

2차원 B-스플라인 기저 고차패널법의 수치실험

조충호*, 이창섭**

Numerical Experimentation of a 2-D B-Spline Higher Order Panel Method

Chung-Ho Cho* and Chang-Sup Lee**

요 약

기하학적 형상과 유동의 해를 B-스플라인으로 표현하는 2차원 고차 패널법이 개발되어 수중익 문제의 해석에 적용되었다. 기존의 Lee/Kerwin은 한 패널에 여러 개의 제어점을 배치하여 최소 자승법에 의해 해를 구하였으나, 본 논문에서는 필요한 갯수의 제어점 만을 표면에 규칙적으로 배열하여 해를 구할 수 있음을 수치 실험을 통하여 보였다. 특히, 날개 뒷날에서의 압력 점프의 값이 명시적으로 영이 되도록 하는 동역학적 Kutta 조건식의 도입이 중요하고, 이의 적용이 안정된 해를 보장함을 확인하였다. 해석해에 의해서 구해진 2차원 날개의 압력 분포와의 비교를 통하여, 적은 수의 제어점을 선정하여도 정확한 해를 얻을 수 있음을 보였으며, 동시에 계산속도도 현저하게 감소함을 보였다.

Abstract

A higher order panel method based on B-spline representation for both the geometry and the velocity potential is developed for the solution of the flow around two-dimensional lifting bodies.

Unlike Lee/Kerwin, who placed multiple control points on each panel and solved the overdetermined system of equation by the least square approach, the present method places only as many number of control points as required by the unknowns of the problem. Especially, a null pressure jump Kutta condition at the trailing edge is found to be effective in stabilizing the solution process and in predicting the correct solution. The new approach, is validated to be accurate through comparison with the analytic solution for a 2-D airfoil and to be less time-consuming due to fewer number of panels required than that used in Lee/Kerwin.

접수일자: 2000년 1월 8일, 승인일자: 2000년 6월 19일

*학생회원, 충남대학교 선박해양공학과

**정회원, 충남대학교 선박해양공학과 교수(E-mail:csleepro@cnu.ac.kr)

1. 서언

유체중에서 운동하고 있는 물체 주위의 포텐셜 유동을 해석하기 위한 패널법(또는 경계요소법)은 Hess/Smith[1] 이래로 많은 연구가 수행되어 왔다. Hess/Smith는 유동장의 속도 포텐셜을 쓰오스와 다이폴의 분포로 표현한 후에 이를 미분하여 속도를 구하였으며, 물체 표면에서의 경계조건을 만족시킴으로써 포텐셜의 분포를 결정하였다. 이처럼 미지 포텐셜의 세기를 속도 계산을 거친 후에 구하는 방법을 속도-기저 패널법이라고 부른다.

이후, Morino[2]는 Hess/Smith와 동일한 적분 표현식에서 쓰오스의 세기를 경계조건을 이용하여 기지의 값으로 치환함으로써 포텐셜의 분포를 직접 구할 수 있는 방법을 제시하였다. Hess/Smith와는 달리 지배방정식을 구하기 위한 미분의 필요성이 생략됨으로써 특이 거동의 차수가 하나 낮아지기 때문에 방정식의 해로써 구한 포텐셜의 정도는 그 만큼 한 차원 높아질 수 있으며, 이 때문에 근래에는 Morino에 의한 포텐셜-기저 방법이 널리 채택되어 사용되고 있다. 그러나, Morino의 방법도 포텐셜의 분포는 정도 높게 구할 수 있으나 속도를 구하기 위하여 다시 미분을 피할 수 없으며, 기존의 저차 패널법은 유한차분법에 의한 수치적인 미분을 수행하여야 하기 때문에 여기에서 Morino 방법의 잇점을 잃어버리는 단점이 있다. 간단한 형상, 예를 들어 2차원 날개의 표면에서는 수치 미분을 통하여도 비교적 정도 높은 결과를 얻을 수 있으나, Lee[3], Hoshino[4], 김영기[5] 등에 의해 프로펠러의 해석에 적용된 바에 의하면, 날개 뒷날의 날개끝 부근과 같은 복잡한 3차원 형상이 되면 표면에서의 유한차분에 의한 미분은 큰 오차를 유발시킬 가능성이 높다. 기존의 Morino형 저차 패널법의 단점을 극복하기 위하여는 패널 내부에서 미분을 수행하는 방법이 필요하며, 이를 위하여 고차 패널법의 채택이 가장 적절한 대안이다.

