

저속익형의 공기역학적 성능예측의 한 방법

유 능 수*
(1997년 9월 7일 접수)

A Method for Predicting the Aerodynamic Performance of Low-Speed Airfoils

Neung-Soo Yoo

Key Words: Low-Speed Airfoil(저속익형), Boundary Layer(경계층), Integral Methods(적분법), Separated Flow(박리유동장), Wake(후류)

Abstract

The purpose of this study is to develop a method for predicting the aerodynamic performance of the low speed airfoils in the 2-dimensional, steady and viscous flow. For this study, the airfoil geometry is specified by adopting the longest chord line system and by considering local surface curvature. In case of the inviscid incompressible flow, the analysis is accomplished by the linearly varying strength vortex panel method and the Karman-Tsien correction law is applied for the inviscid compressible flow analysis. The Goradia integral method is adopted for the boundary layer analysis of the laminar and turbulent flows. Viscous and inviscid solutions are converged by the Lockheed iterative calculating method using the equivalent airfoil geometry. The analysis of the separated flow is performed using the Dvorak and Maskew's method as the basic method. The wake effect is also considered by expressing its geometry using the formula of Summey & Smith when no separation occurs. The computational efficiency is verified by comparing the computational results with experimental data and by the shorter execution time.

1. 서 론

저속 익형에 대한 공기역학적 성능해석은 이미 실로 다양한 방법으로 광범위하게 이루어졌으며 또한 지금 이 순간에도 계속 개발되고 있는 최신 기법을 적용한 새로운 해석법이 시도되고 있을 것이다. 해석 방법들은 예로써 FEM, FVM 등을 이용한 Navier-Stokes 방정식 또는 Euler 방정식의 해, 그리고 Full Potential 방정식의 해등 실로 다양하다. 본 연구는 2차원, 정상(steady), 저속 유

동장에서 레이놀즈수(Reynolds number), 영각(angle of attack)등으로 주어지는 비행조건에서의 영각과 양항력(lift drag)의 관계와 같은 익형(airfoil) 성능을 예측하는 것을 목적으로 하였다. 그러므로 본 연구에서는 포텐셜 유동의 해석에는 익형표면에서의 속도분포 또는 압력분포를 직접 계산할 수 있는 특이점 분포방법(singularity distribution method)을, 경계층(boundary layer) 유동 해석에는 Von Karman의 적분방정식을 기초로하는 적분법을 적용하였다. 그 이유는 본 연구의 대상인 저속익형과 같은 2차원 유선형 물체에 대한 저속영역의 해석인 경우, 미분법 보다 적분법이 더욱 효과적이라는 평가에 따른 것이다.^(1, 2)

*회원, 강원대학교 정밀기계공학과

이를 위하여 먼저 익형의 형상은 최대 익현선계(longest chord line system)를 도입, 곡률등의 효과를 고려하여 다각형 직선패널(panel)로 구현하고, 이어서 포텐셜유동(potential flow)해석⁽³⁾을 통해 익형상의 압력, 속도분포 등을 계산하고, 그 결과에 압축성 효과를 고려하여 비점성 압축성해를 구한다.^(3,4) 경계층해석은 비점성 압축성해석으로부터 구한 속도분포를 경계층에서의 속도분포로 하는 직접해석법(direct method)을 사용하여 행한다. 경계층은 층류(laminar flow)와 난류(turbulent flow)로 나누어 해석한다. 그리고 이로부터 경계층의 변위두께(displacement thickness)를 구하여 Lockheed항공에서 개발된 반복 계산법⁽⁴⁾을 사용하여 후류(wake)를 포함하는 등가 익형형상(equivalent airfoil geometry)을 구하여 점성-비점성 유동에 대한 수렴해를 구한다.^(5,6) 그리고 아울러 이 과정에서 유동의 박리여부를 판단한다. 그 결과 박리가 발생하는 것으로 판단되면 Maskew와 Dvorak 방법⁽²⁾을 기본으로 하는 비점성 유동해석법으로 박리유동장을 해석한다. 이 같은 계산은 양력계수(lift coefficient)등의 주요변수가 수렴될 때까지 반복하여 행한다. 수렴이 결정되면 경계층 및 박리유동장에서의 모든 물리량 및 하중분포를 계산하고, 적분을 통하여 공력하중 계수를 구한다.

포텐셜 유동의 해석을 위한 특이점으로는 각 패널에서 그 강도가 선형적으로 변하는 와도(vorticity)를 택한다.^(3,4) 그리고 비점성 압축성 유동해석은 포텐셜 유동의 해에 Karman-Tsien의 수정법칙을 적용하여 행한다.

층류 경계층해석은 Cohen과 Reshotko의 적분법에 Illingworth와 Stewartson의 변환식을 적용한 Goradia방법을 택하여 행하였다.⁽⁷⁻⁹⁾ 그리고 불안정위치(position of instability)는 Schlichting과 Granville의 방법을 사용하여 결정하고, 천이점(transition point)은 Granville의 결과를 이용한 Goradia방법으로 계산한다. 그리고 박리(separation)여부는 Cohen과 Reshotko의 해석법으로 결정하며 박리후 짧은기포(short bubble) 또는 긴기포(long bubble)의 형성 여부와, 박리후 재부착(reattachment)여부는 Goradia-Lyman이론으로 판단한다. 난류 경계층해석도 Goradia 적분법으로 행하였으며 난류의 박리여부는 형상계수(form factor)의 값으로 판정한다.⁽⁷⁻⁹⁾ 후류형상은 Summey와 Smith의 공식을 사용하여 구현하였다.⁽⁵⁾

박리유동장은 Maskew와 Dvorak방법⁽²⁾과 이를 기초로 개발된 Coton과 Galbraith방법^(10,11)을 사용하여 해석하였다. 즉 초기 박리유동장의 형상을 가정하고 기본적인 경계조건을 적용하여 이후 다시 비점성유동 해석법을 사용, 반복계산법으로 박리유동장의 형상과 압력계수등을 결정한다.

이 같은 방법으로 저속 익형상의 압력분포, 전단응력분포 그리고 이로부터 계산되는 양력계수, 항력계수(drag coefficient) 그리고 모멘트계수(moment coefficient)를 영각과 레이놀즈수, 마하수등의 함수로 구하는 해석 프로그램을 만든 후, 이에 의한 계산결과들을 기존의 실험결과들과 비교 분석하여 보고자 한다.

2. 이 론

박리를 수반하는 유동장은 Fig. 1과 같이 포텐셜 유동장, 경계층, 자유전단층(free shear layer) 그리고 후류의 4가지 영역으로 구분하여 해석할 수 있다. 여기서 자유전단층은 경계층의 박리로 해서 생기는 그 두께가 무시될 수 있는 좁은 영역으로 와도를 가지나 전단응력은 크지 않은 영역으로 유선으로 취급될 수 있으며 이 유선을 가로질러 속도의 불연속이 있게 된다.

2.1 비점성 익형이론

수치해석을 위한 익형상의 계산 격자점을 구하기 위해서는 먼저 익형형상에 대한 기본적인 자료가 필요하게 되는데 본 연구에서는 평균 캠버(camber)와 두께(thickness)분포의 결합법에 근거한 이론에⁽¹²⁾의해 구해진 값들을 입력 격자점으로 사용한다. 공력계수 계산은 주로 영각 α 의 함수로서 다루게 되므로 공력계수 계산의 정확성을 기하기 위해서는 정확한 기준 좌표계의 설정이 요구된다. 익형의 영각은 자유흐름(free stream)방향과 익현(chord)이 이루는 각으로 정의되므로 기준선에 대한 익현의 위치 즉, 영각에 대한 기준선으로서의 익현을 정확히 구현하는 것이 중요하다. 이 익현을 구하기 위한 논리적 방법으로서 본 연구에서는 익

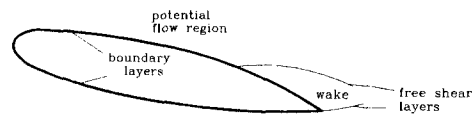


Fig. 1 Regions of the mathematical model.

