경계층 보정

MOC 설계 노즐에 대한 비점성 및 점성 해석 설계와, 변위 두께 δ^* , 운동량 두께 θ , 경계층 두께인 δ 까지, 3가지 경계층 두께를 보정한 설계를 비교 검토하였다. Fig. 8은 MOC 설계 노즐에 대하여 전산해석으로부터 얻은 경계층 분포 두께이다. 이 결과 변위 두께 및 운동량 두께는 크지 않은 것으로 나타났으며, 경계층 두께와 큰 차이를 보였다. 한편, 축대칭 노즐 내부 유동은 평판 경계층과 달리 자유류 조건이 모호한 문제가 있고 밀도 변화가 있어, 경계층 두께가 단조변화를 보이지 않는 문제가 보인다. 따라서 경계층 두께를 노즐 목으로부터 1차 함수로 선형 보정 커브-피팅한 결과를 함께 비교하였다. 선형 보정 결과는 하첨자 c를 이용하여 표시하였다.

Figure 9는 경계층 두께를 보정한 노즐 설계의 출구 마하수 변화 곡선이다. 앞서 Fig. 8에서 운동량 두께와 변위 두께는 크지 않으므로, 이를 이용한 경계층 보정 결과는 보정하지 않은 결과와 미미한 차이를 보인다. 반면, 99% 경계층 두께를 반영한 δ 와 δ_c 의 결과는 비점성 설계의 결과보다 다소 큰 출구 마하수를 보이는데, 이전 연구에서와 같이[11] 경계층 두께의 정의를 축소 보완하여 반영함으로써, MOC 설계에 부합하는 출구 마하수를 얻을 수 있을 것으로 보인다. Fig. 9의 노즐 출구 마하수 분포에서 선형 보정한 경우와 하지 않는 경우의 차이는 크지 않으나, 보정한 결과의 구배가 다소 작게 나타남을 확인할 수 있으며, 예상치 않는 문제를 방지하기 위하여 경계층 두께가 단조 변화하는 선형 보정을 해석 및 설계의 기준으로 이용하였다.

각 경계층 두께를 이용한 축대칭 해석결과의 마하수 분포를 Fig. 10에 나타내었다. δ 의 경우 마하수 분포 또한 다소 불안정한 형태를 보인다. 반면에 선형 커브 피팅을 한 해석의 경우 마하수 분포가 유동장 전체에서 매끄러운 형태를 보인다. 따라서 CRST 노즐에 선형 커브-피팅된 경계층을 사용하는 것은 타당한 것으로 판단되며, θ 와 δ^* 의 경우 이후 해석에서 제외하였다.

