

고속 축대칭 비행체 설계를 위한 점성 Inverse 기법 연구

이 영 기*1, 이 재 우*2

A Study on the Viscous Inverse Method for the High Speed Axisymmetric Body Design

Young-Ki Lee*1 and Jaewoo Lee*2

An efficient inverse method for the supersonic/hypersonic axisymmetric body design is developed for the parabolized Navier-Stokes equations. The developed method is examined numerically for three extreme testcases in the supersonic ($M_\infty=3.0$) and hypersonic ($M_\infty=6.28$) speeds. The first one is a negative pressure distribution near a vacuum pressure and the second one is a positive pressure distribution over the whole region of the body. The last one is the case of abrupt change of pressure distribution to zero in the forward region of the body. These testcases show the robustness of the method. By introducing a regular-falsi method and by using a not-fully converged inverse solution, the convergence behavior was greatly improved.

Key Words : 역설계(Inverse Design), Parabolized Navier-Stokes 방정식(Parabolized Navier-Stokes Equation), 축대칭 물체(Axisymmetric Body), 극초음속 유동(Hypersonic Flow), 공력설계(Aerodynamic Design), 표면 압력-물체 형상 관계식(Surface Pressure-Body Geometry Relation), 수렴성(Convergence Behavior)

1. 서 론

공기역학적 해석 방법은 전산 유체 역학의 발전과 함께 매우 빠른 속도로 발전해 왔다. High Speed Civil Transport(HSCT) 나 National Aerospace Plane 과 같은 고속 항공기에 대한 요구가 차세대 비행체의 설계 개념으로 정립되면서[1] 초음속/극초음속 영역에서, 보다 실제적으로 적용 가능한 공력설계 방법이 필요하게 되었다.

공력설계 방법에는 수치적 최적화와 Inverse 기법이 대표적으로 적용되고 있으며 최근에는 두 방법을 모두 이용하는 형태의 공력설계 연구도 진행되고 있다. 공력설계 방법중 하나인 Inverse 기법은 원하는 압력, 속도, 표면 마찰력 등을 미리 명시하고 이러한 유동 변수들을 만족하는 형상을 거꾸로 찾아내는 방법이다.

지금까지 개발된 Inverse 설계 기법들은 대부분 Full Potential 방정식을 이용한 아음속 및 천음속 영역의 익형이나 날개의 설계에 관련된 것으로서 초음속/극초음속 영역에서의 Inverse Design에 관한 연구는 많이 이루어지지 못하였다. Douglas 항공사[2]는 초음속 순항 여객기 연

*1 건국대학교 대학원 항공우주공학과
*2 정희원, 건국대학교 항공우주공학과

구를 통하여 HSCT급 항공기 설계를 위한 Inverse 방법의 필요성을 강조한 바 있다.

Sirovich[3]등은 특성 곡선 해법을 이용하여 초음속 유동에서 익형과 축대칭 물체에 대한 Inverse 방법을 개발하였으며, Barger[4]는 물체 표면 경사각의 수정을 통하여 초음속 축대칭 물체에 대한 Inverse 방법을 개발하였고, Davis[5]는 해석용 컴퓨터 코드를 직접적으로 이용하여 초음속 날개에 대한 Inverse 방법을 확립하였다.

Navier-Stokes 방정식을 이용한 Inverse 설계는 80년 이후에 이루어지기 시작하였다. Hirose [6] 등은 반복적 형상 수정 방법을 이용하여 천음속 익형을 설계하였으며, Birckelbaw[7]는 Garabedian-MacFadden 방법을 Navier-Stokes 방정식에 응용하여 익형을 설계하였다. 그러나 Navier-Stokes 방정식을 이용하는 경우는 Euler 방정식을 이용하는 경우보다 많은 계산시간이 요구되며 따라서 설계 기법이 실제적이기 위해서 설계 수렴성 향상에 관한 연구의 필요성이 대두되었다.

Hirose[6], Henne[8] 등은 천음속 익형 설계에서 수렴성을 가속시키기 위하여, 설계 결과로 도출된 형상에 대한 직접해석(Direct Analysis) 결과를, 더 정확한 해를 얻기 위한 설계 반복이나 새로운 형상 설계에 이용하는 방법을 연구하였으며 Davis[5]는 완전히 수렴되지 않은 해석적 해를 이용하여 Inverse 설계를 수행하므로써 수렴성을 향상시켰다.

본 연구에서는 초음속/극초음속 유동영역에서 Euler 방정식을 이용하여 기 개발된 Inverse 설계기법[9]을 수정, 확장하여 보다 실제 유동 현상에 근접한(유체의 점성을 고려) Navier-Stokes 방정식을 이용하여 축대칭 물체를 설계할 수 있는 Inverse 기법을 개발하고, 그 수렴성 향상을 위한 방안을 제시하고자 한다.