고차 패널법은 Brebbia[6] 등에 잘 소개되어 있으며, 최근 국내에서는 홍사영/최항순[7]에 의

하여 선체 주위의 유동 해석에 적용된 바 있으며, 박일룡[8] 등은 수중익에 대한 3차원 조파문제를 해석하여 실험결과와 비교한 바 있다. 지금까지 보급되어 있는 고차 패널법은 패널 내부에서의 함수의 변화를 고차의 다항식으로 표현하고 있으며, 통상의 문제에서는 성공적으로 사용되고 있다. 최근에 널리 사용되기 시작한 B-스플라인을 기저로 한 고차 패널법은 물체의 형상뿐 만이 아니라 물체 표면에서의 포텐셜도 B-스플라인으로 표현함으로써 포텐셜의 변화를 원하는 높은 차수까지 정도를 보장할 수 있다는 큰 장점을 갖고 있다.

B-스플라인을 기저로 한 고차 패널법은 Hsin[9] 등에 의해 개발되어 2차원 수중익 문제의 해석에 적용된 바 있으며, Maniar[10]는 이를 3차원 문제 해석까지 성공적으로 확장한 바 있다. 그러나, 위의 두 논문은 수학적 엄밀성에도 불구하고 유기 포텐셜의 계산 등에 유한 항의 급수 전개를 적용함으로써 급수 항의 절단에 따른 문제점을 안고 있을 뿐 아니라 최근에 형상 정의의 표준으로 자리 잡아가고 있는 NURBS(Non-Uniform Rational B-Spline)를 적용할 수 없는 단점을 안고 있다.

이러한 문제점을 개선하기 위하여 Lee/Kerwin[11] 및 조충호[12] 등은 새로운 B-스플라인에 기저한 고차 패널법을 개발하여 2차원 양력 문제의 해석에 적용한 바 있으며 특히 Lee/Kerwin은 피적분함수의 특이함수 거동을 제거하는 새로운 방법을 찾아내어 비특이화한 적분을 Gauss 구적법에 의하여 수행함으로써 새로운 고차 패널법을 NURBS로 표현되는 임의의 형상에 까지 적용할 수 있음을 보인 바 있다.

B-스플라인을 이용하여 포텐셜의 분포를 나타낼 때에는 미지수가 되는 포텐셜 꼭지점의 갯수 N^a 가 패널의 갯수 N^b 보다 항상 B-스플라인의 차수 p 만큼 크다. 따라서 전통적인 저차 패널법에서와 같이 한개의 패널에 하나의 제어점을 두어서는 필요한 수의 방정식을 만들 수 없다. 이를 극복하기 위하여 Hsin[9] 등은 Galerkin법을 사용하여 해석한 바 있고, Lee/Kerwin[11]은 한 패널에 2개의 제어점을 두어 overdetermined

계를 만들어 최소 자승법을 적용하여 해석한 바 있다. Fig. 1은 Lee/Kerwin[11]에 의해 사용된 날개 표면의 패널화 결과와 제어점을 보여준다.

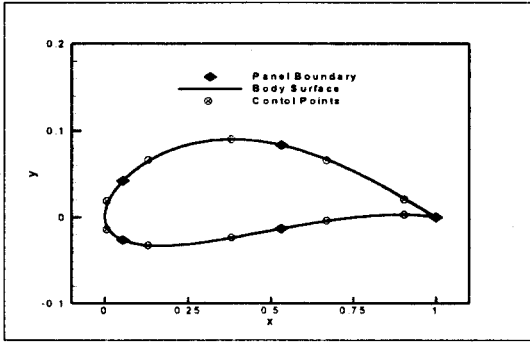


Fig 1. Pictorial showing discretized panels with $N^p = 5$, with two control points at each panel.

그러나 최소 자승법이나 Galerkin법은 모두 영향 함수의 연산 시간이 저차 패널법의 2배 정도의 시간이 소요된다는 단점이 있다. 본 논문은 이를 극복하기 위한 방안으로써 제어점을 필요한 갯수만 선택할 수 있는 방법을 수치적인 실험을 통하여 찾는 것을 목표로 한다.

2. 문제의 정식화

Green의 정리를 사용하여 유동장을 둘러싸고 있는 경계면에 분포된 소오스와 다이폴의 영향으로 속도 포텐셜 ϕ 를 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$\phi = \int_{S_n} (-\phi) \frac{\partial G}{\partial n} ds + \int_{S_w} (-\Delta\phi) \frac{\partial G}{\partial n} ds + \int_{S_n} \frac{\partial\phi}{\partial n} G ds \tag{1}$$

여기서 S_B, S_W 는 각각 물체 표면 및 날개의 후류면을 의미하며, 법선벡터 \hat{n} 은 유동장 안을 향할 때 양으로 정의된다. 이차원 Green 함수는

$$G = \frac{1}{2\pi} \log r \tag{2}$$

이며, $r = |\vec{x} - \vec{\xi}|$ 은 유동장에 위치한 점 \vec{x} 와 경계면 위의 특이점 $\vec{\xi}$ 사이의 거리이다.

