

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 42(12), 1028-1036(2014)

DOI:http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2014.42.12.1028

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

특성곡선 해법 설계 극초음속 노즐의 경계층 보정

김소연*, 김성돈**, 정인석***, 이종국****, 최정열*

Boundary Layer Correction of Hypersonic Wind-tunnel Nozzle
Designed by the Methods of Characteristics

So-Yeon Kim*, Sung Don Kim**, In-Seuck Jeung***, Jong-Kuk Lee**** and Jeong-Yol Choi*

Department of Aerospace Engineering, Pusan National University*

Neuros Co. Ltd.**

School of Mechanical and Aerospace Engineering, Seoul National University***

Agency for Defense Development****

ABSTRACT

A design procedure is established for hypersonic nozzles by using MOC(Method of Characteristics) and CFD. The inviscid nozzle contour is designed by MOC, then BLC(Boundary Layer Correction) is made by evaluating the boundary layer thickness from viscous CFD analysis. By comparing various definitions of the boundary layer thicknesses, it seems that the boundary layer thickness of 95% speed of the maximum value at the cross section satisfies best the design Mach number. Design procedure is as follow; MOC design, grid generation, inviscid analysis, viscous analysis, BLC and viscous analysis for confirmation and post-processing. All procedures are made automatically by using the batch processing.

초 록

본 연구에서는 MOC 및 CFD를 이용한 극초음속 노즐 설계 절차를 수립하였다. MOC를 이용하여 설계된 비점성 노즐 형상에 대하여, 점성 유체 전산 해석을 통하여 경계층 두께를 산출하여 노즐 형상을 보정하였다. 여러 가지의 경계층 두께 정의를 비교한 결과, 노즐 단면 최대 속력의 95% 속력을 가지는 경계층 두께의 정의가 설계 마하수를 가장 잘 만족하는 것으로 여겨진다. 노즐 설계과정은 MOC 설계에 대한 격자 형성, 비점성 해석 및 점성 해석, 경계층 보정 및 점성 해석에 의한 확인 및 결과 도출의 순서로 진행되며, 모든 과정은 자동 일괄 처리토록 작성되었다.

Key Words : Hypersonic Nozzle(극초음속 노즐), Method of Characteristics(MOC, 특성 곡선 해법), Computational Fluid Dynamics(CFD, 전산유체역학), Boundary Layer Thickness(BLC, 경계층 보정)

† Received : August 19, 2014 Revised : November 14, 2014 Accepted : November 24, 2014

* Corresponding author, E-mail : aechoi@pusan.ac.kr

I. 서 론

극초음속 비행체의 설계를 위해서는 공기역학, 공력가열 등의 실제 비행 환경에서의 여러 변수가 비행체 성능에 미치는 영향을 확인하여 설계에 필요한 정보들을 반영하여야 한다. 이를 위해 극초음속 풍동이 필수적이며 실제 비행 환경에서의 시험을 위해서는 균일한 유동형성을 필요로 한다. 극초음속 풍동은 충격파 풍동이나 불어내기식 풍동 등 다양한 형태로 개발되어질 수 있지만 극초음속 노즐은 모든 종류의 극초음속 풍동의 공통요소이다. 극초음속 풍동 설비에서 노즐은 축소-확대 형상을 가지며 아음속 유동을 극초음속 유동으로 가속시켜 테스트 영역에 공급한다. 이상적인 노즐은 극초음속 비행체의 시험을 위해 테스트 영역에서 균일한 유동을 발생시키는 것이지만 실제 노즐 유동은 이상적인 노즐 유동과는 차이를 보이며 이에 영향을 끼치는 여러 가지 요인들을 고려할 필요가 있다.

초음속/극초음속 노즐의 설계는 쌍곡선 편미분 방정식의 해법 중 하나인 특성곡선해법(MOC)이 주로 적용되었으며 현재에도 널리 사용 중이다. 풍동용 노즐의 주요 설계 목적은 원하는 마하수의 구현과 초음속 영역에서 원하지 않는 파의 발생을 제거하는 것에 있으며 MOC와 경계층 보정 방법의 적용을 통해 이러한 설계 목적을 달성할 수 있다. Sivells[1,2]는 이차원 및 축대칭 형상의 초음속/극초음속 풍동 노즐 설계 방법에 대한 상세한 내용을 수록하였다. 특성곡선해법을 이용한 노즐 형상의 기본 설계와 von Karman 운동량 방정식을 적분하여 얻은 배제두께로 경계층 보정을 수행하는 방법에 대한 구체적인 내용을 확인할 수 있으며 포트란을 이용한 설계 프로그램과 설명을 확인할 수 있다. Shope[3]는 J. C. Silvels의 노즐 설계프로그램인 CONTUR의 소개와 적용 연구를 수행하였으며, 이를 이용하여 4가지 다른 노즐 디자인에 대해서 노즐 출구에서의 마하수와 정제압력 및 유동특성 비교를 제시하였다. 노즐 목 영역의 설계 방법은 Sauer[4] 또는 Korte[5]에 의한 방법이 많이 사용되고 있다. 높은 극초음속 유동의 구현을 위한 극초음속 노즐 설계를 위한 실제 기체의 적용은 참고문헌[5,6] 등에서 확인할 수 있다. Korte[5]는 MOC를 이용한 비점성 노즐 설계와 배제두께를 이용한 경계층 보정 및 형상 설계 방법 등 전반적인 노즐 설계 방법과 함께 전산해석 기법을 활용한 설계방법을 제시하였다. Sivells[1,2]에 의해 제시

된 노즐 중심축 마하수 분포 방정식의 계수를 전산해석을 이용하여 보정하고 실제기체 효과를 고려한 설계와 이상기체 가정을 적용한 설계 결과를 비교하였다. 경계층 보정 방법은 von Karman 운동량 방정식을 이용한 방법[1,2] 외에도 다양한 방법을 적용할 수 있다. Plyashechnik[7]등은 마하수 5에서 10까지의 축대칭 극초음속 노즐의 점성 효과의 영향을 다루었다. 실험에 의해 얻어진 배제두께 관련식을 사용하였으며 노즐 형상이 변화가 가능하여 여러 가지 마하수를 가지는 유동을 발생시키는 노즐을 대상으로 전산유체 해석 결과와 실험결과를 비교하였다.