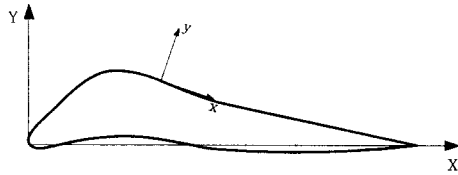


Fig. 2 Longest chord line system.

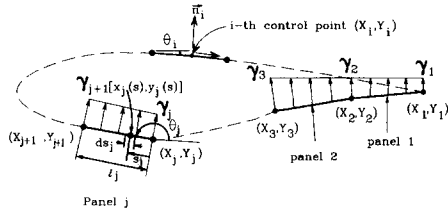


Fig. 3 Replacement of an airfoil by vortex panels of sinusoidally varying strength.

형 후연(trailing edge)의 중점에서 전연(leading edge)의 노즈(nose)까지의 직선중 가장 긴 직선을 익형으로 취하는 Fig. 2와 같은 최대익현선계를 기준좌표계로 채택한다. 즉 기준좌표계의 X축이 최대익현선과 일치하게 한다. 이를 위하여 입력된 좌표의 X축이 최대익현이 아닐 때는 좌표변환이 요구된다. 그리고 익형상에 있어 기하학적 곡률이 상대적으로 큰 부분에서는 유동변화가 심하게 되므로 이 부분에서는 격자점들을 조밀하게 분포시키고 곡률이 적은부분에서는 격자점간의 간격을 크게한다.

포텐셜 유동해석은 익형표면에 Fig. 3과 같이 N 개의 패널상에 와도(vorticity)가 선형적으로 분포되어 있는 것으로 가정하여 Biot-Savart법칙을 사용하여 유도속도(induced velocity)를 구하고, 관련된 공기역학적 물리량들을 계산하는 것이다. 각 패널상의 격자점에서의 와도분포 γ_j 는 한 제어점 (X_i, Y_i) 에서의 유도속도 \vec{V}_i 를 Biot-Savart법칙에 의해 나타낸 후, 이에 익형표면이 유선이란 경계조건과 $\gamma_1 + \gamma_{N+1} = 0$ 라는 후연에서의 Kutta 조건을 적용하여 구할 수 있다. 와도분포가 얻어지면 유도속도가 구해지며 이로부터 일점 (X_i, Y_i) 에서의 압력계수 Cp_i 를 Bernoulli 방정식으로 부터 구하면 식 (1)과 같다. 여기서 V_∞ 는 자유흐름속도이다.

$$Cp_i = 1 - \left[\frac{V_i}{V_\infty} \right]^2 \quad (1)$$

이 같이 구한 포텐셜유동해에 Karman-Tsien의

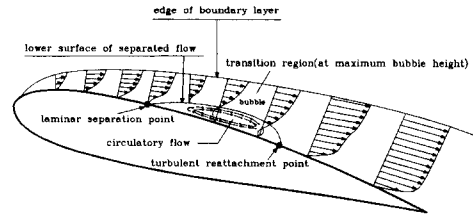


Fig. 4 Laminar separation and turbulent reattachment.

수정법칙을 적용하면 비점성 압축성 유동해를 얻을 수 있다.

2.2 점성 익형 이론

본 연구에서는 공기는 이상기체로 취급하며 익형의 표면 거칠기, 자유흐름의 난류강도(turbulence intensity) 등은 고려하지 않으며, 난류유동은 천이점부터 갑자기 시작하는 것으로 가정한다.

2.2.1 층류 경계층 해석

층류 경계층해석은 Cohen과 Reshotko의 압축성 해석에 Illingworth-Stewartson변환공식을 적용한 Goradia방법을 사용하였다. 그리고 점성계수 μ 는 온도와 선형함수 관계를 가지며, 표면온도는 균일하다고 가정한다. Illingworth-Stewartson의 변환식들을 Sutherland의 점성공식, 이상기체 상태방정식, 경계조건등과 함께 Prandtl의 경계층 방정식에 적용하면 비압축성 형태로 변환된 아래와 같은 등가 비압축성 경계층 운동량 방정식이 얻어지며 이로써 층류경계층 해석을 한다.

$$\frac{d\theta_{tr}}{dx_{tr}} + \frac{du_{e,tr}}{dx_{tr}} \frac{(2\theta_{tr} + \delta_{tr}^*)}{u_{e,tr}} = \frac{\nu_o}{(u_{e,tr})^2} \left(\frac{\partial u_{tr}}{\partial y_{tr}} \right)_w \quad (2)$$

여기서 δ^* ; 변위두께, θ ; 운동량 두께, u ; x 방향의 속도성분, ν ; 동점성계수

하첨자: e ; 경계층 끝, tr ; 변환값, o ; 정체값, w ; 벽에서의 값

2.2.2 천이 및 층류박리유동

층류유동의 안정성여부는 층류 경계층내의 교란(disturbance)이 급격히 확대되는 지점인 층류 불안정점(instability point)에 관한 Schlichting과 Granville의 이론을 사용하여 결정하였다. 층류 경계층이 최초로 불안정하게 되는 위치 즉 불안정점이 결정되면 Granville의 실험값으로부터 자연천이점

(natural transition point)을 결정한다.

층류 경계층의 박리는 Cohen과 Reshotko의 해석에 따라 상관수(correlation number)에 의해 판단한다.

층류기포는 Fig. 4와 같이 형성된 뒤 곧 난류로 재 부착되는 짧은 기포와 실속(stall)에까지 이르게 하는 긴 기포로 나눌 수 있다. 짧은 기포가 형성될 것인지 긴 기포가 형성될 것인지는 Goradia와 Lyman의 이론에 근거하여 판별하였다.⁽⁶⁾

2.2.3 난류 경계층 이론

난류경계층은 Goradia 적분법으로 해석하였다. Goradia 방법은 운동량 적분방정식과 에너지 적분방정식에 기초를 둔 비압축성 적분방법이다. 지배방정식은 식 (3) (4)와 같은 비압축성 운동량 및 에너지적분 방정식이다.

$$\frac{d\theta}{dx} + (H+2)\frac{\theta}{u_e}\frac{du_e}{dx} = \frac{\tau_w}{\rho u_e^2} \quad (3)$$

$$\frac{1}{u_e^3}\frac{d}{dx}(u_e^3\delta^{**}) = 2\int_0^\delta \frac{\tau}{\rho u_e^2}\frac{\partial}{\partial y}\left(\frac{u}{u_e}\right)dy \quad (4)$$

여기서 H ; 형상계수, τ ; 전단응력, δ ; 경계층두께, δ^{**} ; 에너지 소산두께

난류유동의 해석은 난류초기 운동량두께 θ 가 천이점에서의 θ 와 같다는 가정으로부터 시작한다. 난류의 박리는 익형의 후연에서 발생하여 후류의 두께를 크게 함으로써 후연부근에서 압력저하를 초래하여 이로 인한 추가적인 항력 증가효과인 압력항력(pressure drag)을 증가시키게 된다. 이와 같은 박리 발생위치는 비압축성 형상계수 H_{inc} 가 2.8보다 커지는 지점으로 한다.⁽⁷⁾

