

점성-비점성 유동 반복계산 방법을 이용한 2차원 자동차모형의 공력 특성 예측

Predicting Aerodynamic Characteristics of Two -
Dimensional Automobile Shapes in Ground Proximity
Using an Iterative Viscous - Potential Flow Technique

최 도 형* · 최 철 진**
D. H. Choi · C. J. Choi

ABSTRACT

An iterative viscous-potential flow procedure has been developed and used to predict aerodynamic characteristics of automobiles in ground proximity. The method is capable of predicting the effects of separated flows. The viscous-potential flow iteration procedure provides the connection between potential flow, boundary layer and wake modules. The separated wake is modeled in the potential flow analysis by thin sheets across which exists a jump in velocity potential. The ground effect is properly accounted for by placing a body image in the potential flow calculation. The agreement between theory and experiment is good and, thus, demonstrates that the method can be used in the preliminary design stage.

1. 서 론

공기중을 운동하는 물체의 주위유동에 관한 연구는 공기역학 특성이 성능에 큰 영향을 미치는 항공기 등의 설계에 궁극적인 목적을 두고 일찍부터 활발히 수행되어 왔다. 이같은 연구는 컴퓨터를 이용해 제반 공력특성을 예측하는 이론적인 방법과 축소모형을 이용한 풍동실 실험을 통해 성능을 예측하는 방법 크게 두가지로 분류할 수 있다. 고속 컴퓨터가 개발되기 전엔 실험적인 방법만이 유일한 연구수단이었으나 컴퓨터의 출현이후 종래에 불가능하던 계산이 가능하게 되었고, 컴퓨터가 점차 고속화 또 대형화 돼가면서 컴퓨터로 취급할 수 있는 영역이 급격히 증가되어 값비싼 모형제

작 및 풍동실험을 상당부분 대체할 수 있어 제한된 실험설비와 인력을 보다 효율적으로 사용할 수 있게 되어 가는 것이다.

자동차설계에 이론적인 해석방법을 시도하기 시작한 것은 극히 최근의 일로 아직은 그 초기단계에 불과하다. 자동차 뒷 부분 경계층의 박리로부터 생기는 큰 후류영역, 차체와 지면 사이의 복잡한 유동, 차체 측면에 발생하는 3차원적인 와류현상 등이 자동차 공력특성예측을 쉽지않게 하는 주 요인일 것이며 앞으로 당분간은 이의 완전한 예측은 불가능하다고 보겠다. 임의의 3차원 물체의 공력특성을 예측하는 방법으로는 최근에 개발된 VSAERO¹⁾ PANAIR²⁾ 등을 들 수 있는데 항공기같이 박리영역이 잘 정의되는 유선형 물체에서 비교적

* 정회원, 한국과학기술원 기계공학과

** 한국과학기술원 기계공학과

잘 맞는 것으로 알려져 있다.

본 연구에서는 이와 같이 복잡한 3차원 유동을 다루기 전에 그 첫단계로 비교적 단순한 2차원 유동을 우선 예측해 보고자 한다. 비록 단순화된 2차원 유동이라고 하지만 포텐셜 유동영역, 차체에 인접한 부분의 경계층 영역과 후류에 생기는 후류 영역 등 제유동영역이 모두 존재하며 서로 영향을 미치고 있어 3차원적인 특성만 보이지 않을뿐 일반유동 특성을 모두 갖고 있고 따라서 해석과정 또한 본질적으로 3차원의 그것과 크게 다를것이 없기에 3차원 유동해석에 앞선 필수적인 단계라고 볼 수 있을 것이다.

2차원(또는 3차원) 유동을 나타내는 방정식은 Navier-Stokes 식이며 그 해를 구하는 것이 곧 문제해결을 뜻하는 것이나 효과적으로 Navier-Stokes 방정식의 해를 구한다는 것은 현재의 컴퓨터 용량으로 보아 아직 실용적이라 보기 어렵다. 특히 3차원 유동이 되면 그 타당성은 더욱 더 회박해지게 될 것이다. 또 Navier-Stokes 식에서 주 유동방향으로의 확산 항 $\frac{\partial^2}{\partial x^2}$ 을 무시한 소위 Partially Parabolic Navier-Stokes (PPNS) 식의 사용은 박리가 없는, 특히 경계층이 두꺼운 유동에는 적합하나 큰후류 영역이 존재하는 유동에는 부적당하게 된다. 따라서 본 연구에서는 이같이 계산시간이 많이 소요되는 방법대신 유동영역 별로 차례로, 그러나 상호작용이 고려된, 해를 구하는 방법을 택하였다. 이 접근법은 비행기 날개 주위 유동해석에 이미 성공적으로 적용되어 그 신뢰도가 증명되었다.³⁾

이 방법에 따르면 복잡한 실제 유동은, 차체에서 멀리 떨어져 점성의 영향을 받지않는 포텐셜 유동영역과 차체에 인접한 얇은 점성유동영역 그리고 경계층의 박리로 인해 생기는 후류영역으로 이상화시켜 (Fig.1) 각 영역에 대한 해석을 따로 해주게 된다. 먼저 포텐셜 유동을 가정하여 해를 구한 후 이 포텐셜유동압력분포를 경계조건으로 하여 경계층 유동계산을 박리가 발생할 때까지 한다.