그러나 극초음속 노즐 설계 기법이 이미 오래 전에 확립되어서인지, 전산유체 해석 기법을 직접 연계한 설계 방법이나 최근 연구는 찾아보기 어려운 상황이다. 본 연구에서는 극초음속 충격파 풍동 노즐을 대상으로 MOC와 CFD를 연계한 설계과정을 수립하였다. MOC 설계로 얻은 비점성 노즐에 대하여 점성 해석을 수행하여 경계층 분포를 얻은 후, 점성효과로 인한 경계층 두께를 보정하는 방법으로 유효면적변화를 고려한 균일한 유동 발생시키는 노즐을 설계하였다. 최종 설계 도출까지 전 과정은 자동 일괄 처리도록 작성하였다. 이 과정에서 여러 경계층 보정 방법을 비교하여 설계 조건에 적합한 경계층 두께의 정의를 제시하였다.

II. 본 론

2.1 설계 절차 및 과정

노즐 설계 및 경계층 보정 절차를 순서도로 나타내면 Fig. 1과 같다. 특성곡선해법을 이용하여 노즐 목에서 확산 영역까지 기본 설계를 수행하고, 격자를 생성하여 비점성 전산유체 해석을 수행한다. MOC 결과를 확인한다. 비점성 해석의 결과는 점성효과가 고려되지 않는 MOC 설계의 결과 검증에 이용되며, 점성 해석의 초기 조건으로 사용되어 수렴 해까지 계산 시간 단축의 효과가 있다. 비점성 결과를 바탕으로 점성 전산유체해석을 수행하여 경계층 두께를 계산하여 경계층 보정을 수행한다. 경계층을 보정한 노즐 형상에 격자를 생성하고 결과확인을 위해 점성 전산유체해석을 다시 수행한 후, 결과 검증을 위한 후처리 작업을 수행한다. 전 과정은 자동 일괄처리 되도록 작성되었다. 각 단계의 구체적인 해석 절차는 다음 각 절에 기술하였다.

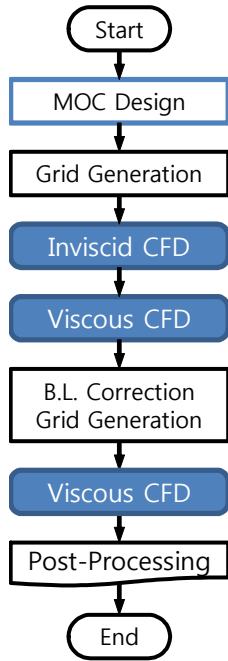


Fig. 1. Flow Chart of Nozzle Design Procedure

2.2 특성곡선해법 노즐 설계 이론

특성 곡선 해법을 이용한 노즐 설계는 Sivells가 제안한 방법을 이용하였다[1,2].

Figure 2에 나타난 위치 색인의 의미와 주요 모델링은 Table 1에 나타내었다.

비점성 형상 설계 결과는 축방향 속도 성분의 설정 방법에 따라 결정된다. Sivells에 의한 속도 및 마하수 분포는 많은 이점이 있으며 본 논문에서도 이를 사용하였다. 노즐 목 영역의 천음속해는 목 반경비 R 과 sonic point에서의 변위 ϵ , 그리고 축방향 속도 분포의 미분에 의해 결정된다. 지점 I~지점 E 영역의 속도 분포는 방사류 가정을 두고 4차 다항식으로 표현된다. 지점 E~지점 B는 방사류 가정을 적용한다. 지점 B~지점 C 영역에서는 C지점에서 균일 유동이 시작되며 마하수 분포는 5차의 다항식으로 표현된다. 방사류 영역에서 마하수 M 과 속도 비 W 의 관계는

Table 1. Descriptions of hypersonic / supersonic nozzle geometry

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

다음과 같이 정의된다.

$$W^2 = \frac{kM^2}{k-1+M^2}, \quad k \equiv \frac{\gamma+1}{\gamma-1} \quad (1)$$

W 는 유동속도와 critical velocity와 비이다. 마하수를 대신한 critical velocity에 의한 속도의 무차원화는 유동 관련식을 전압력 및 전온도로 표현될 수 있도록 한다. 방사류 영역의 사용은 그동안 많은 설계자들에 의해 선호되어 왔으며 지점 I에서 C까지 영역에서 축방향 속도 분포 정의한다. 방사류 영역에서 방사류 원점으로부터의 거리 r 은 다음과 같이 정의된다. 이후 수식에서 첨자 σ 가 1인 경우는 축대칭 노즐, 0인 경우는 사각 형상의 노즐을 나타낸다[1,2].

$$\left(\frac{r}{r_1}\right)^{1+\sigma} = \frac{1}{M} \left(\frac{k-1+M^2}{k}\right)^{\frac{k}{2}}, \quad (2)$$

$$\text{or} \left(\frac{r}{r_1}\right)^{1+\sigma} = \frac{1}{W} \left(\frac{k-1}{k-W^2}\right)^{\frac{k-1}{2}}$$