2.2.4 후류 형상의 구현

박리가 발생하지 않는 경우에는 원래의 익형형상에 변위두께를 더하게 되면 후연에서의 형상이 익형의 상하면 형상에 변위두께만큼씩 두꺼워진 모양이 되어 후연에서는 변위두께 만큼의 유한두께를 갖는 후류영역이 새로이 포함되는데 이는 실제유동에서 변위물체(displacement body) 또는 후물체(afterbody)의 역할을 한다. 대칭익 후연에 생기는 유한두께의 후류 변위물체의 좌표는 Powell의 연구에 기초한 아래의 Summey와 Smith의 공식을 이용하여 계산하였다.⁽⁴⁾

$$(Y_{sym})_{up} = 1/2[(Y_{te} - Y_\infty)e^{-6.9xx} + Y_\infty]$$

$$(1.0 - xx), (Y_{sym})_{low} = -(Y_{sym})_{up} \quad (5)$$

여기서, $xx = X/C - 1.0$ ($C \leq X \leq 2C$),

$Y_\infty = 1/2C_{D\infty}C$, C ; 익현길이

sym ; symmetric, te ; trailing edge, up ; upper surface, low ; lower surface

$C_{D\infty} = 2\frac{\theta_{te}}{C}\left[\frac{V_{te}}{V_\infty}\right]^{\frac{H_{te}+5}{2}}$ (Squire-Young Drag Formula⁽⁴⁾)에 의해 계산됨

2.3 점성-비점성 유동해의 결합

보다 정확한 익형주위의 유동해석을 위해서 직접해석법(direct method)이라 불리우는 아래와 같은 비점성해와 점성해의 결합법을 택하였다. 이는 익형주위의 유동해석의 한 방법으로 점성의 영향을 익형표면의 경계층이라 불리우는 영역으로 제한하고 경계층밖의 유동은 비점성유동으로 취급하여 이 두영역을 지배하는 방정식의 해가 이 두 영역의 경계면에서 일치되도록 접합시키는 방법으로서, 비점성 유동해를 경계층의 외부 경계조건으로 취하고 경계층해석으로 부터 얻은 해를 비점성 유동의 내부 경계조건으로 하여 이 두 경계조건이 일치될 때까지 다음의 반복 계산을 행하여 수렴해를 구하는 것이다.

2.3.1 반복 계산 과정

(1) 익형유동에 대한 비점성-압축성유동해를 구한다.

(2) 비점성 압축성유동해, 예로서 속도분포 $u_e(x)$ 를 경계층의 외부 경계에서의 속도분포값으로 하여 경계층을 해석한다.

(3) (2)의 해석으로 부터 계산된 변위두께 δ^* 를 기본익형에 합하여 후류를 포함한 수정된 익형형상 즉 등가 익형형상을 구한다.

(4) 등가 익형형상에 대하여 비점성 압축성해석을 행한다.

(5) (2)부터 (4)까지의 작업을 주요 변수, 예로서 $Cp(x)$ 등이 수렴될 때까지 반복한다.

2.3.2 점성-비점성 결합해

점성-비점성유동의 결합해를 구하는 반복 계산법에는 여러가지 방법이 있으나 본 연구에서는 다음과 같은 Lockheed의 결합방법⁽³⁻⁵⁾을 택하였다. 본 방법의 개요는 Fig. 5에 도식적으로 자세히 기술하

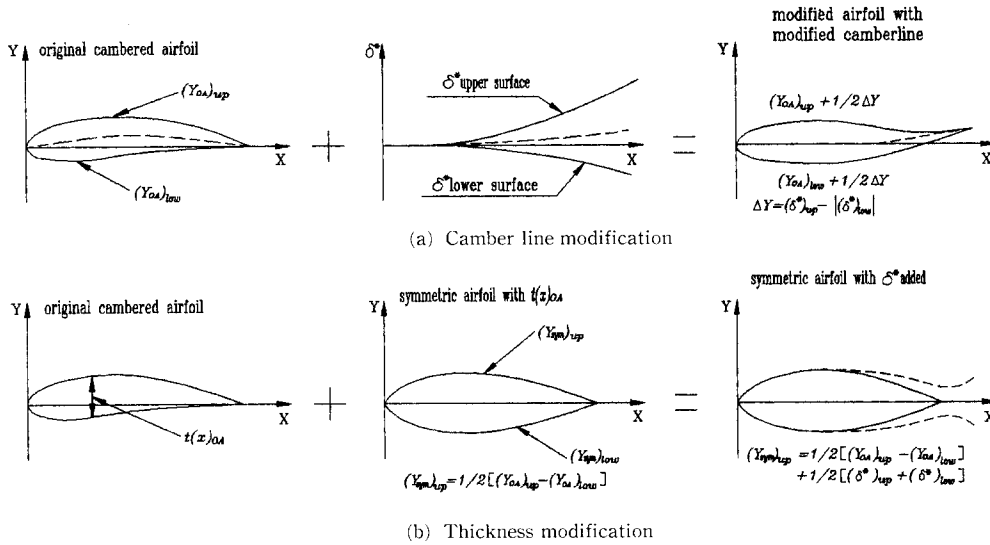


Fig. 5 Lockheed method.

였다.

점성-비점성 결합법에 의한 유동해석시 수렴조건은 비점성유동에서 다루어지는 경계층의 변위효과를 처리하는 방법에 따라 좌우되는데 여기서는 실제 익형주위의 속도분포에 대한 경계층의 영향을 두 가지로 분리하여 해석한다. 한가지는 원래의 익형에 상면과 하면의 변위두께의 차이 만큼을 더하여 얻어지는 캠버선수정(camber line modification)효과로서 이는 양력에 관한 경계층의 영향을 의미하며 익형의 양각을 실제적으로 감소시키게 된다. 또 한가지는 경계층의 존재로 생기게 되는 두께수정(thickness modification)효과로서 이는 후연에서의 압력을 감소시킴으로써 익형의 압력항력을 증가시키어 익형의 전제항력이 증가되는 효과이다. 이 같은 두 가지의 수정과정에 의하여 얻어진 익형 상하면의 좌표는 Fig. 5(여기서 하첨자 OA는 original airfoil을 t는 thickness를 의미함)에 기술되어있다.

캠버를 가진 익형의 경우는 최초 계산시 주어진 양각에 대해 원래 캠버된 익형의 포텐셜유동과 원래익형과 두께는 같으나 캠버가 제거된 양각이 영인 대칭익에 대한 포텐셜 유동해를 구하며 이 익형의 정체점을 기점으로 상하면 각각에 대한 경계층 방정식을 풀어 변위두께를 구한다. 이들 상하면의 변위두께차로 수정된 캠버효과와 두 변위두께의 평균치를 상하면에 대칭적으로 더하여 생기는 두께효과가 더하여져 새로운 수정 익형형상이 만들어 지

게되며, 2회 이상의 반복 계산시 속도분포는 아래와 같다.

$$\left(\frac{V}{V_\infty}\right)_{total} = \left(\frac{V}{V_\infty}\right)_{camber} + \left(\frac{V}{V_\infty}\right)_{thickness} \quad (6)$$

여기서,

$$\left(\frac{V}{V_\infty}\right)_{thickness} = \left(\frac{V}{V_\infty}\right)_{BT+\delta^*} - \left(\frac{V}{V_\infty}\right)_{BT}$$