2. Inverse 설계기법

“Fig. 1”은 Inverse 설계 과정을 보여주고 있다. 현재의(*i*-번째) 격자면에서 Inverse 설계를 시작하기 위해서는 그 전 격자면(*i*-1번째)에서의 유동 변수값과 물체 형상이 필요하며, *i*-격자면에서의 목표압력(Target Pressure, C_p^T)이 명시

되어야 하고, 현재면에서의 목표압력을 초기 압력값으로 설정하고 반복 계산마다 국부 마하수를 수정하게 된다. 목표압력은 물체표면 흐름의 박리를 방지하거나 shock-free 익형 등의 설계를 위하여 표면압력분포를 국부적으로 수정, 명시할 수 있으며, 또한 최근에는 수치 최적화 기법을 이용하여 최소 항력, 최대 양항비 등의 공력특성을 갖도록 목표압력분포를 최적화하여 명시하기도 한다. 본 논문에서는 어떠한 표면압력 분포에 대해서도 개발된 Inverse 기법이 설계해를 찾을 수 있음을 보이기 위하여 극단적인 압력분포를 목표압력으로 설정하였다.

현재 격자면의 국부 마하수(M_L)와 표면 압력(C_p)이 주어져 있을 때, 물체 형상의 수정은 다음과 같은 식으로 표현되어질 수 있다.

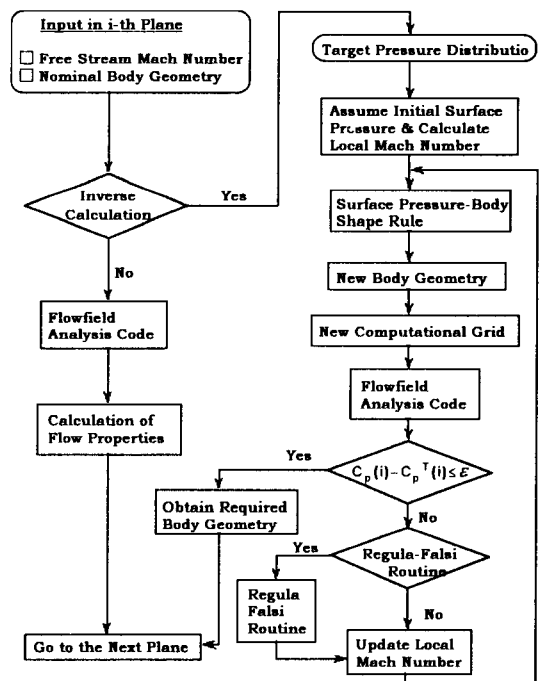


Fig. 1 Inverse Design Procedure

$$\left(\frac{dz}{dx}\right)^k = \left(\frac{dz}{dx}\right)^{k-1} + \frac{d}{dC_p} \left(\frac{dz}{dx}\right)^{k-1} [C_p^T(i) - C_p^{k-1}(i)] \quad (1)$$

k : 설계반복 회수
수정된 물체 형상에 대하여 계산을 수행하여 목표압력과 비교하고, 그 차이가 오차 허용범위

를 만족할 때까지 Inverse 설계를 반복적으로 수행한다.

$$|C_p^k(i) - C_p^T(i)| \leq \text{Tolerance} \quad (2)$$

2.1 표면 압력 분포와 물체 형상과의 관계

물체 형상 수정을 위해서 가장 중요한 부분은 표면 압력 분포의 차이를 물체 형상 수정과 관련 짓는 부분으로 속도 영역과 이론에 따라 여러 가지 관계식을 생각할 수 있으며, 이러한 근사식은 Inverse 기법의 수렴 특성에 크게 영향을 미친다[9]. 본 연구에서는 초음속/극초음속 유동 영역에서 쉽게 적용할 수 있는 관계식으로 이차원 충격파-팽창파 이론과 Tangent-Cone 이론을 이용하였다.

· 이차원 충격파-팽창파 이론

$$C_p = \frac{2}{M_\infty} m \sin \theta + \frac{\gamma+1}{2} (m \sin \theta)^2 + \frac{(\gamma+1)^2}{4} M_\infty (m \sin \theta)^3 \quad (3)$$

여기서,

γ : Specific heat ratio

$$m^2 = \frac{M_\infty^2}{M_\infty^2 - 1} \quad (4)$$

· Tangent-Cone 이론

$$C_p = \tau \frac{k_1^2}{M_\infty^2} \left[1 + \frac{1}{5\gamma k_1^{\frac{3}{2}}} \right] \quad (5)$$

여기서

$$k_1 = M_\infty \theta \quad (6)$$

$$\tau = \frac{2(\gamma+1)(\gamma+7)}{(\gamma+3)^2} \quad (7)$$

이러한 표면 압력-물체 형상 관계식을 형상 변경에 적용하기 위해서 표면 기울기 θ 를 목표 압력치와 계산된 압력의 차이 ΔC_p 를 이용하여

$$\Delta C_p = A(M_L, \theta) \Delta \theta \quad (8)$$

로 표현한다.