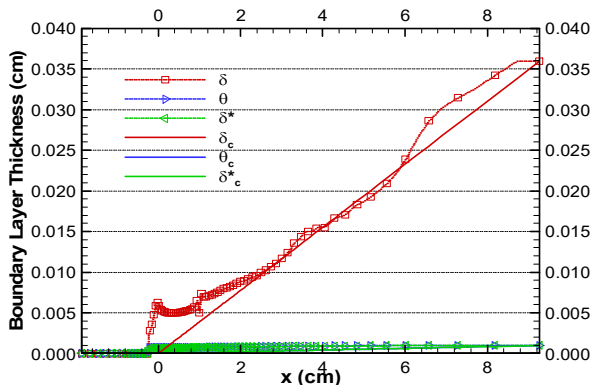


Fig. 8. Boundary layer thickness along x-axis

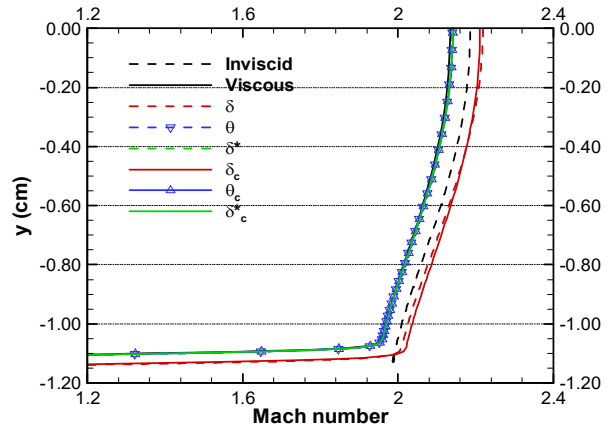


Fig. 9. Exit Mach number for each case of boundary layer thickness considered

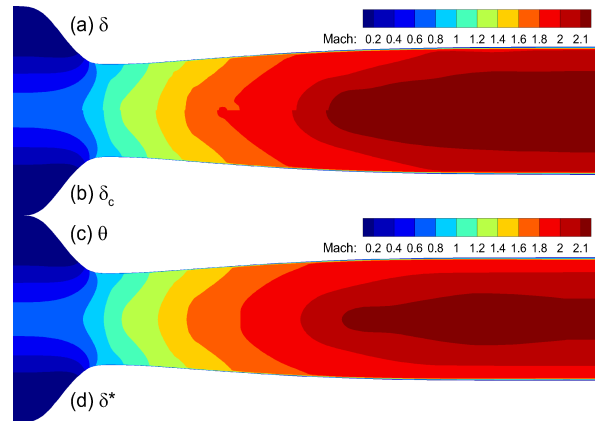


Fig. 10. Exit Mach number distribution for each case of boundary layer thickness considered

IV. CRST 노즐 설계

4.1 CRST 노즐 형상 및 격자 생성

본 연구에서는 이차원 축대칭 노즐의 길이 및 단면적 설계 결과를 이용하여, 삼차원 노즐 단면 형상 변화를 비교적 간단히 설계하기 위한 새로운 방법을 고안하였다. CRST 노즐은 노즐 목에서 원형 단면이고, 중간 부분에서 모서리는 일정한 곡률반경의 원호이며, 출구에서는 정사각형의 단면을 가지는 형상으로 설정하였다. Fig. 11는 CRST 노즐의 단면 및 길이 방향 개략도이다. CRST 노즐의 단면적은 2차원 축대칭 MOC 설계를 통한 축대칭 노즐과 동일한 단면적, $A(x)$ 을 가지도록 설계하였다. 길이 방향으로 CRST 노즐 형상의 변화는 노즐 단면 평면부의 길이를 형상 천이함수 $s(x)$ 로 가정하여 모서리의 반경을 결정함으로써 구해진다.

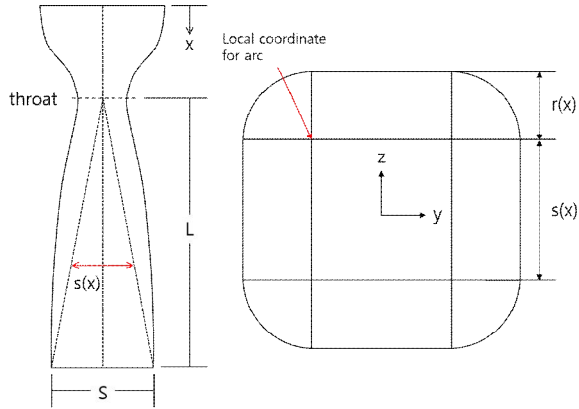


Fig. 11. Geometric design variables on CRST nozzle cross section

$$A(x) = s(x)^2 + 4s(x)r(x) + \pi r(x)^2 \quad (4)$$

$$\frac{s(x)}{2} = a_1 + a_2x + a_3x^2 + a_4x^3 + a_5x^4 + a_6x^5 \quad (5)$$

$$r(x) = \frac{-4s(x) + \sqrt{16s(x)^2 - 4\pi(s(x)^2 - A(x))}}{2\pi} \quad (6)$$

각 형상 천이 함수는 길이 방향으로 $s(x)$ 를 나타내는 10개의 점을 정하여 최소제곱법을 이용하여 다항식으로 보정하여 격자 생성에 이용하였다. Table 3은 각 형상 천이 함수의 계수를 정리한 표이다. Fig. 12는 본 연구에서 고려한 몇 가지 형상 천이 함수 $s(x)$ 를 나타낸 그림이다. 해당하는 각 노즐의 형상을 Fig. 13의 (a)~(e)로 나타내었다.

