
 論 文

大韓造船學會論文集
 第28卷 第2號 1991年 10月
 Transactions of the Society of
 Naval Architects of Korea
 Vol.28, No.2, October 1991

표면양력판 이론에 의한 요구 속도 분포를 갖는 2차원 날개 단면의 설계

조규종*, 최 균일**, 김 중독***

Design of 2-Dimensional Blade Section for Prescribed Velocity Distribution by a Vortex Based Panel Method

by

K.J. Cho *, G.I. Choi ** and J.D. Kim***

요 약

포텐셜 유동에서 규정된 속도 분포에 대한 2차원 날개 단면을 설계하는 방법을 제시하며 날개 표면에는 보오텍스를 분포시켰다. 보오텍스 분포를 결정하는데 사용한 경계조건은 날개 표면에서 유체 유동이 유선이라는 것이다. 최종 2차원 요구 단면을 얻기위하여 반복 계산법을 채택하였고 개발된 program으로 설계한 몇가지 수치해를 나타내었다.

Abstract

A design method based on the surface vorticity distribution is developed to generate a two-dimensional blade section for prescribed velocity distribution in potential flow.

The boundary condition used to determine the strength of vorticity distribution requires that the surface of blade section should be a streamline of the resulting flow.

In order to obtain the required final geometry of a two-dimensional blade section, an iterative procedure is used. A computer program is developed and several numerical results are presented.

발표 : 1990년도 대한조선학회 춘계연구발표회 ('90. 4. 15)

접수일자 : 1990년 11월 20일, 재접수일자 : 1991년 6월 22일

* 정희원, 인하대학교 선박해양공학과

** 정희원, 현대선박해양연구소

*** 정희원, 현대정공

1. 서 론

선박용 프로펠러는 선미에서의 복잡한 3차원 불균일 유장속에서 회전하면서 작동되는 장치이기 때문에 프로펠러의 각 단면 반경에서 유체입사각, 캐비테이션 및 효율개선에 중점을 두어 설계하여야 한다. 보통 프로펠러 설계는 계통적인 모형 프로펠러 시험 결과를 토대로하여 날개의 전개면적, 직경 및 피치비 등의 주요 치수를 결정하고 있으며, 계통적 실험 결과는 하나의 정해진 단면 형상의 설계에 적용하기 쉽게 도표화 한 것이다. 이러한 날개의 단면 형상은 이론계산 결과와 병행하여 설계되어 지지만 날개수, 전개면적비 및 피치비 등이 변화하여도 같은 형상이 쓰이고 있는 형편이다. 불균일 유장속에서 작동하는 프로펠러는 각 회전반경 위치에서 유체특성에 맞게 설계되어야 최선이겠지만 3차원 형상에 대한 fairing 문제와 각 회전 위치에서 서로 다른 단면형상이 요구되는 문제가 있다. 따라서 선박용 프로펠러의 날개단면은 여러가지 하중조건 및 입사각에서 캐비테이션 성능이 우수하고 효율이 최대로 될 수 있도록 설계되어야 한다.

현재 선박용 프로펠러 단면으로 널리 쓰이고 있는 것을 예로 들면 Wageningen-B, MAU, NACA 단면등이 있으나, 이 단면들은 개발 당시 선박의 유체역학적 특성을 충분히 고려하여 설계된 것이라고 생각하기 어렵고, 특히 NACA 단면은 주로 비행기 날개 단면으로 쓰이는 것으로서 캐비테이션을 고려해야 하는 선박추진기에 적합한 단면이라고 말하기는 어렵다고 생각된다. 이러한 점을 보완하기 위하여 프로펠러 날개단면형상을 코드화 하여 주어진 압력분포에 적합한 단면이 도출될 수 있도록 하는 노력도 시도되고 있다 [1].

2차원 날개단면에 대한 연구는 Eppler [2]에 의해 계속 발전되어 왔으며, 최근에는 여러 국제기관 및 연구소 등에서 이 방법에 의한 단면

설계 및 연구를 하고 있으나 그 구체적인 연구 결과 및 실험 등은 비 공개리에 진행되고 있는 실정이다. 국내에서도 2차원 날개단면에 대한 연구가 한국 해사기술연구소 팀 [5]에 의해 이루어져 왔으며 이는 기존의 선박용 프로펠러 단면과 Eppler 이론에 의한 설계단면과의 차이를 실험 및 이론적 방법으로 비교하여 좀 더 나은 새로운 단면을 개발하는 것이었다.

새로운 날개단면의 개발을 위한 노력은 기존의 프로펠러의 성능을 개선하고자 하는 욕구에 의해 계속되어 왔으며 최근 이미 지적인 바와 같이 Eppler 이론에 의한 날개단면 개발 방법이 널리 보급 확산되고 있는 중이다. 프로펠러 날개에 관한 연구는 날개단면의 효율을 직접적으로 높이려는 노력보다는 날개에 작동하는 캐비테이션 bucket의 영역을 넓혀서 불균일 반류 중에서 작동하여야 하는 프로펠러 성능을 개선하는 쪽으로 관심이 모여지고 있다. 본 논문에서는 conformal mapping을 이용한 Eppler 이론과는 달리 날개단면 전체에 특이점을 분포하는 표면 양력판 이론을 이용하여 규정된 속도분포나 압력분포를 갖는 2차원 날개단면을 설계하는 방법을 제시하고자 한다.