이 경계층 유동의 해로부터 경계층이 포텐셜

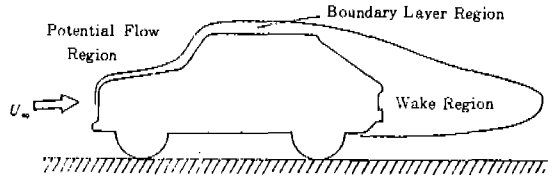


Fig. 1. Idealized Flow Model about an Automobile

유동에 미치는 displacement 효과를 산정할 수 있으며 이는 박리점으로부터 얻어진 비점성 후류 모델과 함께 다음번 포텐셜 유동계산에 사용된다. 이 과정은 해가 수렴할 때까지 반복되어 수행된다. 또 지면의 영향은 지면에 대칭되는 곳에 image 형상을 놓고 계산을 하면 적절히 고려가 될 것이다.

2. 계 산 방 법

앞장에서 언급한 바와 같이 본 유동예측 방법은 크게 세 요소로 구성되어 있다.

포텐셜 유동계산과 경계층 유동계산 그리고 비점성 후류모델인데 이중 어느 하나라도 만족스러운 결과를 내지 못하면 전체의 방법 또한 쓸 수 없을 것이다.

차체표면의 속도포텐셜 분포를 미지수로 한 적분방정식을 세워 panel method로 이 해를 구하여 포텐셜 유동 압력분포를 구하게 되며 이 압력분포는 경계층유동 계산시 경계조건으로 다시 사용된다. 경계층 계산에 사용된 방법은 모두 integral method로 Cohen-Reshotko⁴⁾의 층류경계층 방법과 Green⁵⁾의 난류경계층 방법이며 층류에서 난류로 전환되는 천이점은 Granville⁶⁾의 방법을 사용해 구하게 된다.

Fig. 2는 계산과정을 도시한 것인데 처음 포텐셜유동계산은 후류(wake)가 있는 상태 또는 후류가 없는 순수 포텐셜 유동상태 어느것으로 부터든지 시작할 수 있으며 후류가 존재할 경우엔 이의 영향을 비점성 후류모델을 사용해 고려해 주게 된다. 이렇게 얻어진 압력분포를 경계조건으로 하여 경계층유동을 박리

가 생길때까지 계산하게 되는데 이 결과로 구해지는 박리점은 후류영역을 정의하는데 사용되며 이 후류 모델은 다시 경계층 displacement 효과로부터 얻어진 새 경계조건과 함께 다음 포텐셜 유동계산에 이용된다. 이로서 한 점성/비점성 반복계산 cycle 이 완료되며 이 과정은 계속 반복되어 수렴조건을 만족할 때, 즉 연속된 두해의 박리점의 위치가 변하지 않을때까지 계속된다.

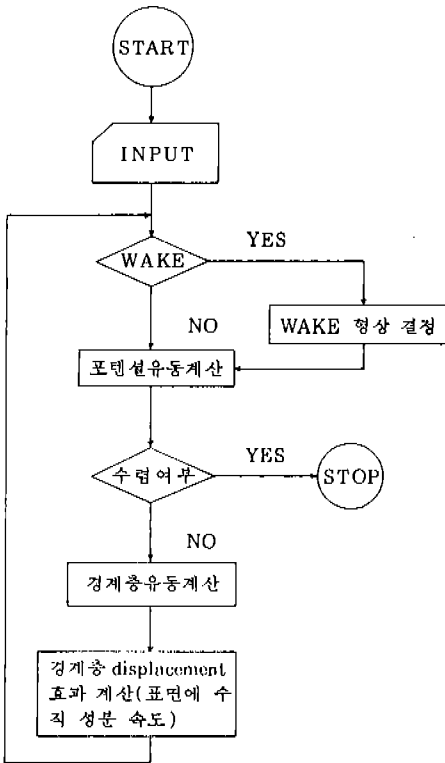


Fig. 2. Calculation Procedure

2-1 포텐셜 유동 (Potential Flow)

2-1-1 지배방정식

유체층을 물체가 운동하고 있을때 교란 포텐셜 ϕ 는 적절한 경계조건과 함께 다음의 Laplace 방정식으로 표시할 수 있다.

$$\nabla^2 \phi = 0 \dots\dots\dots(1)$$

한편 Green 의 정리에 의해 두 조화함수 ϕ

와 ψ 는 다음식을 만족한다.

$$\int_C \phi \frac{\partial \psi}{\partial n} ds = \int_C \psi \frac{\partial \phi}{\partial n} ds \dots\dots\dots(2)$$

여기서 \vec{n} 과 \vec{s} 는 각각 법선과 접선방향의 단위 벡터를 나타낸다. (Fig.3)