삼차원 전산해석을 위한 CRST 노즐의 격자는 입구에서는 원형, 출구에서는 사각형의 단면을 가지며, 경계층 포착을 위하여 벽면에서는 밀집되어야 하고 중심부에서는 특이점을 발생하지 않아야 한다. 이러한 제한 사항과 요구 조건을 만족하기 위하여, 삼차원 격자는 균일한 격자 분포를 가지는 내부의 사각 단면 블록을 벽면으로 밀집된 외곽의 블록이 둘러싸는 2-블럭 격자로 구성하였다. Fig. 14는 작성된 격자의 예시로서 시인성의 편의를 위하여 63k 격자의 형상을 도시하였다.

Table 3. Coefficients of the shape transition curve

	Coefficients					
	a_1	a_2	a_3	a_4	a_5	a_6
(a) Linear	0	$s(L)/2L$	0	0	0	0
(b) Fast	-0.005381	0.221469	-0.01219	0	0	0
(c) Slow	-0.005505	0.027799	0.000506	0.001054	0	0
(d) Fast-slow	0.000358	0.220050	-0.017242	-0.002775	0.000383	0
(e) Slow-fast	-0.003408	0.099358	-0.083182	0.035691	-0.004637	0.000190

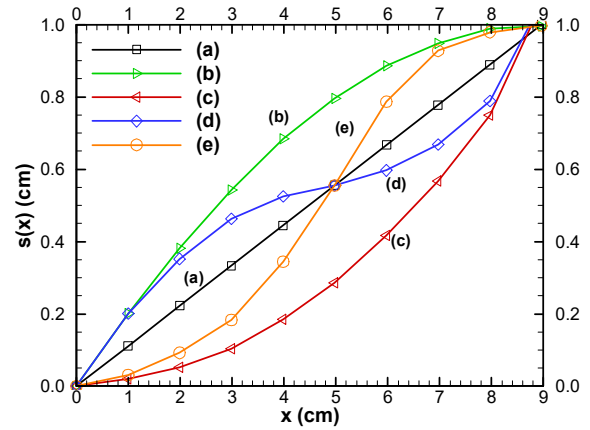


Fig. 12. Variation of $s(x)$ w.r.t. x-axis. (shape transition rate)

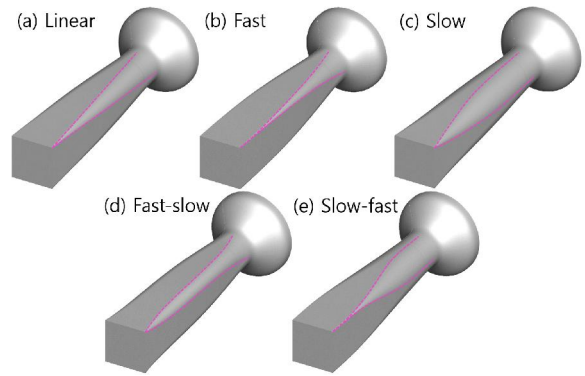


Fig. 13. Configurations of each CRST nozzle with different transition rate.