(1)식을 해석하기 위하여 적용되는 운동학적 경계 조건은 다음과 같다.

$$\frac{\partial\phi}{\partial n} = -\hat{n} \cdot \vec{U} \text{ on } S_B \tag{3}$$

여기서, \vec{U} 는 유입 유동장의 속도이다.

제어점이 물체 표면에 위치할 때 (3)식으로부터 포텐셜의 법선방향 도함수가 기지의 값이 되므로, (1)식은 다음과 같이 정리된다.

$$\frac{\phi}{2} + \int_{S_n} \phi \frac{\partial G}{\partial n} ds + \Delta\phi \int_{S_w} \frac{\partial G}{\partial n} ds = \int_{S_n} \frac{\partial\phi}{\partial n} G ds \tag{4}$$

여기서 제어점이 위치하는 곳에서의 적분은 Cauchy 주치로 해석되어야 한다.

(4)식은 물체 표면에서의 섭동 포텐셜을 미지 함수로 하는 Morino[2]의 적분방정식이다.

3. 적분 방정식의 이산화 및 포텐셜의 B-스플라인 표현

물체 표면을 N^p 개의 패널로 나타내면 제어점 \vec{x}_{CP} 위에서 (4)식은 다음과 같이 이산화된다.

$$\frac{\phi}{2} + \sum_{n=0}^{N^p-1} \int_{S_n} \phi \frac{\partial G}{\partial n} ds + (\Delta\phi) \int_{S_w} \frac{\partial G}{\partial n} ds = \sum_{n=0}^{N^p-1} \int_{S_n} \frac{\partial\phi}{\partial n} G ds, \quad \vec{x}_{CP} \in S_B \tag{5}$$

B-스플라인 기저함수 $N_j(u)$ 를 사용하면 경계면에서의 포텐셜을 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$\phi = \sum_{j=0}^{N-1} \phi_j^v N_j(u) \tag{6}$$

여기서 N^v 는 포텐셜 꼭지점의 개수이며, $N_j(u)$ 는 최고 차수(p)가 주어진(예를 들어 3차의 경우는 $p=3$) 매개변수 u 의 다항식으로 Piegl/Tiller[13] 또는 Rogers/Adams[14]에 정의가 주어져 있다. 매개변수 $u=[0,1]$ 는 날개 뒷날(T.E.) 아랫면에서 시작하여 시계방향으로 날개 뒷날 윗면까지 정의된다. Lee/Kerwin[11]에 유도된 바와 같이, 위의 (6)식을 (5)식에 대입하여 정리하면,

$$\begin{aligned} & \frac{1}{2} \left\{ \sum_j \phi_j^{B,v} N_j \right\} + \sum_n \sum_j \phi_j^v N_j \frac{\partial G}{\partial n} ds \\ & + (\Delta \phi) \int_{S_w} \frac{\partial G}{\partial n} ds \tag{7} \\ & = \sum_n \int_{S_n} \frac{\partial \phi}{\partial n} G ds, \quad \vec{x}_{CP} \in S_B \end{aligned}$$

(7)식은 포텐셜 꼭지점의 값 ϕ_j^v 를 미지수로 하는 선형 방정식이다. 여기서 유의하여야 할 점은 미지함수가 포텐셜 자체가 아니라 해당 B-스플라인 기저함수의 계수인 포텐셜 꼭지점(potential vertices)이라는 것이다.

4. 연립방정식의 구성

B-스플라인으로 포텐셜을 표현하는 경우, 미지수의 갯수는 물체 표면에서의 포텐셜 꼭지점의 개수 N^v 이며, 이들은 패널수 N^p 와 다음과 같은 관계를 갖고 있다.

$$N^v = N^p + p \tag{8}$$

여기서, p 는 B-스플라인 기저함수의 차수이다. (8)식에서 볼 수 있듯이, 포텐셜 꼭지점의 갯수는 $p > 0$ 인 경우(즉, 저차 패널법이 아닌 경우) 포텐셜 패널수보다 항상 크다. 그러므로, 패널 하나에 하나의 제어점을 놓아서는 미지수의 갯수보

다 식의 갯수가 부족하여 연립방정식이 부정정계가 되어 해를 구할 수 없다. 이를 해석하기 위하여 Hsin[9]등은 Galerkin법을 사용하여 사각형 연립방정식을 만들어 해석한 바 있고, Lee/Kerwin[11]은 날개 뒷날 상하면에서의 속도가 같다는 동역학적 Kutta 조건을 명시적으로 만족시키는 구속조건을 가지고 패널 하나에 2개 이상의 제어점을 놓아 최소자승법에 의해 해석한 바 있다.