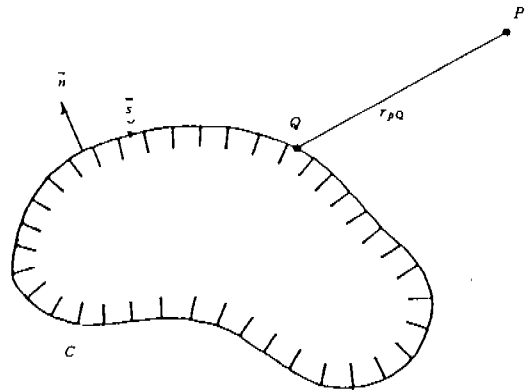


Fig. 3. Coordinate System for Two-Dimensional Potential Flow

식(2)에 기본해 $\psi = \ln \frac{l}{r}$ 을 대입하면

$$\int_C \phi_Q \frac{\partial}{\partial n_Q} (\ln r_{PQ}) ds_Q = \int_C \ln r_{PQ} \frac{\partial \phi}{\partial n_Q} ds_Q \dots\dots\dots(3)$$

만일 점 P가 표면위에 있게 되면 식(3)의 좌변은 P점을 에워싼 작은 반원상의 적분을 분리해 다음과 같이 쓸 수 있다.

$$\int_C \phi_Q \frac{\partial}{\partial n_Q} (\ln r_{PQ}) ds_Q = \oint_C \phi_Q \frac{\partial}{\partial n_Q} (\ln r_{PQ}) ds_Q + \pi \phi_P \dots\dots\dots(4)$$

윗식을 식(3)에 대입하면 ϕ 에 관한 제 2종 적분방정식이 다음과 같이 얻어진다.

$$\pi \phi_P + \oint_C \phi_Q \frac{\partial}{\partial n_Q} (\ln r_{PQ}) ds_Q = \int_C \ln r_{PQ} \frac{\partial \phi}{\partial n_Q} ds_Q \dots\dots\dots(5)$$

여기서 \int 는 Cauchy principal value를 표시하며 우변의 $\frac{\partial \phi}{\partial n}$ 항은 아래의 경계조건으로 부터 결정된다.

물체의 운동속도가 $\vec{U}_\infty = \cos \alpha \hat{i} + \sin \alpha \hat{j}$ 일 때 물체표면을 통한 유동이 없다고 하면 그 경계면에서의 조건은 다음과 같다.

$$\frac{\partial \phi}{\partial n} = -\vec{U}_\infty \cdot \vec{n} \dots\dots\dots (6)$$

또는

$$\frac{\partial \phi}{\partial n} = -U_\infty \left(\cos \alpha \frac{\partial x}{\partial n} + \sin \alpha \frac{\partial y}{\partial n} \right)$$

이 경계조건 식(6)을 식(5)의 우변에 대입하여 적분방정식의 해 ϕ 를 구하게 되는데 그 풀이 방법은 다음에 있다.

2-1-2 적분방정식의 해법 (Panel Method)

식(5)는 ϕ 에 관한 제 2종 적분방정식으로 유일한 해를 갖는다는 것은 이미 잘 알려진 정리 중의 하나이다. 따라서 알맞는 적분공식을 사용하여 적분을 대치해 줄 수 있다면 그 해는 쉽게 구할 수 있을 것이다.

본 연구에서는 여러가지 방법중에 가장 사용이 간편하고 또 임의의 형상에도 쉽게 적용할 수 있는 저차(low order)의 panel method를 사용하였다. 이것은 물체의 둘레를 Fig. 4에서와 같이 작은 직선요소의 합으로 표시하여 각 요소 위에서는 ϕ 값이 일정하다고 가정

하여 적분방정식을 차분화하는 방법으로 비교적 정확한 값을 효과적으로 구할 수 있어 아주 널리 쓰이는 방법인 것이다.

이렇게 하면 식(5) 좌변의 적분항은

$$\int_{C_Q} \phi_Q \frac{\partial}{\partial n_Q} \ln(r_{PQ}) ds_Q = \phi_Q \int_{C_Q} \frac{\partial}{\partial n_Q} \ln(r_{PQ}) ds_Q \dots\dots\dots (7)$$

로 되어 각 직선요소에서 해석적으로 적분이 가능하게 된다. 많은 조작을 거쳐 적분방정식(5)는 다음의 차분방정식으로 표시할 수 있게 된다.

$$\phi_i + \sum_{j=1}^N A_{ij} \phi_j = b_i \quad i=1, 2, \dots, N \dots\dots (8)$$

이 연립방정식은 간단한 수치계산법으로 풀 수 있고 구하고자 하는 속도장은 ϕ 를 표면에 따라 미분함으로써 얻어진다.

$$u = \vec{U}_\infty \cdot \vec{s} + \frac{\partial \phi}{\partial s} \dots\dots\dots (9)$$

2-1-3 후류영역의 비점성 모델

앞에 서술한 바와 같이 후류를 모델링하는 것은 본 해석방법의 중요한 요소중의 하나이다. 후류영역을 다루기 위해서 parabolic화 된 Navier-Stokes 방정식을 풀 수도 있겠지만 후류영역이 어느이상 커지면 이 방정식 자체의 정당성이 의심스럽게 되며 그렇다고 완전한 Navier-Stokes 방정식을 풀고자 하는 것은 너무 긴 계산시간을 요해 실현성이 없다고 보겠다. 따라서 가장 합리적인 접근방법은 바로 본 방법에서와 같이 박리영역을 비점성 모델로 나타내 계산하는 것이라고 생각된다.