BT : Basic Thickness

2.4 박리 유동장 해석^(2, 10, 11, 13)

2.4.1 박리유동장의 초기화

박리유동장을 해석하기 위해서는 먼저 경계층해석으로 부터 계산되는 박리점 하류에 전개되는 박리 유동장의 초기형상을 즉 박리유동장을 둘러싼 자유전단층의 초기형상을 가상적으로 구현하는 것이 필요하다. 박리유동장의 형상은 이 가정된 초기형상으로 부터 반복계산에 의해 결정되어진다. 이 같은 반복계산은 자유전단층이 유선이 될 때까지 계속한다. 초기형상은 Fig. 6과 같이 가정한다. 즉 익형상면과 하면에서의 자유전단층은 모두 2차곡선으로 표시하며 상면시점 즉 박리점에서의 기울기(slope)는 자유흐름방향과 박리점에서의 익형의 기울기의 평균을 취한다. 그리고 익형하면 시점에서의 기울기는 자유흐름의 방향으로 한다. 이 상하면의 2차곡선의 교차점을 구하기 위하여 Fig. 6과 같은 평균후류선(mean wake line)^(2, 10)을 정의한다.

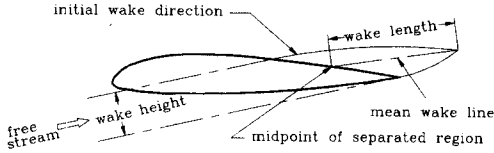


Fig. 6 Initial wake geometry.

평균후류선의 시점은 익형상에서 박리점과 후연까지의 거리의 중간점으로 하고, 그 방향은 상하면 시점의 기울기의 평균값으로 하며, 그 길이는 Fig. 6에서와 같이 후류높이와 후류길이 인자(wake length factor)^(2, 10)에 의하여 결정되는 후류길이로 한다. 후류길이 인자는 난류박리의 경우는 익형의 익현길리와 두께의 비에 좌우되며 층류박리의 경우는 난류 박리경우의 후류길이 인자값에 운동량두께 기준 레이놀즈수의 함수인 후류인자증분(wake factor increment)⁽¹⁰⁾값을 더하여 얻어지는 값을 해당 후류인자값으로 취하여 박리유동장 형상을 결정한다.⁽¹⁰⁾ 이같이 후류길이의 시점, 방향, 크기가 결정되면 후류 길이선의 중점이 결정되게 된다. 그러면 이점과 상하면 시점을 2차곡선으로 연결하여 초기 박리유동 후류장의 형상을 결정한다. 상하면 시점에서의 기울기는 추후 계산시 유선의 방향이 되어야한다.

2.4.2 비점성유동해에 의한 박리유동장 해석

자유전단층을 가로지르는 정압변화는 없다고 가정할 수 있다. 후류는 일정한 총압력(total pressure) p_0 를 갖으므로 자유전단층을 가로지르는 총압력의 불연속은 식 (7)과 같이 어디서나 일정하다. 그리고 박리 유동장내에서의 총압력은 일정한 값을 가지며 그 값은 박리점에서의 총압력으로 취한다.

$$\Delta p_0 = p_{0 \text{ inner}} - p_{0 \text{ outer}} = \rho \bar{V} \gamma_l = -\rho \bar{V} \gamma_u \quad (7)$$

여기서 하첨자 u ; 전단층 상면, l ; 전단층 하면, \bar{V} ; 전단층 평균속도

경계층의 변위두께 및 박리후류를 포함한 등가익형은 유선이 되어야 한다는 경계조건은 각 제어점에 대하여 다음의 적분방정식으로 나타낼 수 있다.

$$\int_s K \gamma(s) ds + \gamma_l \left(\int_l K ds - \int_u K ds \right) + \bar{V}_\infty \cdot \vec{n} = 0 \quad (8)$$

여기서

s ; 익형표면, $\gamma(s)$; 위치에 따라 변하는 익형

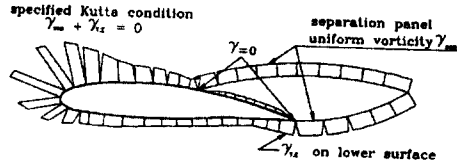


Fig. 7 Panel vortex distribution for separated flow.

상의 와도강도

γ_l ; 자유전단층상의 와도강도로 일정한 값임

따라서 $\int_s K \gamma(s) ds$; 박리유동장을 제외한 익형상에서의 유도속도의 수직성분

$\gamma_l \left(\int_l K ds - \int_u K ds \right)$; 자유전단층상에서의 유도속도의 수직성분

이 경우 Kutta조건은 박리점과 하면의 후연에서의 와도강도는 그 크기가 같고 방향은 반대라는 것이다. 즉 $\gamma_{sep} = -\gamma_{te}$ 이다. 또한 Fig. 7에 표시된 γ_{te} 값은 자유전단층의 와도강도값이 된다. 박리영역의 시점과 종점에서의 와도강도는 영으로 하며 그 사이에서의 값은 일반적으로 매우 적다.

이상의 기술에 의한 박리유동장의 포텐셜유동해석을 위한 와류모델은 Fig. 7에 나타내었다. 여기서 자유전단층은 와도강도가 일정한 여러 개의 와류패널로 모사한다. 이 유동장의 해석은 2.1장과 동일하다. 여기서 미지수는 N 개의 패널에 대하여 $N+1$ 개의 γ 이나 $\gamma_{sep} = -\gamma_{te}$ 와 $\gamma_{N+1} = 0$ 라는 조건에 의해 $N-1$ 개가 된다.

유동장에서의 와도강도가 구해지면 유도속도가 계산될 수 있으며 자유흐름 속도와 합하면 각 패널상에서의 실제속도가 구해진다. 따라서 Bernoulli 방정식으로부터 압력계수는 아래와 같이 계산된다.

$$C_p = 1 - \left(\frac{V}{V_\infty} \right)^2 + \frac{\Delta p_0}{1/2 \rho V_\infty^2} \quad (9)$$

여기서 물론 Δp_0 값은 박리 유동장외에서는 영이 된다.

2.5 공력계수 계산

익형에 작용하는 힘들은 익형표면에 걸쳐 분포되어 있는 압력과 전단응력 두가지에 의해 생긴다. 이들 두힘에 의해 익형주위에 나타나는 순수한 효과는 합공기력(resultant aerodynamic force) R 과 모멘트 M 으로 볼 수 있으며 여기서 R 은 양력 L

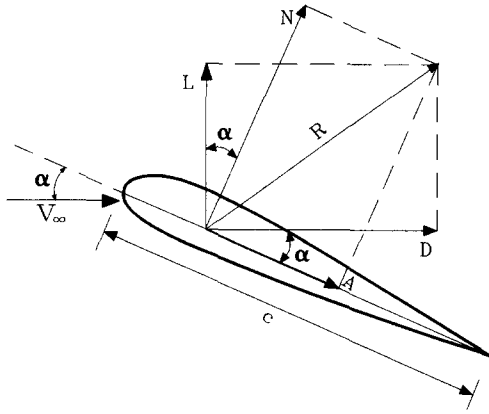


Fig. 8 Resultant aerodynamic forces.

과 항력 D 또는 수직력(normal force) N 과 축방향력(axial force) A 의 두성분으로 나누어 볼 수 있으며 그 관계는 Fig.8과 같다. 본 연구에서는 각 패널마다 비점성 이론에서 구한 압력계수 C_p 와 경계층이론으로부터 구한 마찰계수 C_f 들로 부터 먼저 기준 좌표계의 수직 및 수평방향 힘 계수인 C_N 과 C_A 를 구한후 합성 공력성분들의 기하학적 관계로부터 양력계수 C_l 및 항력계수 C_d 및 모멘트계수 C_m 을 구하게 된다.