5. 사각형 연립방정식의 구성

Lee/Kerwin[11]의 방법은 패널 하나에 2개의 제어점을 위치시켜서 모두 $2 \times N^p + 1$ 개의 연립 방정식을 만들어야 한다. 저차 패널법에 비해 약 2배의 식을 만들기 위해 시간이 2배가 필요하므로, 제어점의 위치를 현명하게 선택하여 계산 시간을 줄일 필요가 있다. (8)식에서 볼 수 있듯이 B-스플라인의 차수가 p 일 때, 명시적 압력 Kutta 조건식과 패널의 갯수를 합하면, 사각형 연립방정식계를 이루기 위하여는 항상 $p-1$ 개의 식이 부족함을 알 수 있다. $p-1$ 개의 식만 더 추가로 얻어 사각형 연립방정식을 만들어 해를 구할 수 있으면, 약간의 수식만 추가하였으면서도 포텐셜 분포의 정도는 B-스플라인 기저함수의 특성에 의해 날개 표면 위의 모든 위치에서 $p-1$ 차 미분의 연속성을 보장할 수 있게 된다. 아래의 모든 예에서 특별한 언급이 없을 경우에는 $p=3$ 인 경우의 예를 보이기로 한다.

6. 명시적 압력 Kutta 조건의 영향

Lee/Kerwin[11]은 Fig. 1에서 보는 바와 같이 날개 표면을 분할하기 위하여 매개변수 영역을 N^p 개의 패널로 나누어 표현하였으며, 부족한 방정식의 갯수를 각 패널에 제어점을 2개씩 놓아 overdetermined 계를 만든 후에, 동역학적 Kutta 조건을 명시적으로 만족시키는 구속조건을 가지고 최소자승법을 적용하여 포텐셜 꼭지점 및

포텐셜, 압력분포를 정확하게 구할 수 있었다. 본 논문에서는 우선 명시적 압력 Kutta 조건의 효과를 입증하기 위하여, 이 구속조건을 고려하지 않고 최소자승법으로 해석한 결과를 Fig. 2에 보인다.

Fig. 2는 구속조건을 적용하지 않은 경우 날개 뒷날 상하면에서의 압력이 서로 다른 값이 나오는 것을 보여준다. 이러한 결과는 Hsin[9] 등의 논문에서도 이미 알려졌던 내용으로 Hsin 등은 반복 계산법을 도입하여 날개 뒷날에서의 압력 점프의 값이 영이 되도록하고 있다. Lee/Kerwin[11]에 의해 제안된 이 명시적인 역학적 Kutta 조건은 반복 해법을 피하는 아주 유용한 조건이었음을 알 수 있으며, 특히 본 논문에서 추구하는 새로운 제어점 배치법에서는 꼭 필요한 조건임이 수치적으로 확인되었다.

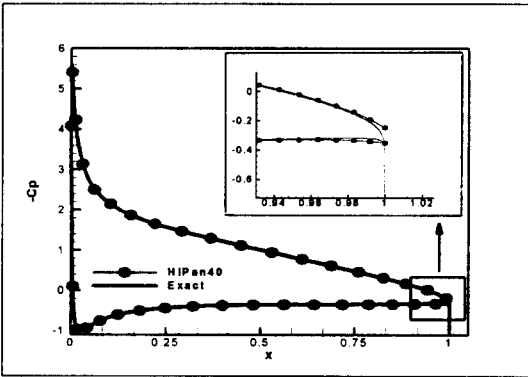


Fig. 2 Pressure distribution obtained by Lee and Kerwin(1999)method without applying explicit dynamic Kutta condition: Comparison with exact solution

7. 제어점의 위치 영향 조사

제어점 위치의 영향을 수치적으로 실험하기 위하여 해석해가 존재하는 Karman-Trefftz 단면을 선택하였다. 계산에 사용된 단면은 Karman-Trefftz 등각사상 전의 원의 중심좌표 $x_0 = 0.077, y_0 = 0.077$ 및 날개 뒷날의 사이각

$\tau = 7^\circ$ 로 생성되었으며 그 형상은 Fig. 3에 보인다. 단면에 유입하는 받음각은 $\alpha = 9.0^\circ$ 일 때, 위의 Karman-Trefftz 단면에 작용하는 양력 계수는 $C_L = L / (0.5 \rho U^2 c) = 1.558$ 이다. 여기서 L 은 양력, c 는 코드길이이다. 아래 모든 그림에서 압력계수는 $C_p = (p - p_\infty) / (0.5 \rho U^2)$ 으로 무차원되었다.