본 모델에 의하면 후류영역은 상면과 하면 박리점으로부터 시작된 두 분할유선(dividing streamline)으로 둘러싸여 있게되고(Fig.5) 이 유선의 바깥면을 따라서 속도는 일정하게 유지된다.

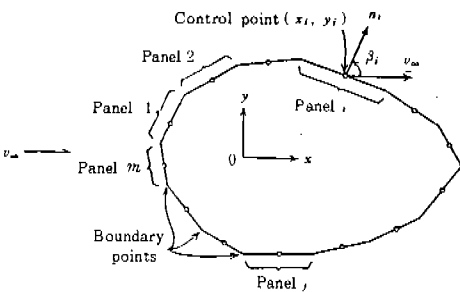


Fig. 4. Panel Representation of a Two - Dimensional Body

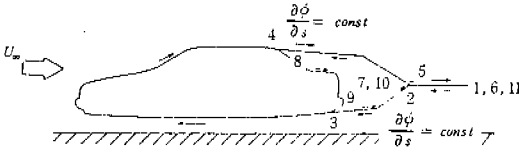


Fig. 5. Inviscid Wake Model and the Path of Integration

$$\frac{\partial \Phi}{\partial s} = \frac{\partial \Phi}{\partial s} \Big|_{sep} \dots\dots\dots (10)$$

여기서 Φ 는 total potential 이고 sep은 박리점에서의 값을 표시한다. 이 후류영역내 구간 8과 7사이와 9와 10사이의 Φ 값은 상·하 박리점 8과 9에서의 Φ 값과 같게 유지되며 (Fig. 5 참조) 따라서 이 후류경계면을 지나면서 점선방향속도와 potential Φ 가 불연속이 된다.

후류영역이 존재하는 경우 식(5)의 적분은 이 후류경계면을 따라 수행되는데 그 경로는 Fig. 5에 표시된 바와 같다. 이 적분에 필요한 후류면에서의 ϕ 값은 식(10)에 의해 차체표면의 ϕ 값으로 간단히 대체되며 후류면을 따른 우변의 적분은 $\frac{\partial \phi}{\partial n}$ 이 후류경계 양면에서 연속이므로 서로 상쇄되어 후류모델로 인한 미지수의 증가는 없게 된다. 여기에 윗면과 아랫면 박리점의 압력이 같다는 Kutta condition을 적용하면 해가 유일하게 결정된다.

$$\frac{\partial \Phi}{\partial s} \Big|_{sep_U} = \frac{\partial \Phi}{\partial s} \Big|_{sep_L} \dots\dots\dots (11)$$

후류형상은 매 반복계산후 새 박리점의 위치에 따라 새로이 구해지며 한 cycle 내에서 그 모양은 재수정되지 않는다(rigid wake). 이같은 방법은 후류형상을 극부속도 방향과 같게 수정해 주는 방법에 비해 후류면이 유선이라는 조건을 만족시키지 못하는 단점이 있으나 본 계산결과(Fig. 7) 또는 참고문헌(3)에서 볼 수 있는 것과 같이 좋은 결과를 얻을 수 있어 그대로 사용하였다. 구체적인 후류의 형상은 참고문헌(7)에서와 같이 상·하 두 후류면이 만나

는 점 2를 구한 후, 박리점과 이 점간을 이동분하여 두개의 직선으로 표시하였으며 박리점에서 후류면의 기울기는 U_∞ 방향과 같게 하였다. 후류모양을 고차식을 사용해 실제에 가깝게 표시하는 것은 어렵지 않으나 본 연구에서는 해가 이 모양에 민감하지 않다고 판단되어 고차모델의 사용은 고려되지 않았다.

2-2 경계층유동

정체점으로부터 시작해 상면과 하면을 따라 발달하는 경계층은 Cohen-Reshotko⁴⁾의 층류경계층법과 Green⁵⁾의 난류경계층법으로 계산이 된다.

Granville⁶⁾의 임계조건으로부터 천이점을 예측하게 되며 층류박리가 일어날 경우 난류경계층으로의 재부착여부도 아울러 조사하게 된다. 난류재부착은 박리시 층류경계층의 momentum thickness Reynolds 수가 일정값을 넘어 있을 경우에만 가능한 것이다.

2-2-1 Cohen-Reshotko의 방법

정상상태의 2차원 층류경계층 유동을 풀기 위한 이 적분해법은 압축성유체까지도 다룰 수 있는 방법이다. 그러나 본 연구 즉 자동차에 관한 유동에서와 같이 저속(Mach 수 < 0.1) 유동인 경우 압축성은 별로 중요치 않게 되어 이 방법은 결국 Thwaites⁸⁾의 방법과 같게 될 것이다.