이때 r_1 은 $M=W=1.0$ 이 되는 지점의 거리이다. 지점 E에서 B까지는 방사류 가정을 적용하며 E-G와 A-B 사이에 방사류가 존재한다. 지점 G에서 A까지의 노즐은 확산각 ω 를 가지는 직선으로 설계하거나 많은 경우 G와 A 지점을 동일하게 지정하기도 한다. 확산각 ω 는 유동 박리를 고려한 값을 사용하며 $8^\circ \leq \omega \leq 12^\circ$ 을 주로 사용한다. 특성곡선해법을 이용한 유동 해는 2개 영역에서의 해를 필요로 하며 노즐 목 형상 결정을 위한 지점 H (branch line) ~ 지점 G 영역과 후

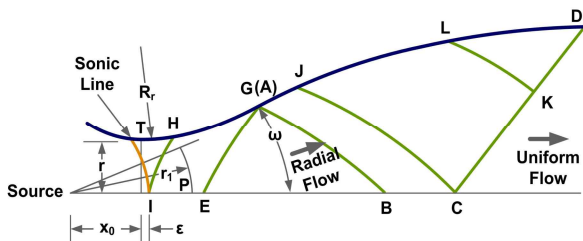


Fig. 2. Hypersonic/supersonic nozzle design

류 형상 결정을 위한 지점 A ~ 지점 D 영역에 적용된다. C-D의 특성곡선은 직선이며 균일 유동이 시작된다.

방사류 영역에서는 ψ' (방사류 영역에서의 확산각)과 ψ (Prandtl-Meyer angle)의 2개의 각을 정의하며 다음과 같은 관계를 가진다.

$$2\psi' = \psi \tag{3}$$

$$= \sqrt{k} \tan^{-1} \sqrt{\frac{M^2-1}{k}} - \tan^{-1} \sqrt{M^2-1}$$

A지점과 G지점이 동일하도록 설계한다면 다음과 같이 정리된다.

$$\psi_B = \psi_E + 4\omega \tag{4}$$

노즐 목에서의 축방향 속도 분포는 다음과 같은 다항식으로 표현된다[1,2].

$$W = 1 - \frac{1}{4S} + \frac{10\gamma-15}{288S^2} - \frac{2708\gamma^2+2709\gamma+2115}{82944S^3} + \dots$$

$$+ \frac{x\lambda}{r^*} \left(1 - \frac{1}{8S} + \frac{92\gamma^2+180\gamma-9}{1152S^2} + \dots \right)$$

$$+ \left(\frac{x\lambda}{r^*} \right)^2 \left(-\frac{2\gamma-3}{6} - \frac{\gamma+1}{16S} + \dots \right)$$

$$+ \left(\frac{x\lambda}{r^*} \right)^3 \frac{4\gamma^2-57\gamma+27}{144} + \dots,$$

$$\lambda = \sqrt{\frac{2}{(\gamma+1)S}}, R = \frac{R_r^*}{r^*},$$

$$\frac{1}{R} = \frac{1}{S} + \frac{1}{S^2} + \frac{1}{S^3} + \dots \tag{5}$$

상첨자 *는 노즐 목에서의 값을 나타내며 S는 R과의 관계식에서 도출된다.

유한한 값을 가지는 반지름 비 R의 경우 sonic line은 곡면을 이루고 있으며 대칭축에서의 sonic point는 기하학적 노즐 목 지점으로부터 다음 식으로 표현된 거리에 위치해 있다[1,2].

$$\frac{\epsilon}{r^*} = \frac{1}{4\lambda S} \left(1 - \frac{4\gamma-15}{72S} + \frac{412\gamma^2+270\gamma+909}{10368S^2} + \dots \right) \tag{6}$$

Sauer에 의한 근사 값은 다음과 같다[4].

$$\frac{\epsilon}{r^*} = \frac{1}{4}\beta R, \beta = \sqrt{\frac{2}{(\gamma+1)R}}, R = \frac{R_r^*}{r^*} \tag{7}$$

노즐 목 면적은 C_D [1,2]값에 의한 실제 유량을 고려하여 결정되고 노즐 목 형상을 위한 축방향 속도 성분은 4차의 다항식으로 표현된다.

$$W = 1 + C_1\zeta + C_2\zeta^2 + C_3\zeta^3 + C_4\zeta^4 \tag{8}$$

하류 영역은 다음과 같이 마하수로 표현된 5차 다항식을 사용한다.

$$M = D_0 + D_1\xi + D_2\xi^2 + D_3\xi^3 + D_4\xi^4 + D_5\xi^5 \tag{9}$$

식 (8)과 (9)의 계수 값은 참고문헌 [1,2]에 수록되어 있다. 그 외 각 지점의 위치 계산은 참고 문헌 [1,2]에 상세히 수록되어 있다.

노즐의 끝점 D의 위치는 노즐 축 C점에서 설계 마하수에 의한 마하 파 각도 관계식으로부터 얻어질 수 있다.

$$\mu_{CD} = \sin^{-1} \frac{1}{M_D} \tag{10}$$

MOC 기법에 의한 속도 성분 및 파각의 정의는 다음과 같으며 식 (10)~(14)는 일반적인 압축성 유동을 설명한 문헌들에 수록된 내용과 동일하다. 하첨자 ±는 방향성을 나타낸다.

$$V_{\pm} = \sqrt{u_{\pm}^2 + v_{\pm}^2}, \theta_{\pm} = \tan^{-1} \frac{v_{\pm}}{u_{\pm}}, \tag{11}$$

$$a_{\pm} = \sqrt{a_0 - (\gamma-1) \frac{V_{\pm}^2}{2}},$$

$$\alpha_{\pm} = \sin^{-1} \frac{1}{M_{\pm}}, \lambda_{\pm} = \tan(\theta_{\pm} \pm \alpha_{\pm})$$

2차원 및 축대칭 유동에 대한 MOC 기법의 적용은 비회전유동(irrotational flow)을 대상으로 하며 유동 방정식은 다음과 같이 정의된다.

$$(u^2 - a^2)u_{x+(v-a^2)}^2 v_y + 2uvu_y - \sigma \frac{a^2 v}{y} = 0 \tag{12}$$

여기서 하첨자는 미분을 나타낸다.