3. 계산방법

본 연구에서는 수치계산 결과의 정확성과 계산상의 경제성을 위해 초기입력 익형좌표들을 최대익현선을 기준좌표계로하고 익형표면곡률 효과를 직접 고려하여 계산격자점을 재분포시키었다. 수치해석을 위해 익형상에는 Fig. 2와 같이 2가지의 좌표계를 설정하였다. 여기서 (X, Y) 는 최대익현선을 X 축으로한 직교좌표계를 나타내며 (x, y) 좌표는 익형의 표면에 평행한 방향과 수직 방향의 격자점 좌표를 나타낸다. 즉 x 는 영각 $\alpha=0$ 경우는 익형의 노즈를, $\alpha \neq 0$ 인 경우는 비점성 유동해석으로부터 구한 정체점을 원점으로 하는 익형의 표면에 평행한 좌표를 나타낸다. 본 수치해석의 경우 익형상의 격자점은 익형 상면에 32개, 하면에 32개 그리고 전연노즈(nose)에 1개를 배치 총65개로 설정하였다.

층류의 계산은 정체점을 기점으로 하여 먼저 이로부터 익형의 상면방향으로 계산을 행하고 이어서 이점에서부터 익형의 하면을 따라서 계산을 행한

다. 층류 계산을 진행하면서 먼저 불안정 여부를 검색하고, 불안정으로 판정되면 이어서 천이여부를 검색한다. 만일 천이가 일어나면 곧 천이점에서 부터 난류계산을 시작한다. 만일 천이가 일어나지 않으면 층류박리로 이어지는 긴 기포가 형성될 것인지 또는 재부착되는 짧은 기포가 형성될 것인지를 결정한다. 만일 층류박리로 판정되면 박리유동장계산으로 계산을 전환한다. 재부착으로 판정되면 불안정지점을 재부착지점으로 하여 난류가 된다고 가정하여 계산을 진행하였다. 이 경우 처음 계산에서는 박리점에서의 운동량두께와 재부착이후의 운동량두께의 비를 임의로 부여한다.

난류의 계산은 천이점부터 난류가 시작되며 천이점 바로 전 위치의 층류값들이 난류의 초기치가 되는 것으로 하여 시작한다. 그리고 계산을 위한 정체점에서의 상태량의 값들은 비점성 유동의 해를 기준하여 모두 등엔트로피 유동으로 가정하여 계산한다. 형상계수의 값에 의해 난류박리로 판단되면 역시 박리유동장계산으로 계산을 전환한다.

박리어부가 결정되기 전까지는 경계층 계산시 비점성, 점성유동의 해를 2.3장과 같은 반복계산법에 의해 결합하게 되는데 이 경우 속도와 변위두께의 과수정(over correction)을 방지하기 위하여 다음과 같은 방법(proportioning technique)을 사용한다.

$$\left[\left(\frac{V}{V_\infty} \right)_{total} \right]_i = \left[\left(\frac{V}{V_\infty} \right)_{camber} \right]_i + \frac{2}{3} \left[\left(\frac{V}{V_\infty} \right)_{BT+\delta^*} \right]_i + \frac{1}{3} \left[\left(\frac{V}{V_\infty} \right)_{BT+\delta^*} \right]_{i-1} - k_i \left[\left(\frac{V}{V_\infty} \right)_{BT} \right]_i \quad (10)$$

여기서 $i=2$ 일 때 $k_i=2/3$, $i \neq 2$ 일 때 $k_i=1$

$$(\delta^*_{total})_{new} = 2/3(\delta^*_{total})_i + 1/3(\delta^*_{total})_{i-1} \quad (11)$$

변위두께는 천이점 부근이나 후연 부근에서 급변하게되어 불연속적으로 분포될 가능성이 있다. 이 같은 변위두께의 분포는 공력계산에 지대한 영향을 미치게 되므로 매 반복과정마다 최소자승법을 사용하여 원만하게(smoothing) 해주었다.

이상과 같은 방법에 의하여 비점성, 점성해를 구하는 프로그램, 이를 결합하는 프로그램 그리고 박리장을 해석하는 프로그램 등을 각각 독립적으로 만든 후에 이들의 결합해를 구하는 최종 프로그램을 작성한다. 그리고 이 프로그램에 의한 계산결과들을 기존의 실험결과들과 비교하여 계산의 정확도를 입증하고자 한다. 본 계산방법은 Fig. 9의 계산

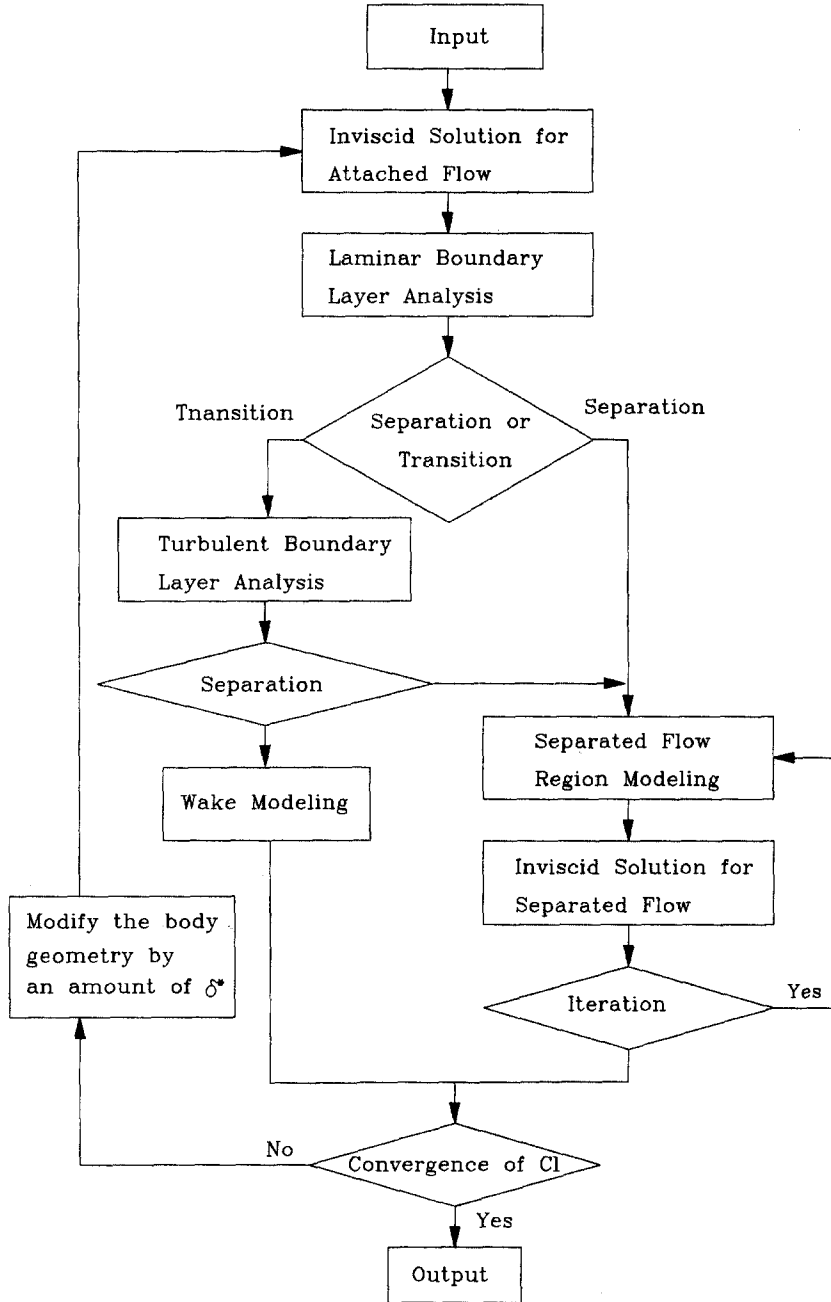


Fig. 9 Flow chart.