- a) baseline case, b) fast transition,
- c) slow transition, d) fast-slow transition,
- e) slow-fast transition

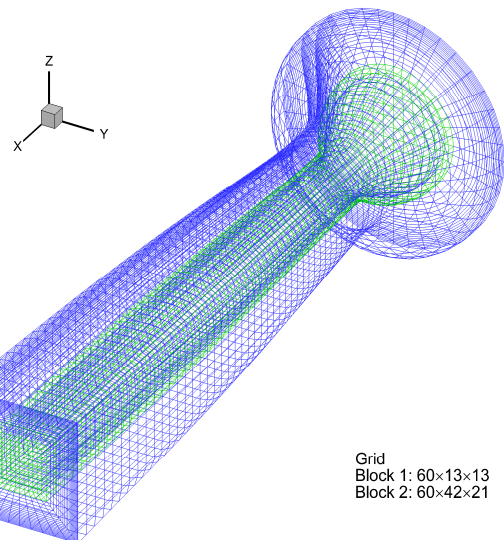


Fig. 14. Grid structure of CRST nozzle

4.2 3차원 해석결과

3차원 해석에 이용할 격자 수를 결정하기 위해 6만 개부터 1,100만 개 수준의 격자를 고려하였으며, 각 격자의 블록별 격자수를 Table 4에 정리하였다.

Figure 15는 각 격자의 출구 마하수 분포를 나타내었다. 63k 격자는 경계층이 조밀한 격자에 비하여 경계층이 두 배 이상 크게 포착되어 유동이 충분히 팽창되지 못하는 것을 확인할 수 있다. 격자 수를 2배 이상씩 키워나가며 해석을 수행한 결과 5,320k 격자에서 11,158k 격자의 출구 마하수에 거의 동일한 결과를 얻을 수 있었다. 5,320k 격자는 이차원 축대칭 해석의 기본 격자와 같은 수준의 벽면 밀집도를 가지며, 이후의 경계층 보정은 5,320k 격자를 이용하여 진행하였다.

경계층 보정은 출구에서 사각 단면의 형상을 유지하기 위하여 축대칭 해석으로부터 얻은 경계층 두께를 보정하였다. Fig. 16에 출구 단면의 경계층을 보정하지 않은 경우와 보정한 경우의 속도 분포 결과를 비교하였다. z-방향에 따라서 마하수의 구배가 완만해지는 경계층의 끝부분에서 경계층을 보정하지 않은 결과는 유효면적의 축소에 따라 설계 마하수보다 작은 값을 가지며, 경계층을 보정한 경우에는 설계 마하수 2.0에 해당하는 결과를 보인다. 이는 축대칭 노즐의 경계층 두께를 이용한 CRST 노즐의 경계층 보정이 적절하다고 판단할 수 있는 결과로 여겨지며, 출구 마하수 분포의 경향도 크게 다르지 않음에 따라 경계층 보정방법이 유효한 것으로 판단된다.

한편, Fig. 16에서 천이 형상에 따른 출구 마하수 분포의 영향은 대동소이한 것으로 판단되며, 형상 천이가 경계층 두께에 미치는 영향을 상세히 확인하기 위하여 Fig. 17에 출구 마하수 분포를 확대하여 나타내었다. 형상 천이율의 효과는 대체로 형상 천이가 느릴수록, 즉, 원형 노즐의 형상이 더 오래 유지될수록 노즐 출구에서의 경계층이 얇게 나타나며 가장 빨리 사각형으로 천이되는 노즐이 가장 두껍게 발달한 경계층을 가짐을 확인할 수 있다. 경계층 두께는 (c) Slow, (d) Fast-slow, (a) Linear (e) Slow-fast, (b) Fast의 순서로 두꺼워 지는 것으로 나타났다. 이는 같은 출구 단면 면적을 가지더라도 길이 방향으로

Table 4. Resolutions for the grid convergence test

Total number of grid points ($k=1,000$)	Inner Block	Outer Block	Δy_{\min} (μm)
63k	60×13×13	60×42×21	140
350k	90×23×23	90×82×41	68
1,023k	120×33×33	120×122×61	45
2,021k	135×43×43	135×162×81	34
5,320k	160×63×63	160×242×121	20
11,158k	190×83×83	190×322×161	16