위 식과 전술한 MOC 기법의 진행방향에 따라 값이 정의된 지점을 1, 2점으로 하고 새로운 위치 3의 값을 구하게 된다. 1지점에서는 우향파, 2지점에서는 좌향파가 되도록 1, 2 지점을 정하고 3 지점에서는 두 파가 만나게 되어 다음과 같이 계산된다.

$$(u^2 - a^2)_+(u_3 - u_2) + (2uv - (u^2 - a^2)\lambda)_+(v_3 - v_2) - \sigma \left(\frac{a^2 v}{y} \right)_+(x_3 - x_2) = 0, \tag{13}$$

$$(u^2 - a^2)_-(u_3 - u_1) + (2uv - (u^2 - a^2)\lambda)_-(v_3 - v_1) - \sigma \left(\frac{a^2 v}{y} \right)_-(x_3 - x_1) = 0 \tag{14}$$

아음속 챔버 부분의 형상은 노즐 형상을 길이

방향으로 보정 압축하여 완만한 곡면을 형성하였다. 노즐 내부 벽면의 결정을 특성곡선해법의 해를 이용하여 설계 시 부여된 유량을 만족하는 지점을 찾아 결정된다. 파가 상쇄되는 영역 JCD는 라인 JC의 속도 성분 및 MOC 기법과 설계 마하수를 이용하여 영역 내의 속도 성분과 그 외 물성치를 계산한다. 비점성 형상의 경계는 계산된 물성치 및 유량 조건을 기준으로 형성된다.

2.3 설계 조건

본 연구에서는 노즐 출구 설계 조건으로 고도 30 km에서 마하수 6 유동을 고려하였다. 이 경우 정체 조건은 1889.5 K, 1.89 MPa 이며, 이를 노즐 설계의 입구 조건으로 이용하였다. 이 조건에서 NASA CEA (Chemical Equilibrium and Applications) 코드에 의한 해석 결과, 정체 온도가 높지 않아 화학 반응 및 이온화는 거의 나타나지 않았으므로 본 연구의 설계 및 해석과정에는 고려하지 않았다[8]. 노즐 출구 직경은 30cm로 설정하였고 이 경우 입구유동의 레이놀즈수는 4.64×10^6 Re/m이다.

2.4 전산유체해석 알고리즘 및 지배방정식

전산유체해석에는 본 연구실에서 개발하여 사용하고 있는 반응 유동 해석 코드를 이용하였으며, 화학반응 없는 공기를 대상으로 해석하였다. 축대칭 이차원 압축성 유동에 대한 지배방정식은 다음과 같다.

$$\frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial E}{\partial x} + \frac{\partial F}{\partial y} + \frac{1}{y}H \quad (15)$$

$$= \frac{\partial E_v}{\partial x} + \frac{\partial F_v}{\partial y} + \frac{1}{y}H_v + S$$

위 식에서 Q 는 보존 변수 벡터이며 E 와 G 는 비점성 유동 벡터, E_v 와 G_v 는 점성 유동 벡터이다. H 와 H_v 는 축대칭 항을 나타내며 S 는 반응 및 난류에 의한 생성항이다.

$$Q = \begin{bmatrix} \rho_i \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho e \\ \rho k \\ \rho \omega \end{bmatrix} \quad E = \begin{bmatrix} \rho_i u \\ \rho u^2 + p \\ \rho u v \\ (e + p)u \\ \rho u k \\ \rho u \omega \end{bmatrix} \quad F = \begin{bmatrix} \rho_i v \\ \rho u v \\ \rho v^2 + p \\ (e + p)v \\ \rho v k \\ \rho v \omega \end{bmatrix} \quad (16)$$

$$H = \frac{1}{y} \begin{bmatrix} \rho_i v \\ \rho u v \\ \rho v^2 \\ (e + p)v \\ \rho v k \\ \rho v \omega \end{bmatrix} \quad E_v = \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{xx} \\ \tau_{xy} \\ \beta_x \\ \mu_k \partial k / \partial x \\ \mu_\omega \partial \omega / \partial x \end{bmatrix} \quad F_v = \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{yx} \\ \tau_{yy} \\ \beta_y \\ \mu_k \partial k / \partial y \\ \mu_\omega \partial \omega / \partial y \end{bmatrix}$$

$$H_v = \frac{1}{y} \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{yx} \\ \tau_{yy} - \tau_{\theta\theta} \\ \beta_y \\ \mu_k \partial k / \partial y \\ \mu_\omega \partial \omega / \partial y \end{bmatrix} \quad S = \begin{bmatrix} \omega_i \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ s_k \\ s_\omega \end{bmatrix}$$

난류모델은 k- ω SST 모델을 사용하고 완전 기체를 가정하였다. 비점성 해석의 초기 조건으로는 입구 정체 조건을 전 유동장에 적용하였으며 수렴 가속을 위하여 초기에 출구 경계에서 초기에 입구 압력의 1/1,000 배압을 적용한 후, 초음속 유동이 발달되면 초음속 유출류 조건을 적용하였다. 벽면에서는 비점성 해석의 경우 slip, 점성 해석의 경우 no-slip 및 단열 조건을 적용하였다. 해석 기법으로는 대류항에 Roe 기법을 사용하였고 minmod 제한자를 이용한 3차 MUSCL 기법을 이용하였으며, 점성항은 중심 차분하였다. 시간적분은 LU-SGS 해법을 이용하였다. 해석 코드는 OpenMP를 이용하여 병렬화 되었다. 본 연구에 이용된 난류 모델 및 해석 기법은 이전의 여러 연구를 통하여 검증된 바 있다[9].