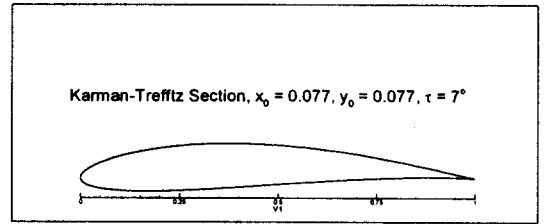


Fig. 3 Karman-Trefftz section generated with $x_0 = 0.077, y_0 = 0.077, \tau = 7^\circ$

제어점을 날개 내부에 놓는 경우

날개 내부에 2개의 제어점: 포텐셜 기저 패널법의 경우 날개 내부의 유기 포텐셜은 영이 되어야 한다. 이 조건을 사용하여 날개의 앞날과 뒷날 부근의 내부에 $p-1 = 2$ 개의 제어점을 놓았으며, 나머지 N^p 개의 제어점은 다음 식에 의해 각 패널의 중심(매개변수 공간에서의 중심)에 위치하도록 하였다.

$$u_i = (i + 0.5) / N^p \quad \text{for } i = 0, \dots, N^p - 1 \quad (9)$$

Fig. 4는 $N^p = 21$ 의 경우에 대하여 패널화한 모양과 배치된 제어점을 보여 주며, 특히 날개의 앞날과 뒷날의 확대 그림으로부터 날개 내부에 제어점이 위치함을 볼 수 있다.

Fig. 5로부터 계산된 압력 분포가 해석해와 비교하여 정확한 결과를 준다는 사실을 확인할 수 있다. 이 배치의 장점은 날개 내부에 위치한 2개

의 제어점 외의 다른 모든 제어점이 Fig. 4에서 볼 수 있듯이 매개변수 공간에서 각 스패의 중점에 오게 함으로써 안정적으로 배치된다는 점이다.

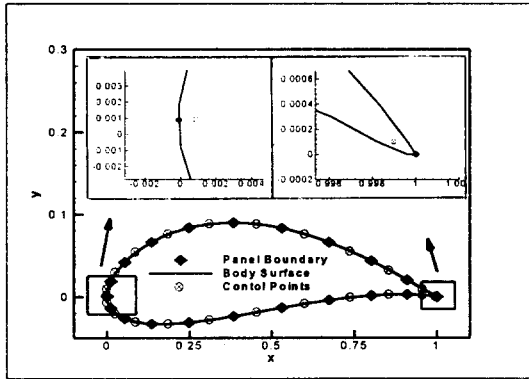


Fig. 4 Pictorial showing panel boundary and control points located at each panel and near leading and trailing edges within the blade.

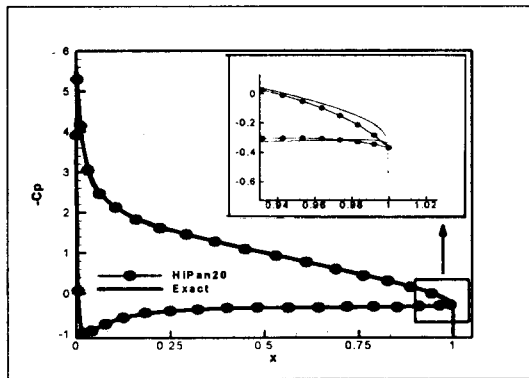


Fig.5 Pressure distribution corresponding to Fig. 4.

날개 내부에 1개의 제어점: Fig. 6은 날개 내부에 1개의 제어점을 날개 뒷날 부근에 놓고, 나머지 $N^p + p - 2$ 개의 제어점을 날개 위에 균일하게 배치하는 경우이다. 즉,

$$u_i = \frac{(i+0.5)}{(N^p + p - 2)} \text{ for } i = 0, \dots, N^p + p - 3 \quad (10)$$

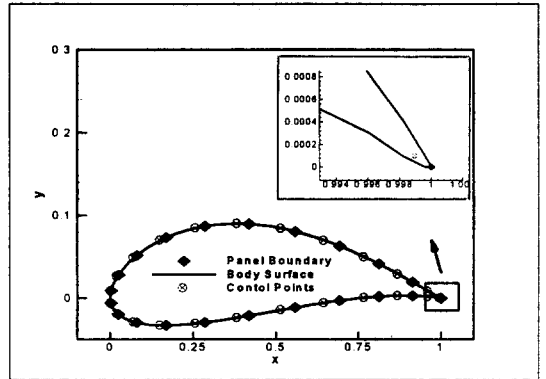


Fig. 6 Pictorial showing panel boundary and one control point located near trailing edge within the blade, and other control points distributed uniformly in parametric space.