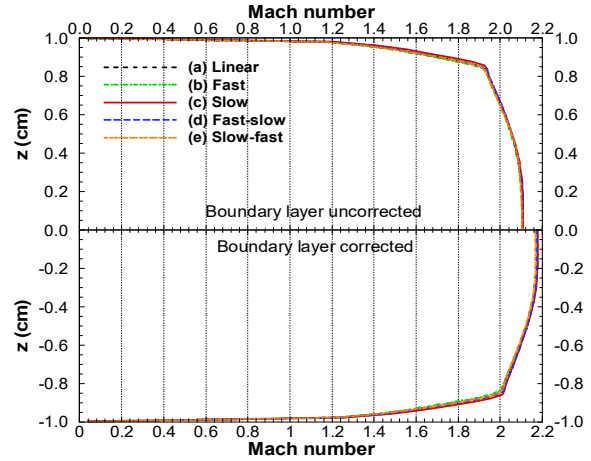


Fig. 15. Comparison of nozzle exit Mach number with/without boundary layer correction

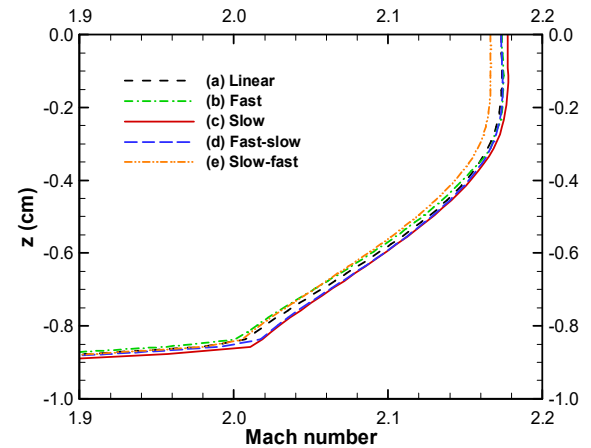


Fig. 16. Comparison of exit Mach number w.r.t shape transition function focused on exit Mach number distribution

빠른 형상 천이율을 가지는 노즐이 유동과 접하는 노즐 내벽의 면적이 더 크기 때문에 경계층이 더 두껍게 발생하기 때문으로 판단된다. 그러나 선형변화 (a) 를 기준으로 볼 때 전반적으로 형상 천이율의 영향은 크지 않은 것으로 보인다.

Figure 17에 CRST 노즐 출구에서의 마하수 분포를 나타내었다. 노즐 벽 중심부에서 경계층이 다소 두껍게 발달하는 경향을 보인다. 이는 노즐 출구 모서리에서 발생하는 압력구배의 영향으로 재순환영역이 발생되기 때문이며 이러한 재순환영역에 따른 경계층의 불균일한 발달은 사각 단면 노즐의 대표적인 문제이다. 그러나 형상 천이함수를 도입함으로써 불균일한 경계층 발달이 상당히 억제된 것으로 보이며, 이는 노즐 출구에 도달할 때까지 축대칭 유동의 성질이 긴 영역에서 유지됨에 따른 결과로 보인다.