2.5 경계층 보정 방법

경계층 보정을 위하여 Sivells의 경우 MOC 설계에 von Kármán 운동량 방정식으로부터 얻어진 배제 두께 (displacement thickness, δ^*) 이용하여 경계층 보정 하였지만, 본 연구에서는 경계층 보정 방법에 대한 영향을 분석하기 위해 운동량 두께, 배제 두께 및 여러 경계층 두께 (99, 95, 90, 80, 70%- δ) 보정 방법을 비교 검토하였다. 각 경계층 보정식은 다음과 같다[10].

$$\theta = \int_0^y \frac{u(y)}{U_\infty} \left(1 - \frac{u(y)}{U_\infty} \right) dy \quad (17)$$

$$\delta^* = \int_0^y \left(1 - \frac{u(y)}{U_\infty} \right) dy \quad (18)$$

$$u(\delta) = 0.99 \sim 0.70 U_{\max} \quad (19)$$

일반적으로 경계층 두께는 자유류 속도 U_∞ 와 비교하여 결정하지만, 노즐 유동에서는 자유류 속도를 정의할 수 없으므로, 본 연구 경계층 두께 (70~99)%- δ 은 벽면으로부터 속도의 크기 $u(y)$ 가 각 단면에서 최대 속도의 크기의 (70~99)%가 되는 위치로 정의하였다.

III. 결 과

3.1 격자 해상도 비교

전산 해석에 이용된 격자는 81×31 부터

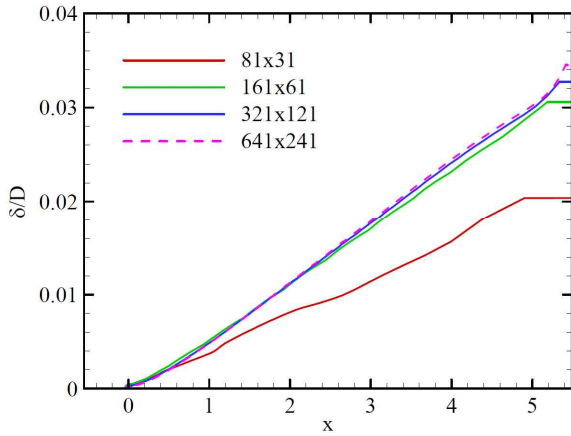


Fig. 3. Grid dependency of 95%- δ boundary layer thickness

641×241 격자 까지 네 단계의 격자를 이용하였으며 격자에 따른 정확도를 비교하기 위하여 95%- δ 경계층 두께를 MOC 설계 노즐 출구 직경으로 무차원 하여 Fig. 3에 비교하였다. 이 결과에서 가장 조밀한 641×241 격자와 비교하여 81×31는 매우 큰 오차를 보였으나 161×61 격자는 전반적으로 3% 정도, 321×121 격자는 1% 이내의 오차를 보여, 이후의 분석에는 321×121 격자를 이용하였다. 노즐 출구에서 321×121 격자의 y+는 3.37 로써, 층류 저층(laminar sublayer)에 한 개 이상의 격자가 포함되어 난류 경계층 해석에 큰 무리가 없을 것으로 여겨진다.

3.2 경계층 두께 및 노즐 형상 보정

경계층 보정을 수행하기 위해 먼저 경계층 두께를 계산하였으며 Fig. 4에 각 경계층 보정 방법에 따른 경계층 두께를 나타내었다. 운동량 두께는 노즐 직경의 0.6% 정도로 가장 작게 나왔

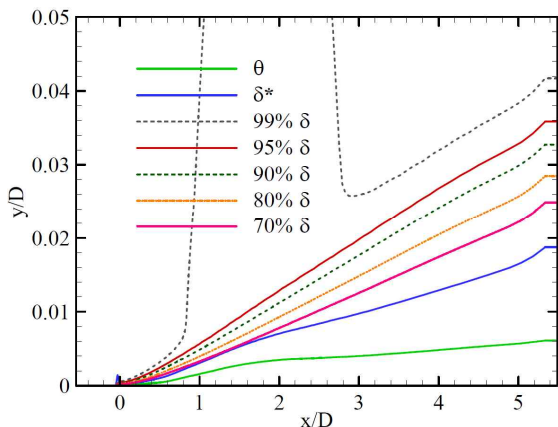


Fig. 4. Comparison of the variation of boundary layer thicknesses along the axial distance

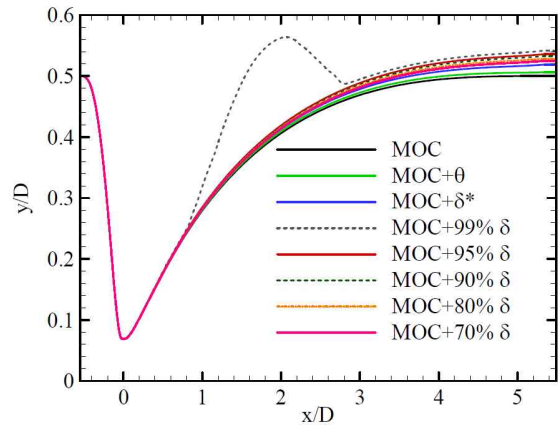


Fig. 5. Corrected nozzle contours with various BLC methods

으며 배제 두께는 2%내외로 산출되었다. 경계층 두께는 거의 직선적으로 변화하며, 운동량 두께 및 배제 두께에 비해 충분히 큰 크기를 가짐을 알 수 있다. 여러 경계층 두께 중 가장 일반적인 정의의 경계층 두께인 99%- δ 는 최대 확산각 부근에서 비정상적으로 증가한 결과를 보여주었으며 95%- δ 부터 감소할수록 경계층 두께가 감소한다. 본 연구에서는 95%- δ 을 최대 경계층 두께로 이용하였으며 이 경우 대략 노즐 직경의 3.6% 이내의 두께를 가지는 것을 확인 할 수 있었다.