· 이차원 충격파-팽창파 이론

$$A(M_L, \theta) = m \cos \theta \times \left[\frac{2}{M_L} + (\gamma+1)m \sin \theta + \frac{3}{16} (\gamma+1)^2 M_L m^2 \sin^2 \theta \right] \quad (9)$$

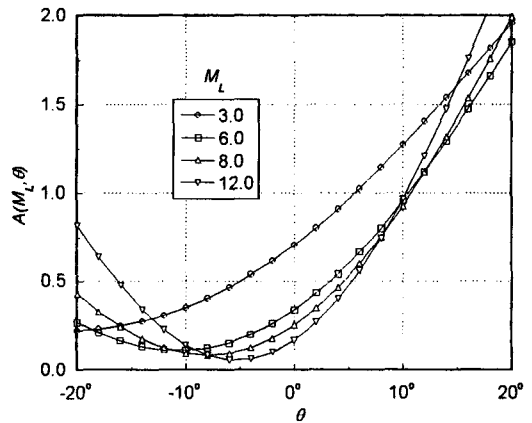
여기서
$$m^2 = \frac{M_L^2}{M_L^2 - 1} \quad (10)$$

· Tangent-Cone 이론

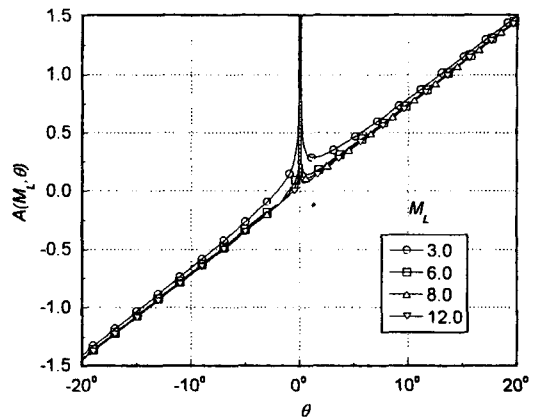
$$A(M_L, \theta) = \tau \left(2\theta + \frac{1}{2} c \theta^{-\frac{1}{2}} \right) \quad (11)$$

여기서
$$c = \frac{1}{5\gamma M_L^{\frac{3}{2}}} \quad (12)$$

여기서 $A(M_L, \theta)$ 는 “물체 표면 기울기 변화에 대한 표면 압력 분포의 변화”로 해석된다.



(a) Shock-expansion theory



(b) Tangent-cone theory

Fig. 2 The comparison of $A(M_L, \theta)$ in various Mach numbers.

$A(M_L, \theta)$ 는 Inverse 해의 수렴성에 직접적인 영향을 미치는 계수로, θ 의 변화에 따른 각 관계식에 대한 $A(M_L, \theta)$ 가 “Fig. 2”에 주어져 있

다.

물리적으로 $A(M_L, \theta)$ 는 압축, 팽창 모든 경우에 대하여 양의 값을 가져야 한다. 충격파-팽창파 이론의 경우 물체 기울기 전 영역에서 양의 값을 가지므로 모든 압력 분포에 적용시킬 수 있으나, Tangent-Cone 이론의 경우 음(Negative)의 기울기에 대해서 $A(M_L, \theta)$ 가 음수가 되어 음의 기울기를 갖는 물체의 설계에는 적용할 수 없다.

또한 충격파-팽창파 이론에 비하여 Tangent-Cone 이론의 경우 같은 물체 기울기에 대하여 더 작은 $A(M_L, \theta)$ 를 보여주고 있다. 이러한 $A(M_L, \theta)$ 의 수치는 Inverse 해의 수렴 특성에 커다란 영향을 미친다.

2.2 Navier-Stokes 방정식을 이용한 Inverse 설계기법

“Fig. 3”은 3/4 Power-Law 형상의 직접해석 결과로서 유체의 점성 효과가 압력 분포에 미치는 영향을 보여주고 있다. 점성 유동에서는 비점성 유동과는 달리 물체 표면에서 속도가 영이고, 따라서 물체 표면에서 마하수(M_L)가 정의되지 않으므로, “식 (9)-(12)”를 적용할 수가 없다. 비점성 유동에 대하여 개발된 Inverse 설계 기법을 점성유동에 적용하기 위해서는 국부 마하수에 대한 새로운 해석이 필요하며, 다음과 같은 방법들을 적용할 수 있다.