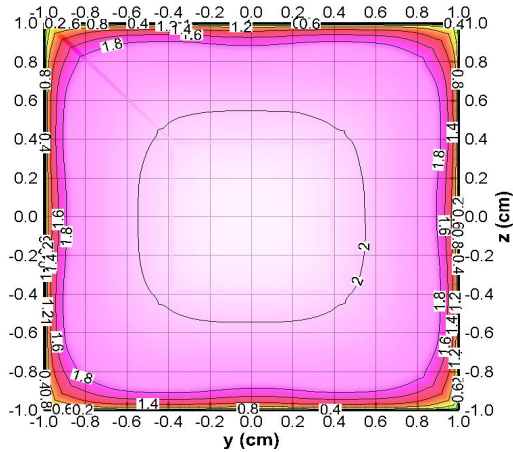


Fig. 17. Mach number contour of CRST nozzle at nozzle exit

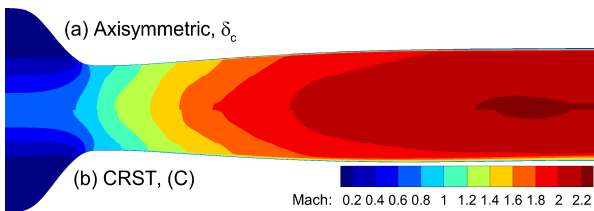


Fig. 18. Exit Mach number contour of both Axisymmetric and CRST nozzle

4.3 출구마하수의 불균일성에 대한 고찰

CRST 노즐에서 벽면 중심부 경계층 왜곡의 문제는 억제된 반면, 출구 마하수는 축대칭 노즐과 마찬가지로, 일정하지 않고 중심부에서 다소 증가하는 경향을 보인다. Sivells의 노즐 설계 방법에서 축대칭 노즐 중심축의 속도분포는 다항식에 의해 가정되는데, 사용 가능한 설계 영역 외에서는 적절한 마하수 분포 도출이 제한된다[10]. Sivells는 이 방법이 극초음속 영역인 6~10의 설계 마하수에 적용하는 것이 적절하다고 언급하고 있으며, 추가 해석결과 설계 마

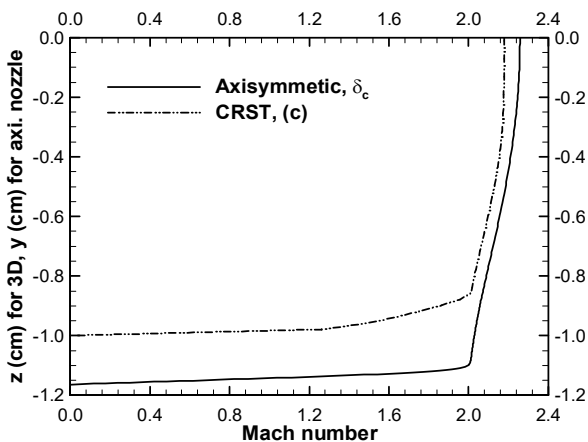


Fig. 19. Exit Mach number distribution of both Axisymmetric and CRST nozzle

하수 4부터 균일한 출구 마하수를 가지는 노즐 설계가 가능한 것으로 확인되었다. Fig. 18에는 축대칭 노즐과 3차원 CRST 노즐의 단면 마하수 분포를 비교하였다. 축대칭 노즐에서 다소 빠른 유동의 확산이 일어나지만 유동장 내의 마하수 분포 경향이 유사하게 분포하는 것을 확인할 수 있다. Fig. 19와 같이 축대칭 노즐과 3차원 CRST 노즐이 유사한 출구 마하수 분포 경향을 가지는 것으로 볼 때, 낮은 초음속 출구 마하수에 적합한 노즐 설계방법을 이용하는 경우 균일한 출구 마하수 분포를 가지는 노즐 설계가 가능할 것으로 판단된다.

V. 결 론

연소형 공기가열기의 원형 연소기와 사각형의 스크램제트 연소기를 직접 연결하기 위한 3차원 형상천이 노즐설계 방법을 제시하였다. 2차원 축대칭 MOC 설계에 의하여 얻어진 단면적을 이용하는 3차원 노즐 설계를 위하여 원형에서 사각형으로의 형상천이 함수를 도입하였다. 경계층 보정은 축대칭 노즐의 전산해석에 의하여 계산된 경계층 두께를 3차원 노즐 형상에 반영하여 수행되었다. 전산해석 결과 축대칭 노즐에서 예측한 경계층 두께와 보정의 효과가 3차원 형상천이 노즐에서도 유효함을 확인하였다.