2차원에서 운동량 적분방정식은 다음과 같다.

$$\frac{d\theta}{dx} + \frac{\theta}{U_e} \frac{dU_e}{dx} (H+2) = \frac{C_f}{2} \dots\dots\dots (12)$$

여기서 C_f 는 극부마찰계수, $\tau_w / \frac{1}{2} \rho U_e^2$, 이고 θ 와 H 는 각각 momentum thickness와 경계층 형상계수, δ^* / θ , 를 나타낸다. λ 를 아래와 같이 정의하여

$$\lambda = - \frac{\delta^2}{\nu} \frac{dU_e}{dx} \dots\dots\dots (13)$$

식(12)에 대입하면

$$-U_e \frac{d}{dx} \left(\frac{\lambda}{dU_e/dx} \right) = 2 \left[\lambda (H + 2) + \frac{C_f}{2} \right] \quad (14)$$

윗 식의 우변은 경험적으로 λ 에 관한 1차식으로 근사화 될 수 있으며, 즉 $C_1 + C_2 \lambda^{\theta}$, 따라서 상미분방정식 (12)의 해는 아래의 적분으로 표시할 수 있게 된다

$$\lambda = -C_1 U_e^{-c_2} \frac{dU_e}{dx} \int_0^x U_e^{c_2-1} dx \dots (15)$$

위의 적분은 Trapezoidal rule 등 간단한 수치적분 공식으로 수행할 수 있으며 일단 λ 가 구해지면 λ 의 함수인 momentum thickness θ 와 형상계수 H 를 구할 수 있게 된다.

경계층의 박리여부는 Pohlhausen parameter ($A = \frac{\delta^2}{\nu} \frac{dU_e}{dx}$)를 조사해 알 수 있는데 이 A 값이 -12 보다 작아질 때 박리가 발생하게 된다. 자연천이로나 또는 층류박리후 난류재부착으로 인해서든지 천이가 일어나게 되면 경계층 유동은 난류로 되며 이후 계산은 Green의 난류경계층 방법으로도 하게 된다.

2-2-2 Green의 방법

이 적분해법은 운동량 적분방정식, entrainment 방정식과 entrainment 계수에 관한 방정식 등 세개의 방정식으로 구성된다. 이는 종전 Head의 entrainment 방법에서 산술식으로 표시됐던 entrainment 계수를 난류에너지식에서부터 유도된 방정식으로 대체한 것인데 그 결과식들은 다음과 같이 쓸 수 있다.

$$\frac{d\theta}{dx} = F_1(\theta, H, C_E) \dots (16)$$

$$\frac{dH}{dx} = F_2(\theta, H, C_E) \dots (17)$$

$$\frac{dC_E}{dx} = F_3(\theta, H, C_E) \dots (18)$$

여기서 $C_E = \frac{1}{U_e} \frac{d}{dx} \int_0^{\delta} u dy$ 를 나타낸다.

이 연립 상미분방정식은 Runge-Kutta 방법으로 쉽게 해를 구할 수 있으며 박리점은 마찰계수 C_f 와 형상계수 H 를 조사해 찾을 수 있다.

2-3 반복계산 과정

앞에 설명된 바와 같이 포텐셜 유동계산과 경계층 유동계산은 서로의 영향을 고려하여 교대로 수행된다.

포텐셜 유동의 해 즉 압력분포는 경계층 유동계산시 그 영향을 미치고 경계층 유동은 후류와 경계층 displacement 효과의 형태로 다음 포텐셜 유동계산에 포함되는 것이다. 즉 경계층의 displacement 두께를 δ^* 라 하고 경계층 바깥의 속도를 U_e 라 하면 간단한 연속이론에서 다음 관계식을 얻을 수 있다.

$$\frac{\partial(U_e \delta^*)}{\partial s} = v(s) \dots (19)$$

여기서 v 는 표면에 수직방향 속도성분이다. 이제 다음 포텐셜유동 계산시 표면은 더 이상 유면으로 가정될 수 없으며 새 경계조건은 다음과 같이 될 것이다.

$$\frac{\partial \Phi}{\partial n} = v(s) \dots (20)$$

이 계산은 반복적으로 해가 수렴조건을 만족할 때까지 계속된다.

3. 계산결과 및 고찰

본 해석방법은 개발중 매단계마다 엄밀해 또는 실험결과와 비교하여 그 신빙성을 확인하였다.

지면위에서 운동하는 물체의 포텐셜유동해는 uniform 유동장에 수직하게 놓여있는 상하 두개의 doublet 주위유동의 엄밀해와 비교하여 그 계산의 정확도와 program에 틀림이 없음을 점검하였다. 이 doublet와 uniform 유동은 바로 지면위 uniform 유동중에 놓여있는 원통주위의 유동을 형성하게 되며 표면을 따라서의 위·아랫면 압력분포는 Fig. 6에 그려져 있다. 엄밀해의 압력분포와 본 계산결과가 잘 맞는 것을 볼 수 있다.