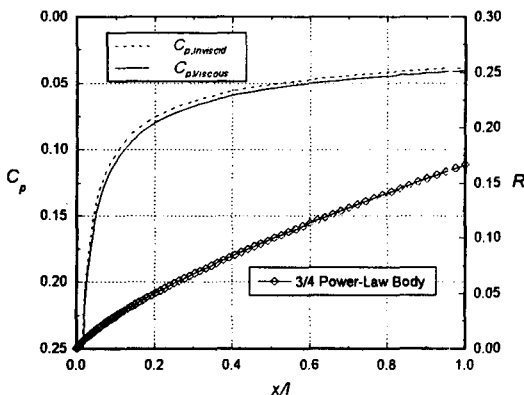


Fig. 3 The effect of viscosity on the surface pressure distribution. ($M_\infty=6.28$)

2.2.1 자유류 마하수의 적용 (방법 1)

물체 표면에서의 국부 마하수를 자유류의 마하수로 대체하고 Inverse 설계 방법을 적용한다. 즉

$$M_L = M_\infty \quad (13)$$

이 경우 국부 마하수가 자유류의 마하수로 고정되므로, 물체 형상과 충격파 형태의 변화에 따른 물체 표면에서의 국부 마하수의 변화를 제대로 적용하지 못한다. 그러나 유동의 팽창 부분이나 박리가 있는 부분 등에도 적용될 수 있는 장점이 있다.

2.2.2 경계층 외곽 마하수의 적용(방법 2)

비점성 Inverse 설계 기법을 점성 유동하의 물체 설계에 적용하기 위해서는 경계층과 같은 부분(“Boundary Layer Like” Region)의 두께(δ)를 찾아내어 그 부분에서의 유동 변수값을 이용한다. 이를 위하여 각 i -평면에서 δ 를 찾아내는 절차가 필요하다. 본 연구에서는 이차원 경계층 방정식의 압력항과 점성항의 크기를 비교하는 방법을 이용하였다. 물체의 기울기가 감소하는 일반적 최소 항력 물체는 “Fig. 4”에서 볼 수 있듯이 압력항의 크기가 점성항의 크기보다 큰 점까지의 거리가 δ 이 될 것이므로, 이 점에서의 유동 변수값 p_e, M_e 를 이용하여 비점성 Inverse 설계법에 적용한다. 즉

$$M_L = M_\delta \quad (14)$$

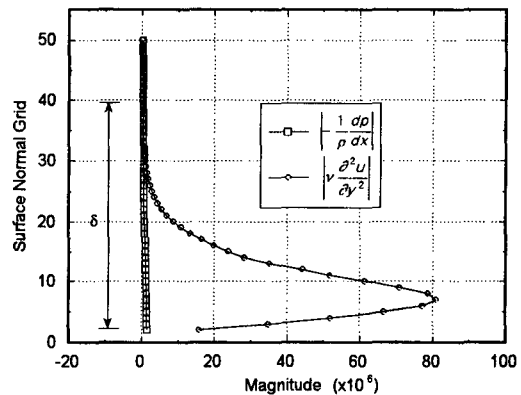


Fig. 4 The comparison of a pressure term profile and a viscous term profile. (3/4 power-law body, $M_\infty=6.28, x/l=0.12$)

또 열의 출입이 없는 경우 충격파 전후로는 정체 엔탈피의 변화가 없고 경계층 내에서만 정체 엔탈피의 변화를 볼 수 있으므로, 이 조건으로부터 찾아낸 열 경계층의 두께도 함께 고려한다.

2.2.3 충격파 후면 마하수의 적용(방법 3)

물체 표면에서의 극부 마하수를 충격파 바로 뒤의 마하수로 대체하고 Inverse 설계 방법을 적용한다. 즉

$$M_L = M_{k, shock-1} \quad (15)$$

극초음속 유동에서 경계층과 마하수의 관계는

$$\frac{\delta}{x} \propto \frac{M_e^2}{\sqrt{Re_x}} \quad (16)$$

로 경계층 두께는 마하수의 제곱에 비례하게 되며, 또한 마하수가 증가할수록 충격파가 물체 표면에 매우 근접하게 되어 충격파와 물체 표면 사이의 모든 영역이 점성 유동 영역이 되므로 경계층 바깥 흐름의 p_e, M_e 를 정의하기가 힘들게 된다. 따라서 “방법3”은 극초음속 영역에서 비점성 Inverse 기법을 적용하기 위한 물리적으로 합당한 방법이라고 할 수 있다.

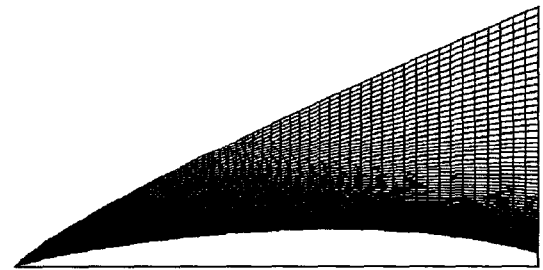
3. 수치해석 방법

수정된 물체형상의 해석을 위해서 본 논문에서는 Thomas, van Leer, Walters[10] 등에 의해 개발된 Euler 방정식과 Thin Layer Navier-Stokes 방정식을 해석할 수 있는 cf13de 컴퓨터 코드를 사용하였으며, 점성 유동의 긴 계산시간을 고려하여 시스템 공학연구소(SERI)의 CRAY C-90 슈퍼컴퓨터를 사용하여 계산을 수행하였다.