본 연구에서 고려한 원형에서 사각 단면으로의 형상천이는 2차원 사각 단면 노즐에서 발생하는 불균일한 경계층의 발달을 억제하는 것으로 보이며, 이로써 본 연구의 형상천이 노즐설계 방법이 매우 유용함을 알 수 있었다. 원형에서 사각형으로의 형상천이율이 미치는 영향은 의외로 크지 않았지만, 형상천이가 느릴수록 경계층이 더 얇게 발달하였고, 빠른 형상천이에서 경계층이 더 두껍게 발달하는 일관적인 경향을 확인하였다.

그러나 본 연구에서 이용한 Sivells의 방법으로는 낮은 초음속 출구 마하수 노즐 설계에서 일정한 출구 마하수 분포를 얻기 곤란한 것으로 여겨지므로, 이를 만족할 수 있는 다른 방법을 적용하여야 균일한 출구 마하수의 형상천이 노즐 설계가 가능할 것으로 여겨진다.

후 기

본 연구는 방위사업청의 재원으로 국방과학연구소 일반기초연구(No. 08-201-501-014)의 지원으로 수행되었습니다.

References

1) Gaffney, R., and Korte, J., "Analysis and

- Design of Rectangular-Cross-Section Nozzles for Scramjet Engine Testing," *42nd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*. January 2004, pp. 1137~1152.
- 2) Mo, J., Xu, J., Gu, R., and Fan, Z., "Design of an asymmetric scramjet nozzle with circular to rectangular shape transition," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 30, No. 3, 2014, pp. 812~819.
- 3) Smart, M. K., "Design of Three-Dimensional Hypersonic Inlets with Rectangular-to-Elliptical Shape Transition," *Journal of Propulsion and Power* Vol. 15, No. 3, 1999, pp. 408~416.
- 4) Lv, Z., Xu, J., and Mo, J., "Design and analysis on three-dimensional scramjet nozzles with shape transition," *Aerospace Science and Technology* Vol. 71, 2017, pp. 189~200.
- 5) Riehmer, J., and Gülhan, A., "Design of a Scramjet Nozzle with Streamline Tracing Technique and Reference Temperature Method," *Proceedings of the 7th European Symposium on Aerothermodynamics*, Vol. 692, 2011, p. 29.
- 6) Billig, F. S., and Kothari, A. P., "Streamline tracing: technique for designing hypersonic vehicles," *Journal of Propulsion and Power* Vol. 16, No. 3, 2000, pp. 465~471.
- 7) Barger, R. L., "A procedure for designing forebodies with constraints on cross-section shape and axial area distribution," *NASA TP 1881 c.1*, 1981.
- 8) Taylor, T., and Van Wie, D., "Performance analysis of hypersonic shape-changing inlets derived from morphing streamline traced flowpaths," *15th AIAA international space planes and hypersonic systems and technologies conference*, April 2008, pp. 2635~2643.
- 9) Sivells, J. C., "A Computer Program for the Aerodynamic Design of Axisymmetric and Planar Nozzles for Supersonic and Hypersonic Wind Tunnels," *AEDC-TR-78-63*, 1978.
- 10) Sivells, J. C., "Aerodynamic design of axisymmetric hypersonic wind-tunnel nozzles," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 7, No. 11, 1970, pp. 1292~1299.
- 11) Kim, S.-Y., Kim, S. D., Jeung, I.-S., Lee, J.-K. and Choi, J.-Y., "Boundary Layer Correction of Hypersonic Wind-tunnel Nozzle Designed by the Methods of Characteristics," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 42, No. 12, 2014, pp.1028~1036.
- 12) Won, S.-H., Jeung, I.-S., and Choi, J.-Y., "Unsteady Three-Dimensional Analysis of Transverse Fuel Injection into a Supersonic Crossflow using Detached Eddy Simulation Part I : Non-Reacting Flowfield," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences* Vol. 37, No. 9, 2009, pp. 863~878.