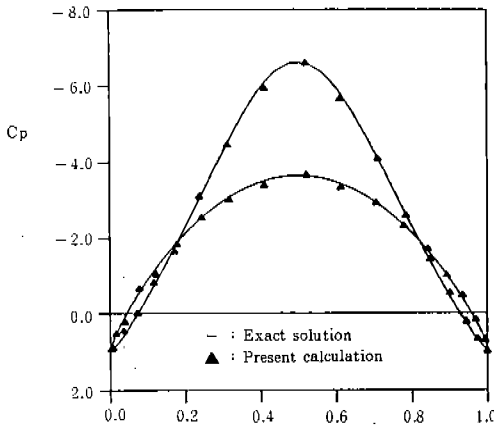


Fig. 6. Pressure Distribution along near-circular Cylinder above Ground

Fig. 7은 큰 박리영역을 갖는 2차원 익형 GA(W)-1에 대한 압력분포를 비교한 것으로 Mach 수 0.15, 양각 20.05° 그리고 Reynolds 수 6×10^6 인 경우이다. 계산과 실험결과가 서로 잘 맞는 것으로부터 본 해석방법에 사용되는 비점성 후류모델이 후류영역이 큰 유동장 예측에도 적합하다는 것을 알 수 있다.

이상에서 본 만족할 만한 결과로 본 해석방법이 실제유동예측에 부족함이 없음이 증명되

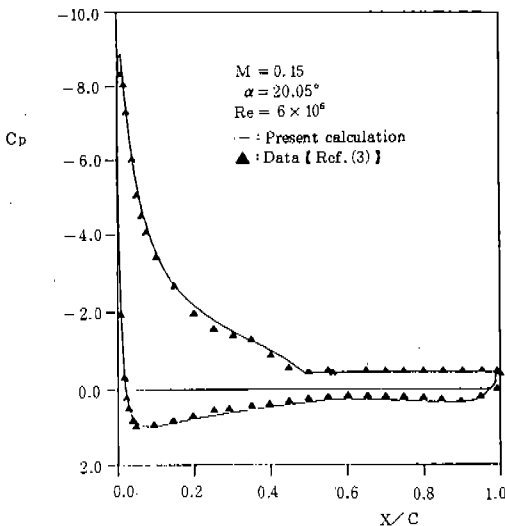


Fig. 7. Pressure Distribution along GA(W)-1 Airfoil

었다고 볼 수 있다. 다음엔 본 계산방법으로 현대자동차의 주식회사의 생산차종인 Pony EXCEL H/B 및 N/B 그리고 Stellar의 중앙 단면 유동을 계산하였다. 계산시 큰 문제점은 없었으며 비교적 양호한 결과를 얻을 수 있었다. 계산에 사용된 panel 수는 100-130 개이고 차길이에 관한 Reynolds 수는 약 4×10^6 이며 모든 경우 3-5 번의 반복계산과정을 거쳐 수렴하였다. Fig. 8은 Pony EXCEL H/B의 경우로 Cd의 수렴하는 과정을 나타낸 것인데 5회의 반복계산 후 Cd 값에 변화가 더 없음을 볼 수 있다.

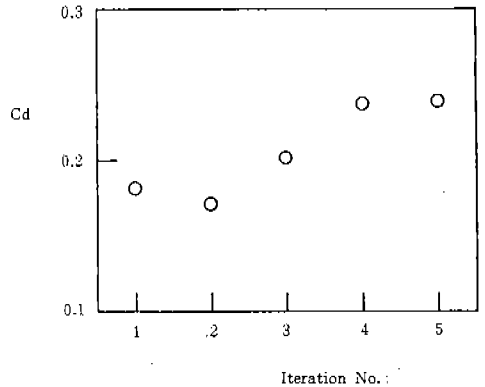


Fig. 8. Convergence of Drag Coefficient (Cd) ; Pony EXCEL H/B

경계층유동계산중 앞 windshield 하단 부분에서의 박리로 인한 원치않는 계산 종결을 방지하기 위해 창과 hood를 잇는 부분의 형상을 보다 유선형으로 변화시켜 박리의 발생을 피하였다. 이는 이부분에서의 박리가 Fig. 9에 도시된 바와 같이 극히 부분적인 현상이기 때문에 매우 타당한 근사화라고 볼 수 있으며 전체저항 등 결과에 미치는 영향은 별로 크지 않았을 것으로 생각된다. Fig. 10 및 11에 차종별 압력분포를 두가지 방식으로 표시하였다. 차 표면을 따라서의 압력분포가 Fig. 10에 나와 있으며 X 축을 따른 압력변화를 Fig. 11에서 볼 수 있다. 그림에서 Pony EXCEL H/B 와 N/B의 Cd 값은 같은데 Cl 값이 크게 다른 것이 재미있는 결과라 하겠다. 물론 2차원 유동