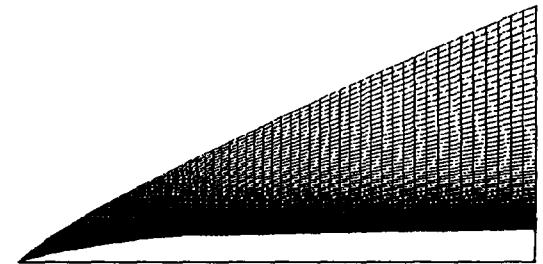
본 연구에서 사용된 기준 형상은 초음속/극초음속 유동에서 최소 항력을 갖는 물체로 알려진 3/4 Power-Law Body이다[11]. 계산 격자는 경계층의 두께를 고려하기 위해 축방향(i) 81개, 수직방향(k) 90개, 원주방향(j) 2개로 이루어진 격자[Testcase I, II]와 계산시간을 줄이기 위해 축방향(i) 41개, 수직방향(k) 40개, 원주방향(j) 2개로 이루어진 격자[Testcase III]를 사용하였으며, “Fig. 5”는 뒤에 언급된 본 연구의

Testcases를 통하여 도출된 물체 형상과 계산 격자를 보여주고 있다. 물체의 선두부에서 12% 지점까지는 직접해석(Direct Analysis)을 수행하고, 그 뒷부분에 대하여 Inverse 설계를 수행하였다.

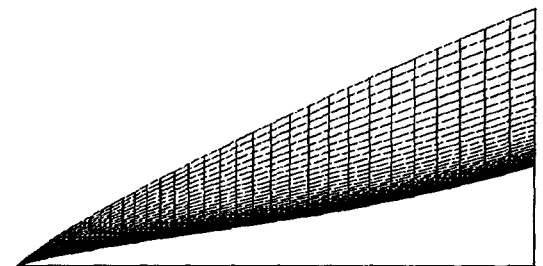
선두부의 무딘 정도(Bluntness)는 무시할 정도이며[11] Parabolized Navier-Stokes 방정식을 공간진행법(Space Marching)을 이용하여 해석하고, 원주방향으로 유동 변수들의 구배가 없다는 조건을 이용하여 계산시간을 대폭 줄였다. 각 형상별 평균 해석 시간은 약 690초 정도가 소요되었다.



(a) Testcase I



(b) Testcase II



(c) Testcase III

Fig. 5 Axial computational grids for testcases.

4. Inverse 해의 수렴성을 향상시키기 위한 방법

- 완전히 수렴되지 않은 설계 해를 이용 공간진행법(Space Marching)을 이용하여 해를 구할 때 각 계산 평면에서 수렴된 해를 이용하여 다음 계산 평면의 해를 구하여야 하는 것이 일반적이거나 완전히 수렴되지 않은 해를 사용하므로써 설계 반복 시간을 단축한다.
- $A(M_L, \theta)$ 의 크기를 고려하는 방법
물체 형상에 대한 표면 압력 근사, $A(M_L, \theta)$ 가 수렴성에 영향을 미치므로 설계 결과로 도출될 물체의 기울기를 고려하여 표면 압력-물체 형상 근사식을 선정한다.
- Regular-Falsi Root-Finding 방법의 적용
Inverse 설계를 Root-Finding 문제로 해석하여 Inverse 해를 찾기 위하여 Regular-Falsi 방법을 사용, 수렴성을 가속화시킨다.

위 방법들을 극단적인 목표압력에 적용시켜 그 수렴성을 비교하였다.

5. 축대칭 물체에 대한 Inverse 설계 결과

5.1 Inverse 설계기법의 검증

개발된 설계기법을 검증하기 위하여 이미 알고있는 3/4 Power-Law Body의 압력 분포를 목표압력으로 설정하고, $M_\infty=6.28$ 인 경우에 대하여 Inverse 설계를 수행하였다. 그 결과 Inverse 해(물체 반경, R)가 원래 형상과 거의 일치하는 결과를 얻을 수 있었고, “방법3”의 경우 완전히 수렴된 해를 얻기 위해 걸린 계산시간은 직접해석(Direct Analysis)의 8배, 각 계산평면당 평균 설계반복 회수는 23번이었다. Regular-Falsi 방법을 사용하면 계산시간이 직접해석의 4배, 각 계산평면당 평균 설계반복 회수 11번으로 50%정도의 반복계산의 절감 효과를 보였다. Euler 방정식을 이용한 경우 평균 설계반복 회수가 Regular-Falsi 방법을 사용하지 않았을 경우 5번, 사용하였을 경우 2번인 것과 비교하면 상당

히 많은 설계반복 회수가 요구됨을 알 수 있다.