이 배치의 특징은, $p \neq 2$ 이면, 패널수와 나머지 제어점의 수가 같지 않기 때문에 Fig. 4와 같이 규칙적으로 배치되지 않는 단점이 있다. 그러나, 이 경우에도 압력 분포는 바른 결과를 주고 있음을 Fig. 7로부터 확인할 수 있다.

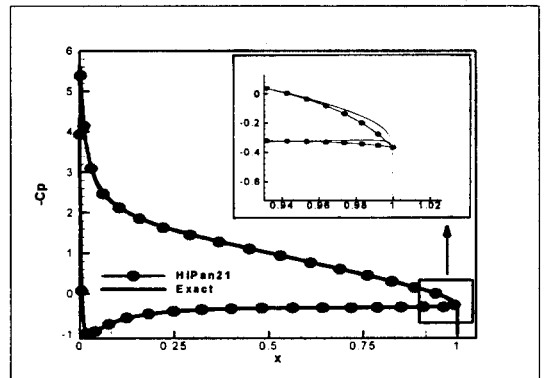


Fig. 7 Pressure distribution corresponding to Fig. 6.

제어점을 날개 표면에 놓는 경우

여러가지 제어점 배치방식을 실험한 결과, 제어점을 날개 표면 위에 놓을 경우, 최소한 1개의 제

어점은 날개 뒷날 가까이 위치하여야 한다는 점이 확인되었다. 본 논문에서는 매개변수의 값 $u=0.999$ 인 위치의 날개 표면에 우선 제어점 1개를 놓았으며, 매개변수의 정확한 값은 통상적인 관심 패널수인 $N^p=20 \sim 40$ 의 범위에서 전체 결과에 큰 영향을 주지 않는다.

날개 표면에 2개의 제어점: 가장 관심이 큰 $p=3$ 의 경우에, 제어점 1개를 날개 뒷날 가까이 의 표면 위에 위치하고, 또 하나를 날개 앞날에 위치시키면, (9)식을 이용하여 나머지 N^p 개의 제어점을 매개변수 공간에서 균일하게 배치되도록 하는 경우는 Fig. 8에서 보는 바와 같이 제어점 과 패널 경계가 규칙적으로 위치하여 안정적이라고 예상할 수 있다.

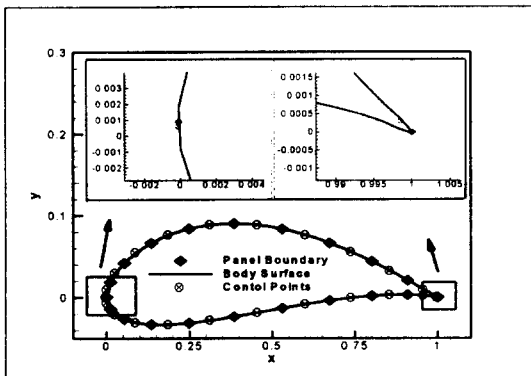


Fig. 8 Pictorial showing panel boundary and control points located at each panel and on body surface near leading and trailing edges.

Fig. 9는 이 경우에 압력 분포가 정확하게 계산됨을 보여준다. Fig. 8의 장점은 균일하게 분포된 제어점이 각 패널에 하나씩 분포되어 Fig. 4와 동일한 정도를 보장해줄 수 있다는 것이다.

날개 표면에 1개의 제어점: Fig. 10은 날개 뒷날 가까이 의 표면 위에 제어점 1개만을 놓고, 나머지 N^p+1 개의 제어점을 (10)식을 이용하여 매개변수 공간에서 균일하게 배치되도록 하는 경우를 보여준다. 패널경계와 제어점이 섞여서 존재

함을 관찰할 수 있다.

그러나 이 경우에도 압력 분포가 정확하게 추정됨을 Fig. 11에서 확인할 수 있다. 이는 B-스플라인을 기저로한 경우, 실제로 패널의 경계가 무의미하며, 날개 표면 전 구간에 걸쳐 $p-1$ 차 미분의 연속성이 보장되므로 다른 고차 패널법이나 저차 패널법과는 상당히 다른 거동을 기대할 수 있기 때문이다.

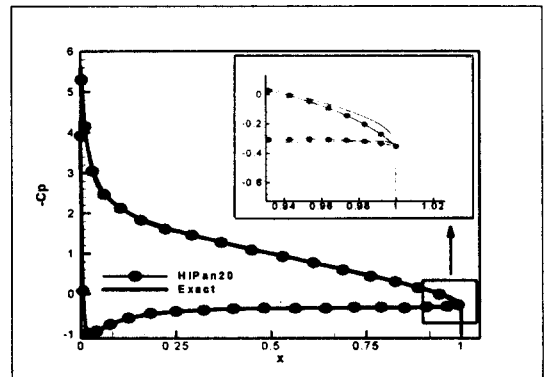


Fig. 9 Pressure distribution corresponding to Fig. 8.