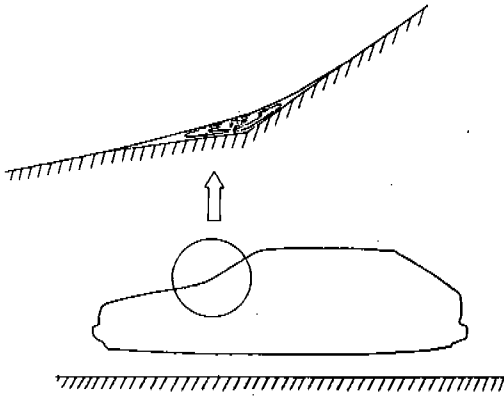
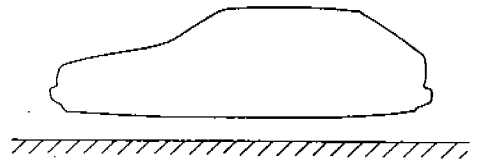
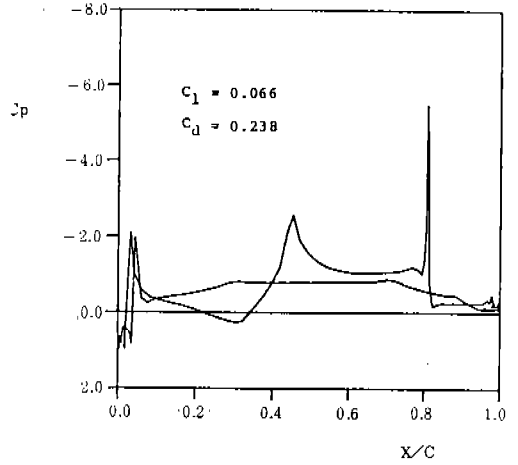
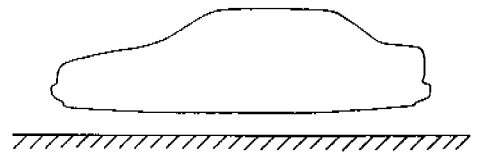
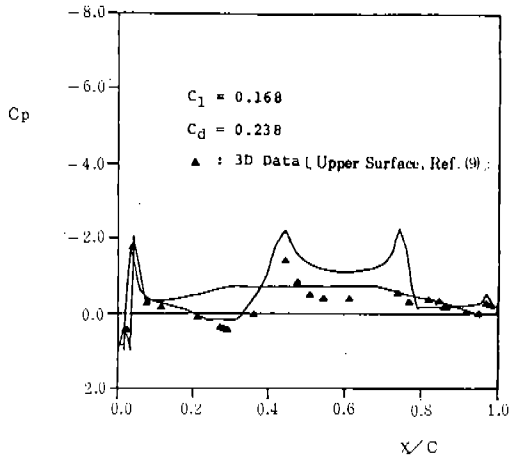


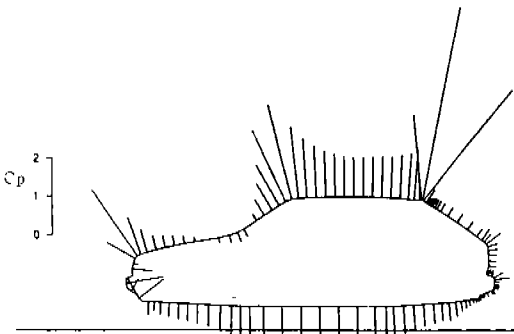
Fig.9. Local Separation near Windshield Juncture and Shape Modification to Prevent its Occurrence



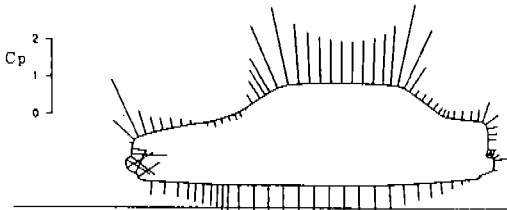
(a) Pony EXCEL H/B



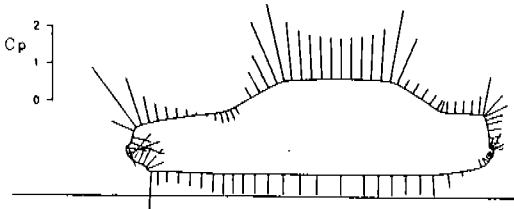
(b) Pony EXCEL N/B



(a) Pony EXCEL H/B

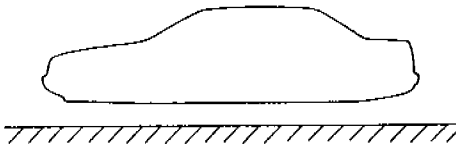
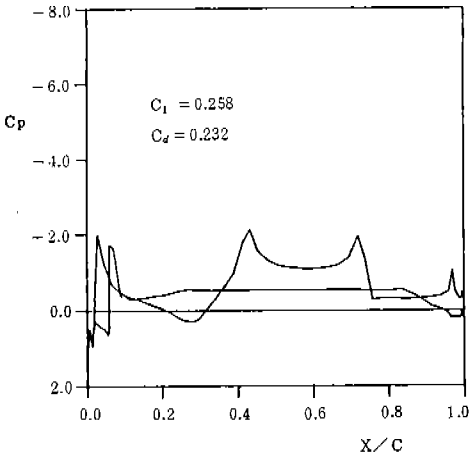


(b) Pony EXCEL N/B



(c) STELLAR

Fig. 10. Pressure Distribution along the Surface of Two Dimensional Section



(c) STELLAR

Fig. 11. Automobile Section and Corresponding Pressure Distribution

해석이라 3 차원 차체에다 바로 결론을 내릴 수는 없을 것이나 차 뒷부분의 일부 형상변경이 전체 양력에 어떻게 영향을 미칠 것인가 쉽게 알 수 있다는 것은 기본 설계시 큰 도움이 될 것으로 안다.