5.2 Testcase I

압력 분포가 음의 값을 갖는 형상도 잘 도출해낼 수 있는지를 확인하기 위하여, Inverse 설계를 시작하는 점부터 압력이 포물선 형태로 줄어, 물체 끝에서 최소($C_{p,Min}=C_{p,vacuum}$ 의 50%)가 되는 목표압력을 선정하였다. 자유류 마하수 6.28에 대해 위에서 언급한 마하수 가정 방법들에 따른 Inverse 설계의 수렴 경향은 “Table 1”에 도시하였고, 목표압력과 그로부터 도출된 물체형상과 경계층은 “Fig. 6”에 도시하였다.

설계 결과 국부 마하수를 자유류의 마하수로 고정하였을 경우가 가장 좋은 수렴 경향을 보이고 있다. 이는 Inverse 설계 수렴성이 물리적 타당성에 따른 국부 마하수의 변화보다는 $A(M_L, \theta)$ 의 영향을 많이 받는다는 것을 시사한다.

Table 1 The convergence behavior of testcase I with various Mach number assumptions.

M_∞	M_L	Average Iteration	CPU(inverse)/CPU(direct)
6.28	M_∞	20	7.91
	$M_{k,shock-1}$	22	8.88
	M_δ	20	8.13

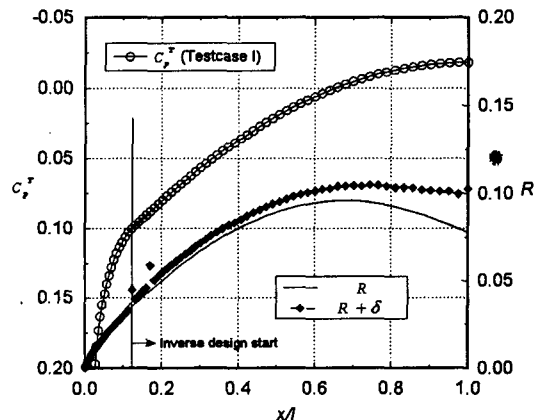


Fig. 6 Test target pressure I, resulting body shape and boundary-layer.

목표압력이 감소함에 따라 계산된 물체의 기울기도 감소하며($A(M_L, \theta)$ 는 압축, 팽창의 모든

경우에 양의 값을 가짐), 따라서 물체의 뒤쪽으로 갈수록 물체의 두께가 급격히 감소함을 볼 수 있다.

5.3 Testcase II

압력 분포가 급격히 변하는 경우에도 개발된 점성 Inverse 기법이 적용될 수 있는지를 확인하기 위하여, Inverse 설계 시작점부터 압력이 선형적으로 감소하여 영이 되는 점($x/l = 37\%$ 인 지점) 이후 뒷부분은 모두 압력이 영이 되는 목표압력을 선정하였다. 이때 선형적인 부분의 기울기는 Inverse 설계 시작점 바로 전점의 기울기로 하였다. 각 마하수에 대한 목표압력 분포와 Inverse 설계 결과는 "Fig. 7"에서 볼 수 있다.

Regular-Falsi 방법을 적용하였을 때와 적용하지 않았을 때의 계산시간과 반복계산 회수는 "Table 2"에 도시하였다. Regular-Falsi 방법을 적용하면 평균 반복계산 회수에서 약 29~57%의 절감 효과를 볼 수 있다.

Table 2 The convergence behavior of testcaseII when applying regular-falsi method.

M_∞	M_L	Applying Regular-Falsi	Average Iteration	CPU(inverse) CPU(direct)
3.0	M_∞	×	21	7.31
		○	15	6.22
6.28	M_∞	×	23	8.12
		○	10	4.71

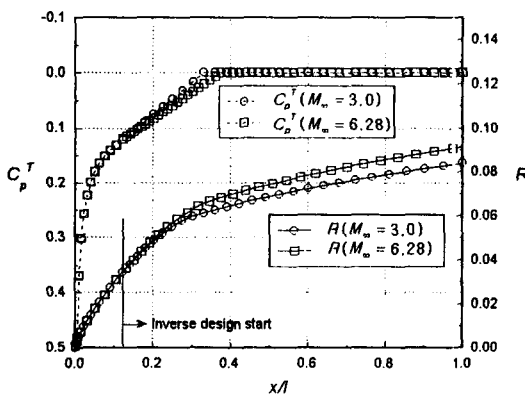


Fig. 7 Test target pressure II and resulting body shapes.

5.4 Testcase III

압력이 포물선 형태로 감소하였다가 증가하는 압력 분포($x/l = 40\%$ 지점에서 최소)로, 설계 결과로 도출된 형상은 팽창과 압축이 모두 존재하는 형상이다. 압력계수가 음(Negative)인 구간이 없는 압력 분포로, 도출된 형상 전 영역에서 물체 표면 기울기가 양(Positive)의 값을 갖게된다.