선도(flow chart)를 통해 나타내었다.

4. 계산 결과 및 고찰

Fig. 10부터 Fig. 20(b)까지는 계산결과를 보여주

고 있는데 계산에 사용한 조건들은 익형 이름과 함께 그림 내에 모두 나타내었다. 그림에서 AOA는 영각을, RE는 레이놀즈수를, M은 마하수를 나타낸다.

Fig. 10은 NACA23012 익형상에 계산된 격자좌

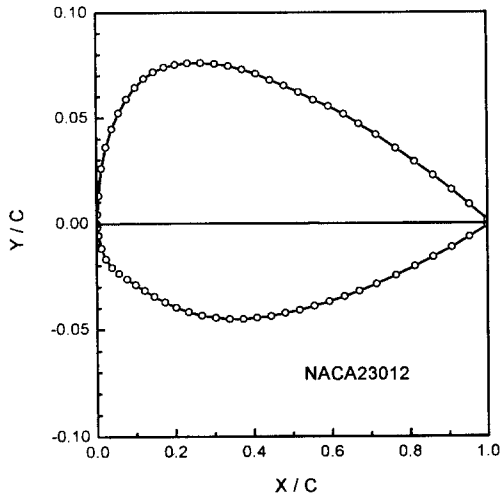


Fig. 10 Computed grid coordinates.

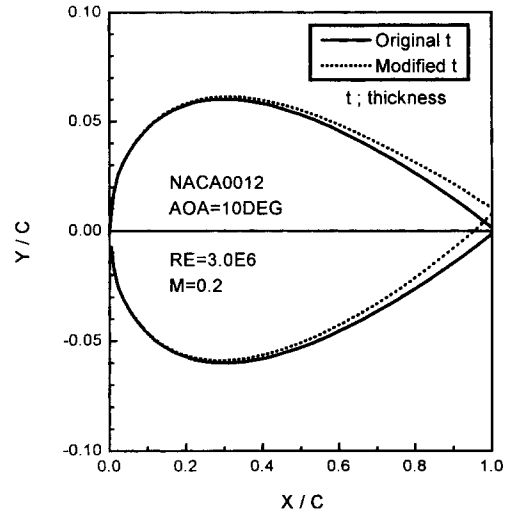


Fig. 12 Effect of camber modification.

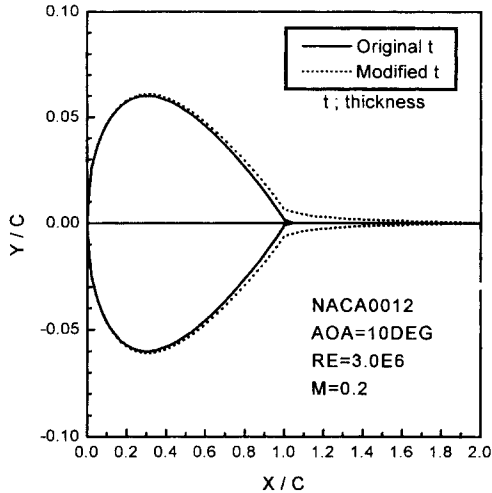


Fig. 11 Effect of thickness modification.

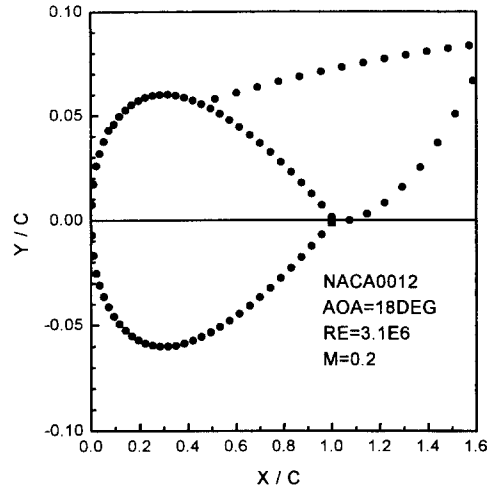


Fig. 13 Computed separating wake geometry.

표로 제시하였다. 여기서 보듯이 최대 익현선계와 곡률에 의한 배분이 잘 되었음을 알 수 있다.

그리고 Lockheed 방법에 의한 두께수정과 캠버 수정의 결과를 NACA0012 익형에 대하여 각각 Fig. 11과 Fig. 12에 나타내었다. 이로부터 Fig. 11에서의 두께수정은 원래물체의 후류부가 실물체로 취급되어 후류크기가 커짐으로 항력의 증가를 Fig. 12의 캠버수정은 음의 값의 캠버(reflex)를 갖게하여 양력의 감소를 야기시킬 수 있다. 그리고 계산된 박리후류 형상의 일례를 Fig. 13에 나타내었다.

이어서 계산결과와 정확도를 확인하기 위하여 기

존의 실험결과와 비교하였다. 여기서 사용한 실험 결과는 모두 2차원 풍동실험 결과들이다. 먼저 경계층해석의 신뢰도를 나타내는 변위두께와 운동량 두께에 대한 계산결과와 기존의 실험결과⁽⁷⁾를 Fig. 14에 제시하였다. 이에서 모든 계산결과는 실험결과를 잘 예측하고 있다(여기서 D. T.는 변위두께를 M. T.는 운동량두께를 나타내며 이들 값에 10^3 을 곱하여 나타내었다. 그리고 Com 은 Computation, Exp 은 Experiment를 나타냄). 이어서 다양한 비행조건과 익형을 대상으로한 압력계수 C_p 의 계산값들을 기존의 실험결과들과 비교한 예를 Fig. 15에서부터 Fig. 17까지에 제시하였다. Fig. 15에서는

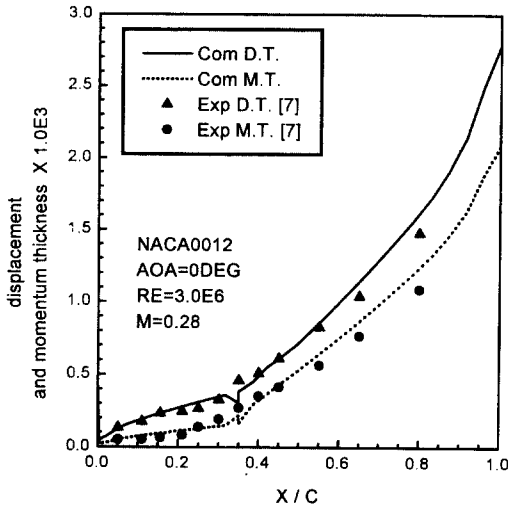


Fig. 14 Measured and computed result of displacement thickness and momentum thickness.