계산한 경계층 두께를 보정하기 위해 노즐 직경에 경계층 두께를 더하여 Fig. 5에 나타내었다. 경계층 두께가 노즐 직경의 수% 이내여서 비점성 MOC 노즐 설계의 형상을 대체로 유지하면서 노즐 직경이 약간 넓어지는 결과를 보여주었다.

3.3 경계층 보정 방법에 따른 유동장 비교

MOC 노즐 설계에 경계층을 보정한 후 전산유체해석을 수행하였으며 Fig. 6은 비점성, 점성 및 각 경계층 보정에 대한 점성해석 결과를 등 마하수 선도로 나타내어 비교한 것이다. 출구영역에서 마하수 변화를 상세하게 살펴보기 위해 총 400개의 등 마하수 선도를 나타내었다. 최대 확산각 부근에서 비정상적으로 증가한 99%- δ 를 제외하고는 경계층이 노즐 출구로 가까워질수록 두꺼워지며 대체로 유사한 경향을 보인다. 또한 경계층이 노즐 출구에서의 유효면적에 영향을 주지만 경계층이 노즐 직경의 수%에 이르며 각 경계층 보정 방법에 따라 경계층 영역을 제외하고는 대체로 노즐 출구에서는 유동이 충분히 팽창하여 설계 마하수에 가까우며, 각 보정방법에 따라서 노즐 중심부 및 출구에서 작은 마하수 변동을 보이는 것을 확인 할 수 있다.

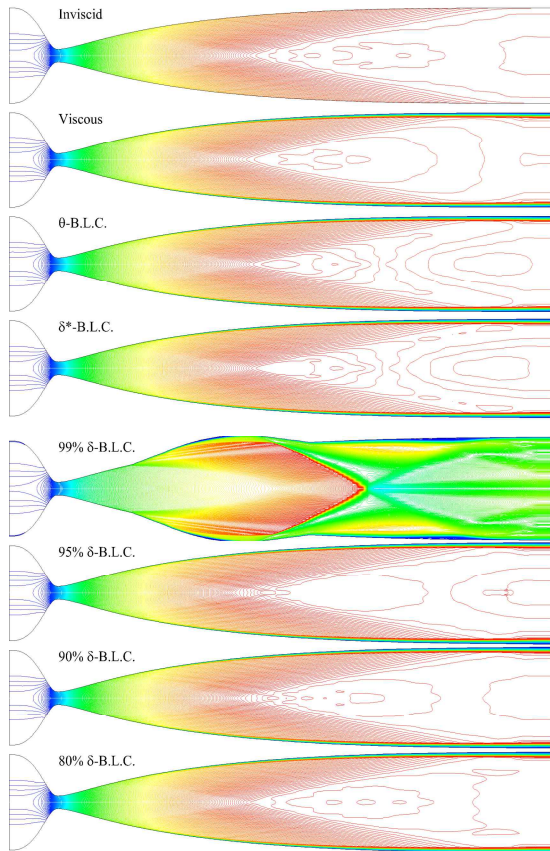


Fig. 6. Iso-Mach number contours for M=6 nozzles with various BLC's

3.4 노즐 출구에서의 유동

풍동시험을 위해서는 노즐 출구에서의 균일한 유동을 필요로 하므로 출구 마하수 분포를 각 경계층 방법에 따라 비교해 보았다. Fig. 7은 노즐 출구 마하수의 반경 방향 분포를 비교한 그림으로 경계층 영향으로 인해 노즐 벽에 가까울수록 설계 마하수에 이르지 못하며 멀어질수록 마하수가 증가한다. 또한 99%- δ 를 제외하고는 설계 마하수 6.0에 근접하며 대체로 마하수 5.8 이상의 결과를 보여주었다

Figure 8은 Fig. 7을 설계 마하수 근처에서 확대한 것이다. MOC 설계 형상에 대한 비점성 해석의 결과는 중심선에서 설계 마하수에 근접한 마하수 5.99의 결과를 가지며 노즐벽면 근처를 제외한 대부분의 영역에서 설계 마하수에 더욱 근접한 결과를 보여준다. 점성 해석의 경우 경계층으로 인한 단면 축소의 결과로 설계 마하수에 못 미치는 5.81 정도의 결과를 보여준다.