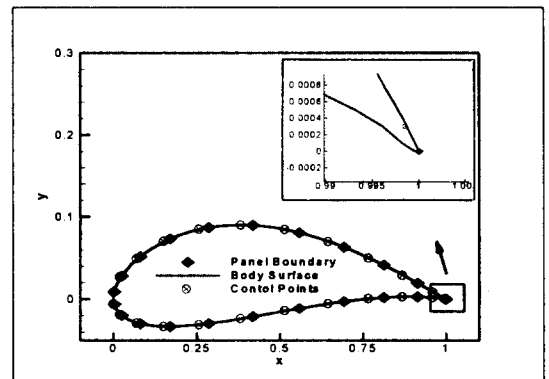


Fig. 10 Pictorial showing panel boundary and one control point located on body surface near trailing edge, and other control points distributed uniformly in parametric space.

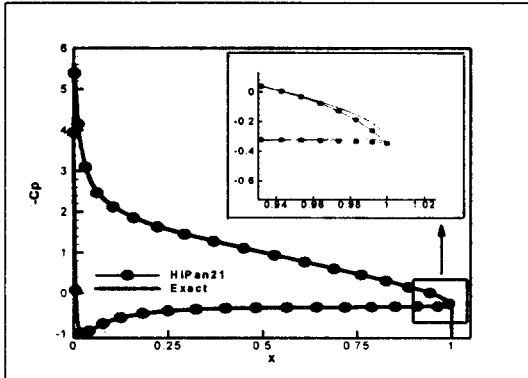


Fig. 11 Pressure distribution corresponding to Fig. 10.

제어점 배치 모형의 수렴성 시험

지금까지 제안된 여러 제어점 배치 모형에 의한 압력 분포는 그림으로 구별이 안 될 정도로 정도가 높은 것으로 밝혀졌다. Table 1은 각 모형의 양력계수가 해석해에 어느 정도 수렴해 가는지를 보여주고 있다. Fig. 12는 Table 1에서 보여준 양력계수의 오차 $(C_L - C_{L(Exact)}) / C_{L(Exact)}$ 를 보여준다. Lee/Kerwin(1999)에서 보았듯이 현재의 모든 제어점 배치 모형의 경우, $N^p > 20$ 의 조건만 만족하면, 양력계수의 최대 오차가 1.0% 정도임을 관찰할 수 있다.

Fig. 5, 7, 9 및 11의 날개 뒷날 부근의 확대 그림에서 보는 바와 같이, 고차패널법에 의해 추정된 압력분포의 하중이 해석해의 압력분포를 따

라가지 못하고, 모두 압력하중이 적은 쪽으로 결과를 주고 있음을 관찰할 수 있으며, 이로 인하여 Fig. 12에서 보는 바와 같이 양력계수의 값이 약 1.0% 정도 낮게 추정되는 결과를 주고 있다고 생각된다. 이는 Karman-Trefftz 날개 단면의 날카로운 뒷날을 따라가지 못하기 때문에 발생한 것으로 통상 응용되는 날개 단면의 경우에는 이러한 현상이 없을 것이므로 문제가 되지 않으리라고 본다.

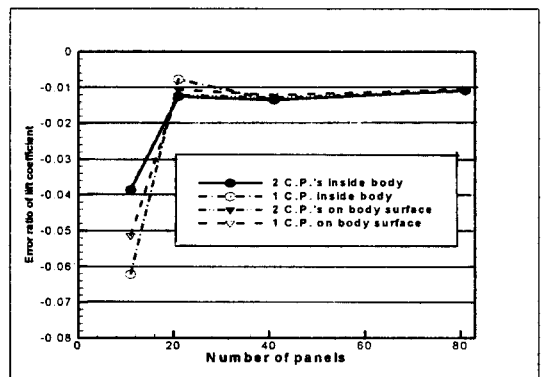


Fig. 12 Error in predicted lift coefficient corresponding to Table 1.

8. 결 언

본 논문의 수치 실험을 통하여 B-스플라인을 기저로한 고차 패널법에서 가장 문제로 되고 있는 계산 시간을 감소시키기 위한 적절한 제어점의 배

Table 1. Convergence test of various control point arrangement models for a Karman-Trefftz section: Exact lift coefficient is $C_L = 1.558$.