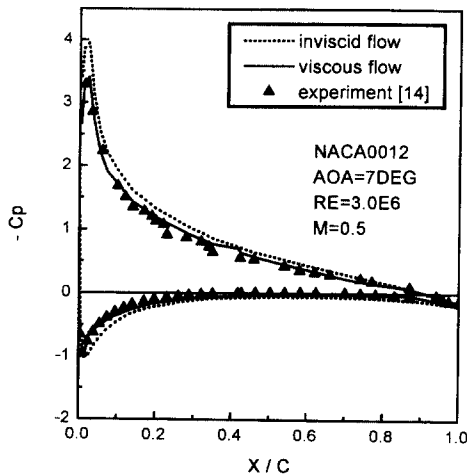


Fig. 15 Measured and computed result of pressure coefficient distributions-1.

비점성이론에 의한 계산결과와 점성영향을 고려한 계산결과 즉 본 해석법에 의한 계산결과, 그리고 실험결과⁽¹⁴⁾를 비교하였다. 이로부터 점성을 고려하여 얻은 계산결과가 보다 우수함이 증명되었다. Fig. 16에서는 NACA64A010 익형에 대한 계산결과와 실험결과⁽³⁾를 비교하였다. Fig. 17에서는 박리 유동과 점착유동(attached flow) 즉 박리를 고려하지 않은 유동에 대한 계산 결과를 실험값과 비교하였다. 이로부터 박리를 고려한 값이 실제 실험값⁽¹⁵⁾에 보다 접근함이 입증되었다(이 경우 $X/C=0.64$

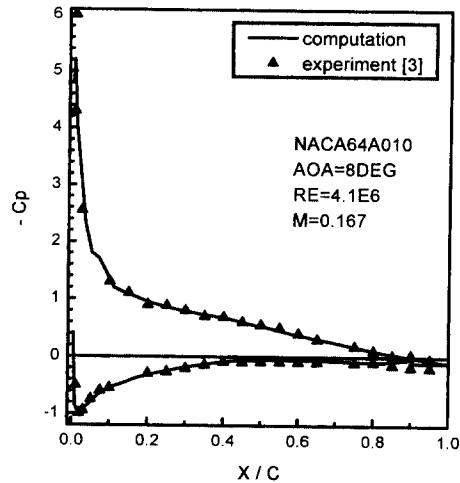


Fig. 16 Measured and computed result of pressure coefficient distributions-2.

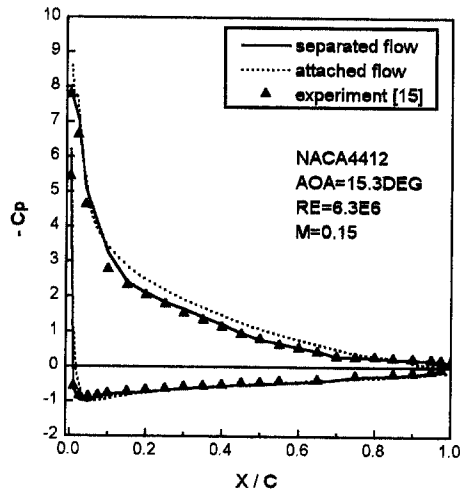


Fig. 17 Measured and computed result of pressure coefficient distributions-3.

에서 난류박리가 일어나는 것으로 계산됨). 이보다 큰 영각에 대해서는 정확한 수치로 표시된 실험값이 없어서 비교가 불가능하였다. 이들로 부터 계산 결과는 실험결과를 잘 예측하고 있음을 알 수 있다.

Fig. 18(a)에서부터 Fig. 20(b)까지에서는 비압축성 유동에대해서 익형과 레이놀즈수를 변수로 하여 첫째 양력계수 C_l , 1/4 익현선점에 대한 모멘트계수 C_m 과 영각의 관계를 그리고 양력과 항력의 관계(drag polar)에 대한 계산결과와 실험결과⁽¹²⁾를 제시하였다. 그리고 Fig. 18(a)에서는 박리를 고려

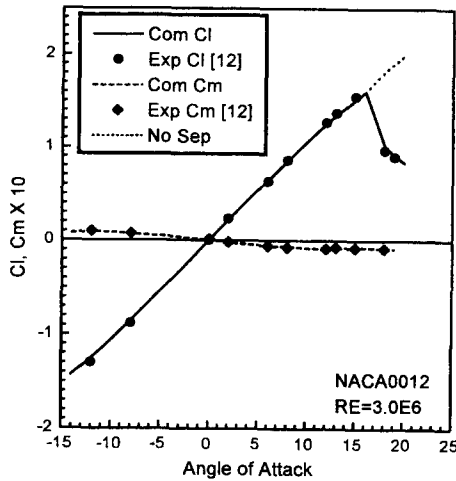


Fig. 18(a) Measured and computed result of lift coefficient and moment coefficient-1 (where No Sep; Computed result for No-Separation case).

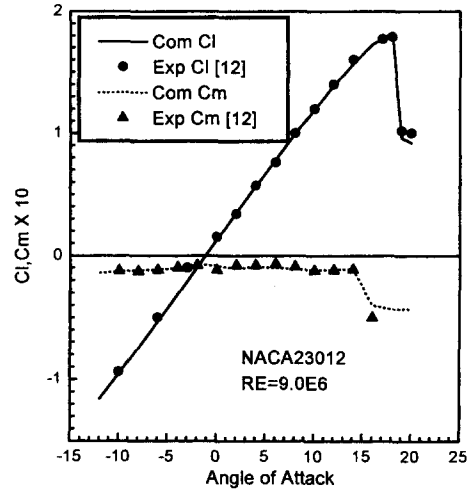


Fig. 19(a) Measured and computed result of lift coefficient and moment coefficient-2

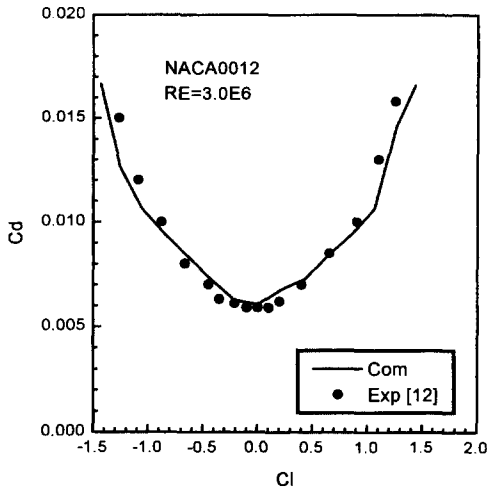


Fig. 18(b) Measured and computed result of drag polar -1.

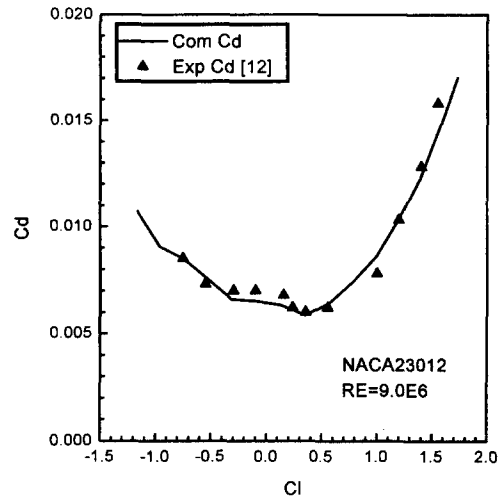


Fig. 19(b) Measured and computed result of drag polar -2.

하지 아니한 양력계수에 대한 계산결과도 아울러 제시하였다. 이로부터 본 연구에서 행한 해석법은 박리유동장을 포함하는 영역에 이르기까지 익형의 성능척도인 양력계수, 항력계수 그리고 저속익형의 공기역학 중심(aerodynamic center)인 1/4 익현선점에 대한 모멘트계수를 매우 잘 예측하고 있음을 보여주고 있다.