경계층 보정 방법에 따라서는, 운동량 두께 보정의 경우 경계층 보정 효과가 미미하며, 배제 두께의 경우 노즐 중심부에서 5.83에서 노즐 벽

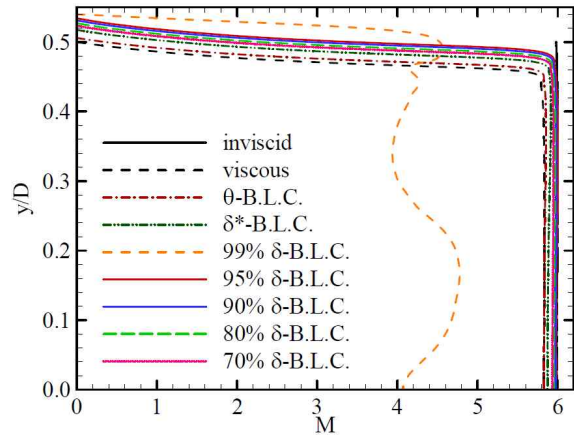


Fig. 7. Nozzle exit Mach number distributions by various BLC methods

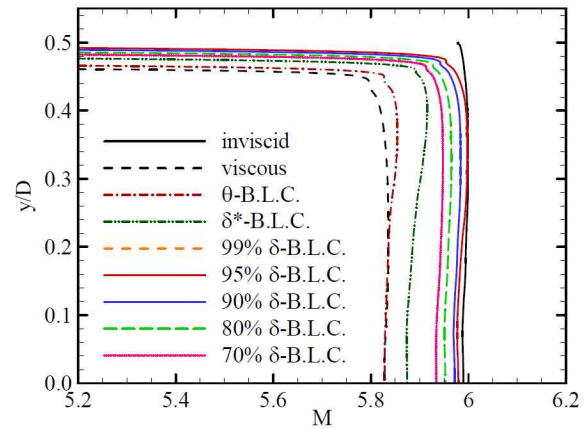


Fig. 8. Close up view Nozzle exit Mach number distributions by various BLC methods

쪽으로 가면서 5.85정도로 변화하는 결과를 보여주었다. 경계층 두께 보정은 좀 더 좋은 결과를 보여주었는데, 95%- δ 보정의 경우 노즐 벽 쪽에서는 비점성 해석의 결과와 거의 유사하며, 중심부에서 마하수 5.98정도로 설계 마하수와 가장 근접한 결과를 보여주었다. 경계층 영역을 제외한 반경 방향의 마하수 변동은 중심부에서 최대 0.3% 정도로 대체로 균일한 마하수를 유지하였으며, 반경 방향 $y/D = 0.41$ 까지 설계 마하수에 근접한 균일한 유동을 유지하였다.

3.5 길이 방향 위치에 따른 유동 특성

길이 방향 위치에 따른 유동 특성을 살펴기 위하여 노즐 중심축을 따른 마하수를 Fig. 9에 비교하였다. 99%- δ 를 제외하고는 $x/D=2$ 이후에 설계 마하수 근처에 도달한 뒤 대부분 마하수 5.8 이상, 설계 마하수에 근접한 마하수를 유지하는 것을 확인 할 수 있다. Fig. 10에 Fig. 9를 확대한

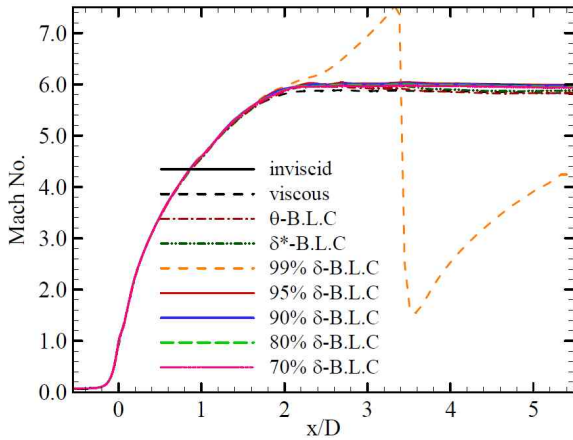


Fig. 9. Mach number variation along the axis of symmetry

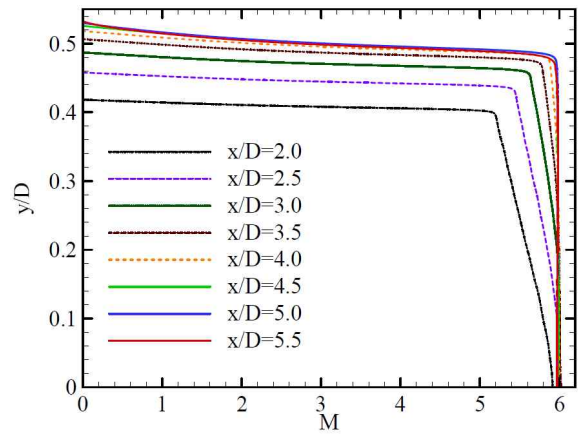


Fig. 11. Comparison of Mach number distribution at various axial locations

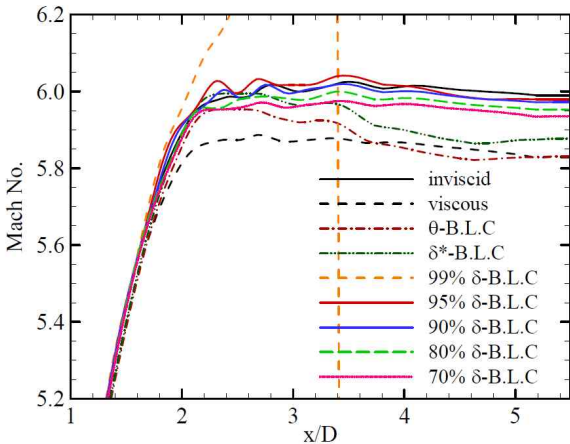


Fig. 10. Close up view of the Mach number variation along the axis of symmetry

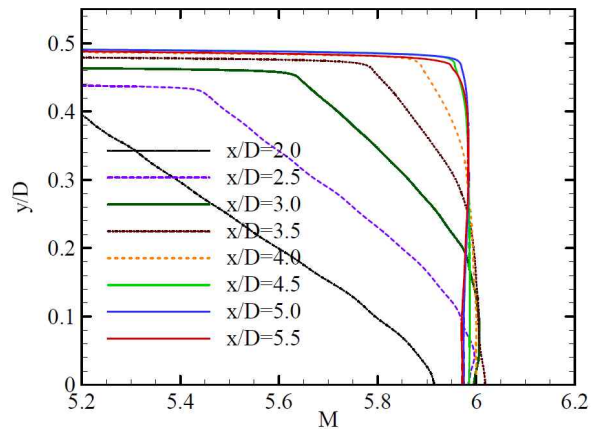


Fig. 12. Close up view of the comparison of Mach number distribution at various axial locations