N^p	Control point(s) inside body		Control point(s) on body surface	
	2 C.P.'s near L.E. & T.E.	1 C.P.'s near T.E.	2 C.P.'s near L.E. & T.E.	1 C.P.'s near T.E.
	Fig. 4	Fig. 6	Fig. 8	Fig. 10
11	1.478	1.498	1.461	1.498
21	1.541	1.538	1.546	1.539
41	1.539	1.536	1.540	1.537
81	1.542	1.541	1.543	1.540

치법이 다수 확보되었으며, 해결하고자 하는 문제에 따라 적절한 배치법을 선택할 수 있게 되었다. 수치 실험 결과 밝혀진 내용은 다음과 같다.

- 명시적 역학적 Kutta 조건은 모든 경우에 유익한 조건임이 밝혀졌다.

- 날개 뒷날 부근에 최소한 1개의 제어점을 두어야 한다. 제어점은 날개 위 표면에 있거나, 날개 내부에 위치해도 정확한 결과를 준다.

- 패널의 생성 또는 제어점의 위치 결정을 위한 이산화는 매개 변수 공간에서 균일한 간격을 갖도록 분할하여야 한다. 이렇게 분할하면 날개의 앞날 부근에서의 심한 곡률의 변화를 따라갈 수 있도록 패널 크기가 작아지는 잇점이 있다.

- 제어점을 가장 수치적으로 안정되게 추가하는 방법은 패널 하나에 하나씩의 제어점을 놓고, $k-1$ 개의 제어점을 날개 뒷날을 포함하여 날개 앞날 부근 등에 적절히 배치하는 방법이다.

- 계산 정도는 Lee/Kerwin[11]의 최소자승법에 의한 해석과 같은 정도를 보이는 것으로 확인되어, 계산시간의 절약을 위해 좋은 대안임이 확인되었다.

후 기

본 연구는 한국과학재단 특정기초연구과제(KOSEF 97-0200-01-01-3)의 일부로 수행되었습니다. 재단의 지원에 감사를 드립니다.

참 고 문 헌

- [1] Hess, J. L. and Smith, A.M.O., "Calculation of nonlifting potential flow about arbitrary three-dimensional bodies," Journal of Ship Research, Vol 8, No 2, 1964
- [2] Morino, L. and Kuo, C.-C., "Subsonic potential aerodynamic for complex configuration: A general theory," AIAA Journal, Vol 12, No 2, pp. 191-197., 1974
- [3] Lee, J.-T., A Potential based panel method for the analysis of marine propellers in steady flow, Ph.D. Thesis, Department of Ocean Engineering, M.I.T., 1987
- [4] Hoshino, T., "Hydrodynamic Analysis of Propellers in Steady Flow using a Surface Panel Method. In: Proceedings of the Spring Meeting, No. 1-6, The Society of Naval Architects of Japan
- [5] 김영기, 이진태, 이창섭, 서정천, "포텐셜을 기저로한 패널법에 의한 프로펠러의 정상 성능 해석," 대한조선학회 논문집, 제 30권, 제 1호, pp. 73-86, 1993
- [6] Brebbia, C.A., Telles, J.C.F., Wrobel, L.C., Boundary Element Techniques, Springer-Verlag, 1984
- [7] 홍사영, 최학순, "고차경계요소법에 의한 선체주위 유동해석," 대한조선학회 논문집, 제 32권, 제 1호, pp. 42-57, 1995
- [8] 박일룡, 전호환, 김성환, 하동대, "고차경계요소법을 이용한 수중익에 대한 3차원 조파문제 해석," 대한조선학회 논문집, 제 35권, 제 3호, pp. 1-13, 1998
- [9] Hsin, C.-Y., Kerwin, J.E. and Newman, J.N., HIPAN2: A Two-Dimensional Higher-Order Panel Method Based on B-Splines, theory and program documentation. Department of Ocean Engineering, M.I.T., 1993
- [10] Maniar, H.D., A three dimensional higher order panel method based on B-splines, Ph.D. Thesis, Department of Ocean Engineering, M.I.T., 1995
- [11] Lee, C.-S. and Kerwin, J.-E., "A B-Spline Based Higher Order Panel Method," Journal of Ship Research, Accepted for publication
- [12] 조충호, 김건도, 이창섭, "B-스플라인 기저 고차패널법에 의한 2차원 수중익 문제 해석," 대한조선학회 논문집, 제 36권, 제 4호 pp. 9-20

- [13] Piegl, L. and Tiller, W., The NURBS Book, 2nd Ed, Springer., 1996
- [14] Rogers, D.F. and Adams, J.A., Mathematical Elements for Computer Graphics, 2nd Ed, McGraw-Hill., 1989