Testcase III에 대한 목표압력과 Inverse 설계 결과는 "Fig. 8"에 도시하였고, 충격파-팽창파 이론을 적용하여, 완전히 수렴된 해를 이용한 경우와 그렇지 않은 경우의 수렴 경향은 "Table 3"에 도시하였다.

완전히 수렴되지 않은 해를 이용할 경우 설계 반복회수는 증가하지만 계산시간이 약 67% 정도 절감되었으며, 완전히 수렴된 해를 이용한 경우와 Inverse 해(물체형상)가 서로 일치하는 것을 확인하였다.

Table 3 The convergence behavior of testcase III.

	M_∞	M_L	Average Iteration	CPU(inverse) CPU(direct)
Fully-Converged Solution	6.28	M_∞	5	12.75
Not Fully-Converged Solution			15	4.22

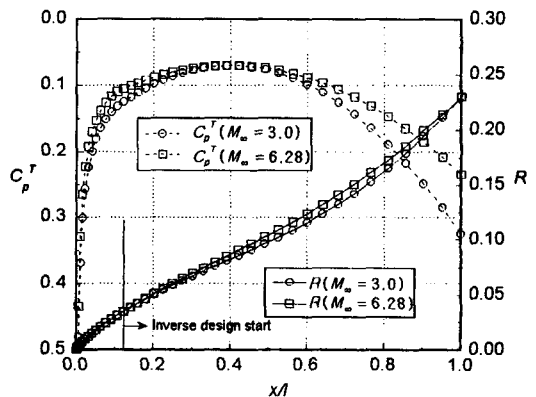


Fig. 8 Test target pressures III and resulting body shapes.

Table 4 The comparison of the convergence behavior of two pressure-shape rules.

	M_∞	M_L	Average Iteration	CPU (inverse)
				CPU (direct)
Shock-Expansion Theory	3.0	M_∞	11	3.23
		6.0	7	1.71
Tangent-Cone Theory	6.28	M_∞	15	4.22
Tangent-Cone Theory	6.28	M_∞	10	3.03

Testcase III에 대하여 충격파-팽창파 이론과 Tangent-Cone 이론을 적용, 완전히 수렴되지 않은 설계 해를 이용한 경우 설계반복 회수는 "Table 4"에 도시하였다.

충격파-팽창파 이론보다 Tangent-Cone 이론을 적용하므로써 더 좋은 수렴 결과를 볼 수 있는데, 동일한 마하수에 대하여 Tangent-Cone 이론이 전체적으로 $A(M_L, \theta)$ 가 더 작기 때문이다. 또 마하수에 따라 $A(M_L, \theta)$ 가 크게 변하지 않으므로 각 계산평면에서 국부 마하수를 수정하더라도 수렴성에는 영향을 미치지 못한다.

또 자유류 마하수 3에 대하여 충격파-팽창파 이론을 적용한 결과 국부 마하수를 자유류 마하수로 고정한 경우보다 $A(M_L, \theta)$ 의 수치가 더 작은 6으로 고정하였을 때 더 나은 수렴특성을 보이는데, 이는 앞서 말한 설계 수렴성이 국부 마하수의 물리적 타당성보다는 $A(M_L, \theta)$ 의 크기에 영향을 받는다는 결과를 뒷받침 하고있다.

5.5 비점성 및 점성 Inverse 설계결과 비교

점성 유동의 경우 경계층 변위두께로 인한 질량 결손으로, 흐름이 느끼는 물체(Effective Body Thickness)는 비점성 유동의 경우보다 커지게 된다. 따라서 같은 압력 분포에 대해서 점성 Inverse 해(물체 반경, R)는 비점성의 경우보다 작아지게 된다. 이러한 점성효과에 의한 물체 형상은 동일 압력에 대한 Inverse 해를 비교하므로써 명확히 알 수 있으며, "Fig. 9"에서 같은 목표압력에 대한 점성 유동과 비점성 유동 Inverse 해의 차이를 볼 수 있다. 특히 유동이 팽창하는 부분에서 더욱 큰 차이를 보이고 있으므로 "Fig. 9"에서와 같이 물체의 두께가 감소

하는 Boat-tailed Body 등의 설계에는 점성효과를 고려한 Inverse 기법의 적용이 반드시 필요하다는 것을 알 수 있다.