참고로 Pony EXCEL N/B 의 경우 계산된 압력분포와 3 차원 실험결과를 Fig. 11-b 에 비교해 보았다. 전반적인 추세가 같은 것은 예상했던 대로이며 차체 앞부분에서 두 결과가 잘 맞는 것으로부터 실제유동이 2 차원유동에 상당히 가깝다는 결론을 내릴 수 있을 것이다. 두 압력분포가 뒤로 갈수록($X/C > 0.4$) 잘 맞지 않는 것은 2 차원 유동해석의 한계성을 보인 것으로 다음과 같이 설명할 수 있다.

앞 windshield 상단부의 최소압력점을 지나서부터 압력회복현상이 일어나게 되는데 실제 3 차원 유동의 경우 2 차원 유동과는 달리

이 큰 역압력구배에 거슬러 유체가 운동하지 않고 이를 피해 차체측면으로 흐르게 된다. 따라서 3 차원 유동의 경우는 2 차원 경우보다 적은양의 유체가 중앙단면을 따라 운동하게되며 결과는 뒤 windshield 부분의 훨씬 더 완만한 압력구배로 나타나게 되어 2 차원 압력분포와 큰 차이를 보이는 것이다. 이때 옆으로 흘러나간 유체와 같은 이유로 차체 밑에서부터 윗쪽으로 흘러간 유체간의 상호작용으로 차체측면에 와류가 발생하게 되며 이는 실제 자동차 공력특성에 큰 영향을 미치게 될 것이다. 이같은 유동의 해석은 3 차원적인 면에서 다루어져야 되며 앞으로 좋은 연구과제라 하겠다.

4. 결 론

저차의 panel method를 사용하여 자동차 주위유동을 2 차원 유동으로 단순화시켜 계산하였다. 비점성모델로 후류영역을 나타내 경계층의 효과와 함께 포텐셜유동계산에 포함시킴으로써 박리영역이 비교적 큰 유동의 점성 효과도 충분히 고려가 되었다. 유동이 2 차원에 가까운 어떠한 물체의 유동해석에도 적용이 가능하며 계산시간이 오래 걸리지 않아 아주 효율적인 방법이라고 생각된다.

유동의 3 차원적인 특성이 고려되지 않아 자동차의 실제 공력특성은 예측할 수 없겠으나 2 차원 계산결과라도 모델을 서로 비교하는 데는 좋은 척도가 될 것이며 특히, 기본모양에 부분적인 형상변경이 전체 공력특성에 어떠한 영향을 미치는가 등을 알아보는데 사용하면 좋은 효과를 볼 것이다.

후 기

본 연구는 현대자동차 주식회사의 위탁을 받아 수행되었으며, 특히 끊임없이 관심을 갖고 지원해 주신 동사 기술연구소의 이충구이사께 큰 감사를 드린다.

참 고 문 헌

- 1) Maskew, B., Rao, B.M. and Dvorak, F.A., "Prediction of Aerodynamic Characteristics for Wings with Extensive Separations," AGARD-CPP-291, Computation of Viscous-Inviscid Interactions.
- 2) Margason, R.J., et al., "Subsonic Panel Methods. A Comparison of Several Production Codes," AIAA 23rd Aerospace Science Meeting, Reno, Nevada, Jan. 14-17, 1985.
- 3) Dvorak, F.A. and Choi, D.H., "Separation Model for Two-Dimensional Airfoils in Transonic Flow," AIAA J., Vol. 22, No. 8, pp. 1064-1070, August, 1984.
- 4) Brune, G.W. and Manke, J.W., "An Improved Version of the NASA Lockheed Multielement Airfoil Analysis Computer Program," NASA CR-145323, March 1978.
- 5) Green, J.E., Weeks, D.J., and Brooman, J.W.F., "Prediction of Turbulent Boundary Layers and Wakes in Compressible Flow by a Lag-Entrainment Method," Royal Aircraft Establishment TR-72231, Dec. 1972.
- 6) Dvorak, F.A. and Woodward, F.A., "A Viscous/Potential Flow Interaction Analysis Method for Multi-Element Infinite Swept Wings," Vol. 1, NASA CR-2476, Nov. 1974.
- 7) Maskew, B. and Dvorak, F.A., "The Prediction of C_{Qmax} Using a Separated Flow Model," J. of the American Helicopter Society, April, 1978.
- 8) Thwaites, B., "Approximate Calculation of the Laminar Boundary Layer," *Aeronautical Quarterly*, Vol. 1, Jan.-March, 1949, pp. 245-280.
- 9) 노오현, "자동차 모형에 대한 공기역학적 특성 연구," 서울대학교 공과대학 생산기술연구소, 현대자동차주식회사 최종보고서, 1983.