것을 나타내었다. 설계 마하수 근처에 도달한 뒤 각 경계층 보정 방법 별로 설계 마하수 근처에서 각 경계층 보정 방법 별로 설계 마하수 근처에서 약간의 진동이 발생하는 것을 볼 수 있으며, 이 결과에서도 95%- δ 경계층 보정 결과가 MOC 설계에 의한 비점성 해석의 결과와 가장 근접한 결과를 보임을 알 수 있다. 중심 축 선상의 속도 분포는 x/D 가 증가하면서 진동 감소 및 마하수가 약간 감소하는 경향을 보이는 것을 확인할 수 있어, MOC 설계에 의한 노즐 길이 보다 짧은 노즐이 효과적일 수도 있음을 시사한다.

Figure 11은 95%- δ 인 경우 길이 방향 각 위치의 단면에서 반경 방향 마하수 분포를 정리한 결과이다. 노즐 출구에 근접할수록 설계 마하수에 근접한 유동을 가지는 유효면적이 증가하는 것을 확인할 수 있다. Fig. 6의 결과를 참고하면 노즐 목에서 $x/D=4.0$ 까지는 팽창파의 영향이 나타나지만 그 이후에는 유효 단면적이 거의 변

하지 않음을 볼 수 있다. Fig. 12는 설계 마하수 부근에서 확대한 그림이다. 이 결과에서 $x/D=4.5$ 이상에서는 속도 분포가 거의 변하지 않고, 중심부 속도도 $x/D=4.5$ 에서 가장 크며, 반경방향 속도 분포도 균질하기 때문에, 이정도 위치에서 노즐 길이를 축소하는 것이 설계 결과에 더 만족하는 결과를 보이는 것으로 여겨진다.

IV. 결 론

본 연구에서는 극초음속 풍동 노즐의 MOC 설계에서부터 CFD 해석 기반 경계층 보정 및 설계 검토 과정을 일괄 처리하는 노즐 설계 과정을 구축하였다. 점성 경계층에 따른 면적 축소 효과를 보상하기 위하여, MOC 설계 노즐 형상에 경계층 두께를 더하여 보정하였다. 고도 30 km, 마하수 6의 비행조건을 모사하는 노즐 설계 조건에

대하여, 극초음속 풍동 노즐을 설계하고 여러 가지 경계층 보정 방법에 따른 결과를 비교 검토하였다. 이 결과, 보정되는 경계층 두께는 운동량 두께 및 배제 두께에 비하여 충분히 큰 경계층 두께를 가져야 함을 알 수 있으며, 단면 최대 속도의 95% 속도로 정의되는 경계층 두께가 설계 결과를 가장 잘 만족하고 균일한 속도 분포를 보이는 것으로 나타났다. 길이 방향에 따른 속도 분포를 비교한 결과 $x/D=4.5$ 이상인 경우, 경계층을 제외한 유효 면적 변화가 거의 없었으며 속도 분포도 더 균일하게 나타나 MOC 설계에서 경계층을 보정하고 길이를 축소시킨 노즐이 효과적인 것으로 보인다. 본 연구의 설계 절차는 극초음속 풍동 노즐은 물론 추진기관의 노즐 설계에도 유용하게 이용할 수 있을 것으로 여겨진다.

후 기

본 연구는 방위사업청 및 국방과학연구소에 의한 2012년 국방과학 기초연구(ADD-12-01-08-17)의 지원 및 2013년도 정부(미래창조과학부)의 재원으로 한국연구재단 우주핵심기술개발사업의 지원(과제번호 2013M13A3A02042442)으로 수행된 연구의 일부입니다.

References

- 1) 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
- 2) Sivells, J.C., "Aerodynamic Design of Axisymmetric Hypersonic Wind Tunnel Nozzles," AIAA 4th Aerodynamic Testing Conference, Cincinnati, Ohio, 28-30 April, 1960
- 3) Shope, F.L., "Contour Design Techniques for Super/Hypersonic Wind Tunnel Nozzles," AIAA 2006-3665, 24th AIAA Applied Aerodynamics Conference, San Francisco, California, 5-8 June, 2006
- 4) Sauer, R., "General Characteristics of the Flow Through Nozzles at Near Critical Speeds," National Advisory Committee for Aeronautics, Technical Memorandum, No.1147, 1947.
- 5) Korte, J.J., "Inviscid Design of Hypersonic Wind Tunnel Nozzles for a Real Gas," AIAA-2000-0677, 38th Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, Reno, NV, 10-13 January, 2000.
- 6) Charles B. Johnson, Lillian R. Boney, James C. Ellison, Wayne D. Erickson, "Real-Gas Effects on Hypersonic Nozzle Contours with a Method of Calculation", NASA TN D-1622, 1963.
- 7) Plyashechnik, V.I., Byrkin, A.P., Verkhovskiy, V.P., "Gasdynamic Design of Shaped Nozzles for Supersonic Wind Tunnels, Allowing for Viscosity," West-East High Speed Flow Field Conference, Moscow, Russia, Nov. 19-22, 2007
- 8) Gordon, S., McBride, B.J., "Computer program for Calculation of Complex Chemical equilibrium Compositions and Applications," NASA RP-1411, Part I, 1994.
- 9) Won, S.-H., Jeung, I.-S. and Choi, J.-Y., "Verification and Validation of the Numerical Simulation of Transverse Injection Jets using Grid Convergence Index," *Journal of KSAS*, Vol.34, No.4, pp.53-62, Apr. 2006.
- 10) White, F.M., *Fluid Mechanics*, 6th ed., McGraw-Hill, 2007, Chaps. 7, pp.482-488