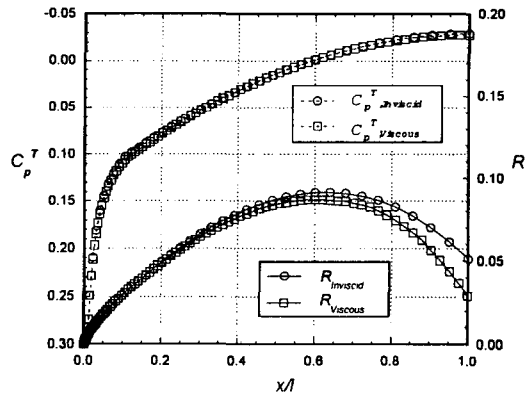


Fig. 9 Comparison of inviscid and viscous inverse design results of testcase I at $M_\infty=6.28$.

6. 결 론

점성 효과를 고려한 고속 축대칭 물체에 대한 Inverse 설계 기법의 개발을 통하여 다음과 같은 결론을 얻을 수 있었다.

- 초음속/극초음속 점성 유동(PNS)에 적용할 수 있는 Inverse 설계기법을 개발하고, 이미 알고 있는 물체의 압력 분포에 대하여 설계기법을 검증하였다.
- 개발된 Inverse 기법의 "강건성(Robustness)"을 확인하기 위하여 극단적인 목표압력(진공 압력 근처까지 감소하는 경우[testcase I]와 물체의 임의의 부분에서 압력이 영으로 유지되는 경우[testcase II], 압력이 감소하였다가 물체의 임의의 부분에서 증가하는 경우[testcase III])에 대하여 적용하여 성공적으로 Inverse 설계가 이루어짐을 알 수 있다.
- Root-Finding 방법중 하나인 Regular-Falsi 방법을 사용하여 약 29-57%의 수렴성을 향상시킬 수 있다.
- Testcase I에서 볼 수 있듯이 최대 단면적이

기저 반경이 아닌 Boat-tailed Body 등의 설계에도 무리 없이 적용할 수 있다.

- 흐름이 팽창하는 물체에 대한 설계에는 점성의 효과를 반드시 고려하여 Inverse 설계를 수행하여야 한다.
- 완전히 수렴되지 않은 설계 해를 Inverse 반복 계산에 이용함으로써 설계 시간의 약 67%를 절감할 수 있었다.
- 표면압력과 물체형상을 관계짓는 계수가 Inverse 설계에서 수렴성에 상당한 영향을 미침을 알 수 있으며 그 수치가 작을수록 수렴성이 향상됨을 알 수 있었다.

본 연구를 통하여 수행된 축대칭 물체에 대한 Inverse 설계기법은 우주발사체와 같은 받음각이 있는 축대칭 물체 또는 임의의 삼차원 물체에 대하여서도 확장 가능하다. 또 Regular-Falsi 방법을 적용하고 충분히 수렴되지 않은 해석결과를 이용함으로써 설계반복 회수 및 계산시간을 대폭 줄일 수 있으며, 최적화된 목표압력 (Optimized Target Pressure)을 사용함으로써 보다 실질적인 항공기나 우주발사체의 외형설계에 적용할 수 있을 것이다.

참고문헌

[1] Harris, R., "On the Threshold-The Outlook for Supersonic and Hypersonic Aircraft", AIAA Paper 89-2071 (1989).

[2] Powell, A.G., Agrawal, S., and Lacey, T.T., "Feasibility and Benefits of Laminar Flow Control in Supersonic Cruise Airplanes", NASA CR-181817 (1989).

[3] Fong, J., and Sirovich, L., "Direct and Inverse Problem for Supersonic Airfoils", *AIAA J.*, 24-5 (1986).

[4] Barger, R.L., and Brooks, Jr. C.W., "A Streamline Curvature Method for Design of Supercritical and Subcritical Airfoils", NASA TN-7770 (1974).

[5] Davis, W.H.Jr., "Technique for Developing Design Tools from the Analysis Method of Computational Aerodynamics", *AIAA J.*, 18-9 (1980).

[6] Hirose, N., Takanashi, S., Kawai, N., "Transonic Airfoil Design Based on Navier-Stokes Equation to Attain Arbitrarily Specified Pressure Distribution - an Iterative Procedure", AIAA Paper 85-1592 (1985).

[7] Birckelbaw, L., "Inverse Airfoil Design Using the Navier-Stokes Equations", AIAA Paper 89-2202 (1989).

[8] Henne, P.A., "An Inverse Transonic Wing Design Method", AIAA Paper 80-0330, (1980).

[9] Lee, Jaewoo and Mason, W.H., "Development of an Efficient Inverse Method for Supersonic and Hypersonic Body Design", *AIAA J. of Spacecraft and Rockets*, 31-3 (1994), pp. 400-405.

[10] Thomas, J.L., van Leer, B., and Walters, R.W., "Implicit Flux-Split Schemes for the Euler Equations", AIAA Paper 85-1680 (1985).

[11] Mason, W.H. and Lee, Jaewoo, "Minimum-Drag Axisymmetric Bodies in the Supersonic/Hypersonic Flow Regimes", *AIAA J. of Spacecraft and Rockets*, 31-3 (1991), pp. 406-413.