그러므로 이상의 결과로부터 본 연구에서 적용한 저속, 점성유동장에서의 저속익형에 대한 해석방법

은 각 유동영역에 대해 상대적으로 매우 간결한 해석법을 적용했지만 박리가 발생하는 경우를 포함한 영역에서까지도 영각과 양항력, 모멘트의 관계에 대해서 만족스러운 결과를 보여주는 신뢰할 수 있는 것임을 입증할 수 있었다.

그리고 본 계산은 반복회수 5회이내에 항상 수렴하였으며 계산소요시간도 PC로도 3분이내 밖에 소요되지 않았다. 이로부터 본 연구에서 채택한 해석 방법은 매우 효과적인 것이라 하겠다.

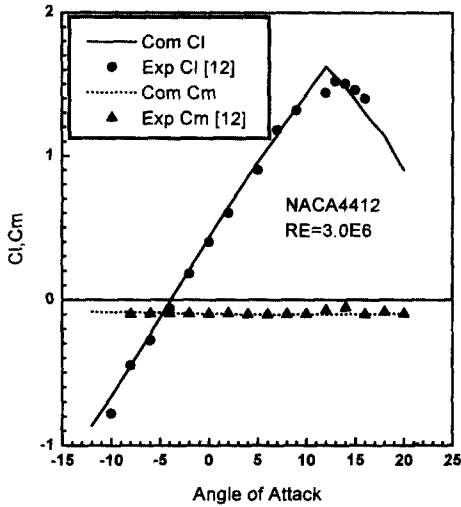


Fig. 20(a) Measured and computed result of lift coefficient and moment coefficient-3.

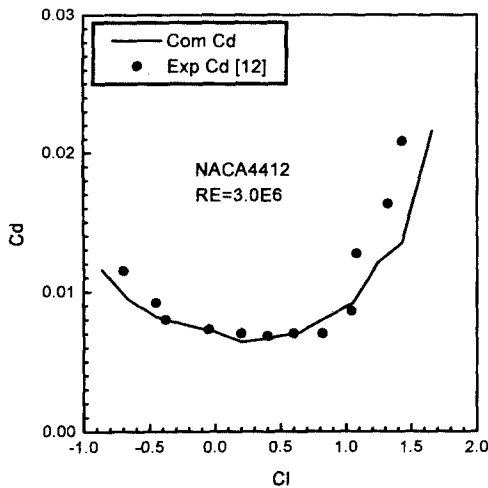


Fig. 20(b) Measured and computed result of drag polar -3.

5. 결 론

2차원, 정상, 점성유동장에서의 영각과 양항력, 모멘트계수의 관계와 같은 저속익형의 성능예측을 위해 익형의 형상구현에 있어서는 최대익현선계를 도입하고 곡률의 영향을 직접 고려하였다. 공기역학적 해석에 있어서는 유동장별로 각각 다음과 같은 방법을 적용하였다. 포텐셜 유동해석은 와도강도가 각 패널에서 선형적으로 변하는 와류패널법

을, 비점성 압축성 유동해석은 Karman-Tsien 법칙을, 점성 유동해석은 층류, 난류경계층에 각각 Goradia의 적분해석법을, 비점성-점성해의 결합은 Lockheed의 반복계산법을, 박리유동장해석은 Maskew와 Dvorak 방법을 기초로 하는 비점성 유동해석법을 각각 적용하였다. 그 결과 다음과 같은 결론을 얻었다.

전반적으로 본 해석법은 계산의 정확도에서 만족스러운 결과를 보여주고있다. 이는 익형형상 구현에 있어 여현법칙(cosine rule)을 적용하는 대신 곡률의 영향을 직접 고려하였으며 각 유동장마다 적절한 해석법을 택하였고 특히 후류의 영향이 적절히 고려되었고, 박리유동장 해석이 잘 이루어진 때문으로 분석된다. 예상된 바이지만 계산시간은 PC 컴퓨터로 단지 3분이하의 시간이 소요되었다. 그러므로 적분법을 이용한 본 계산방법은 박리유동을 포함하는 점성 유동장에 있는 저속 익형의 영각과 양항력, 모멘트계수의 관계를 예측하는 공기역학적 해석에 있어 매우 효율적이고 경제적인 방법임이 재입증되었다.

후 기

본 연구는 1993년도 한국과학재단(핵심전문연구 과제번호 ; 931-1000-040-2)의 지원으로 수행되었으며, 이에 감사드립니다.

참고문헌

- (1) Cousteix J., 1990, "Calculation Methods of Three-Dimensional Boundary Layers," *Computational Methods in Viscous Aerodynamics*, Elsevier, pp. 43~76.
- (2) Maskew, B. and Dvorak, F. A., 1988, "The Prediction of C_{tmax} using a Separated Flow Model," *Journal of American Helicopter Society*, Vol. 23, No. 2, pp. 1~8.
- (3) Stevens, W. A., Goradia, S. H. and Broden, J. A., 1971, "Mathematical Model for Two-Dimensional Multicomponent Airfoils in Viscous Flow," *NASA-CR-1843*, p. 181.
- (4) Morgan, H. L. Jr, 1973, "A Computer Program for the Analysis of Multielement Airfoils in Two-Dimensional Subsonic, Viscous Flow," *NASA*

- SP-347, pp. 713~747.
- (5) Frederick, O. S., Delbert, C. S., Neill, S. S. and Ronald, K. C., 1975, "Light Aircraft Lift, Drag and Moment Prediction-A Review and Analysis," *NASA-CR-2523*, p. 492.
- (6) Brune, G. W. and Manke, J. W., 1978, "An Improved Version of the NASA-Lockheed Multielement Airfoil Analysis Computer Program," *NASA-CR-145323*, p. 196.
- (7) McNally, W. D., 1970, "Fortran Program for Calculating Compressible Laminar and Turbulent Boundary Layers in Arbitrary Pressure Gradients," *NASA-TND-5681*, p. 107.
- (8) Schlichting, H., 1979, *Boundary Layer Theory*, McGraw-Hill, pp. 340~344.
- (9) White, F. M., 1991, *Viscous Fluid Flow*, McGraw-Hill, p. 614.
- (10) Coton, F. N. and Galbraith, R. A. McD., 1988, "A Direct Viscid-Inviscid Interaction Scheme for the Prediction of Two-Dimensional Aerofoil Lift and Pitching Moment in Incompressible Flow," *Aeronautical Journal*, pp. 132~140.
- (11) Coton, F. N. and Galbraith, R. A. McD., 1990, "Two-Dimensional, Incompressible Aerofoil Design and Analysis," *Computational Methods in Viscous Aerodynamics*, Elsevier, pp. 331~367.
- (12) Abbott, I. H. and D'Albert, E. Von, 1959, *Theory of Wing Sections*, Dover Publications, Inc., p. 693.
- (13) Henderson, M. L., 1978, "A Solution to the 2-D Separated Wake Modeling Problem and Its Use to Predict C_{Lmax} of Arbitrary Airfoil Sections," *AIAA 16th Aerospace Sciences Meeting* 78~156, Alabama.
- (14) Charles H., 1988, "Numerical Computation of Internal and External Flows, Vol. 2 : Computational Methods for Inviscid and Viscous Flows," p. 96.
- (15) Carlson, L. A., 1981, "A Direct-Inverse Technique for Low Speed High Lift Airfoil Flowfield Analysis," *AGARD-CP-291 Computation of Viscous-Inviscid Interactions*, pp. 26~29.