양력판 이론을 이용한 2차원 날개단면 설계의 장점은 주어진 속도분포와 설계된 날개단면의 형상을 적절히 사용자가 선택할 수 있다는 점이다. 양력판 이론은 사용목적에 따라 여러가지로 구분될 수 있으나 [9], 본 논문에서는 날개단면에 보오텍스를 분포시키는 방법을 사용하였다. 이 방법은 쏘오스 또는 다이폴을 분포시키는 방법에 비해 날개표면에서의 속도분포 크기가 특이점 세기와 같아지기 때문에 특이점 세기분포 대신 원하는 속도로 분포를 대입시킬 수 있으므로 간단하게 수식을 전개할 수 있는 장점이 있다.

2. 문제의 정식화

2.1 유량함수식의 도출

2차원 날개단면의 표면에 특이점을 분포시키고 날개단면에서의 속도분포나 압력분포를 계산하는 과정은 여러 문헌[2,4,5,9]에서 찾아볼 수가 있으며 계산 결과 또한 우수한 것으로 알려져 있다. 날개단면의 해석은 날개의 기하학적 형상이 주어진 상태에서 특이점 세기를 구하고 이로부터 압력 및 힘 등을 구하는 것이며 반면에 날개단면의 설계는 초기에 가정된 날개 단면으로부터 주어진 속도분포나 특이점 세기에 해당되는 날개단면을 구하는 것이라 할 수 있다. 특히 날개단면의 설계는 초기 가정 날개 단면으로부터 주어진 요구 사항에 맞는 날개 단면으로 형상 자체가 수렴되어져야 하기 때문에 단순히 해석쪽에서 사용한 방법의 역순으로 처리해서는 쉽게 원하는 날개단면을 얻을수는 없다.

폐쇄된 2차원 날개단면을 지나는 이상 유체의 정상유동을 가정할때 순환을 갖는 단면의 유동을 가장 간단하게 표시하는 방법은 단면위에 보오텍스를 분포시키는 유량함수일 것이다 [3]. \vec{U}_∞ 를 받음각 α 로 유입되는 유동속도벡터, ϕ 를 교란 유량함수, \vec{r} 를 위치 벡터, \vec{k} 를 z방향 성분 단위벡터로 표기하면 전체 유량함수(ψ)는 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\psi = (\vec{U}_\infty \times \vec{r}) \cdot \vec{k} + \phi \quad (2.1)$$

따라서 비점성, 비압축성 유체중에 놓여 있는 2차원 날개표면에 보오텍스를 분포시키고 유입 유동속도의 크기 $|\vec{U}_\infty|$ 를 1로 가정하면 유량함수식(2.1)은 아래와 같은 수식으로 나타낼 수 있다. 즉,

$$\psi = y \cos \alpha - x \sin \alpha - \frac{1}{2\pi} \int_s \gamma(q) \ln R(p:q) ds \quad (2.2)$$

Fig. 1에서 보오텍스의 부호는 반시계 방향이 양의 값을 갖도록 정의하였다.

상기 수식을 풀기 위하여 Fig. 2와 같이 2차원 날개표면을 N개의 요소로 분할하고 분할된 요소에서의 보오텍스 세기를 일정한 값 γ 로 주어졌다고 가정하면 식(2.2)는 다음과 같이

대체될 수 있다.

$$\psi_i + \sum_{j=1}^N K_{ij} \gamma_j = y_i \cos \alpha - x_i \sin \alpha \quad (2.3)$$

(i = 1, 2, 3, ..., N)

단

$$K_{ij} = \frac{1}{2\pi} \int_{c_j} \ln R(p_i:q) ds$$

날개표면이 유선이 되기 위해서는 각 요소에서의 유량함수값이 같아야 한다.

즉,

$$\psi_1 = \psi_2 = \dots = \psi_N = \psi \quad (2.4)$$

2.2 Kutta 조건

Kutta 조건은 수학적으로 날개 뒷날에서 속도가 유한하다는 식에 의해 표현되지만 실제적 의미에서는 뒷날 근처의 유동변화가 매끈하여야 한다는 것이다. 따라서 Kutta 조건을 수치적으로 적용할때는 아래와 같은 방법을 사용할 수 있다[7].

- (1) 유선은 날개 뒷날각을 이등분하는 곳을 흘러 나간다.
- (2) 날개 뒷날 근처에서 익표면 아래위 같은 거리만큼 떨어진 곳에서의 유체의 속도는 동일하다.

본 논문에서는 날개뒷날에서의 Kutta 조건을 만족시키기 위하여 (1)의 명시적 Kutta 조

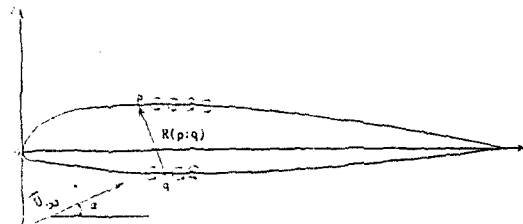


Fig. 1 Vortex Representation of a Blade Section

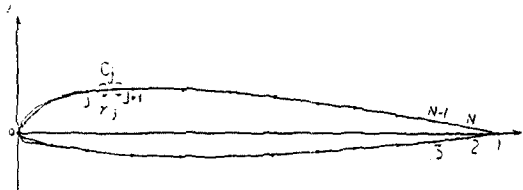


Fig. 2 Blade Approximation by Polygon

건을 사용하였다. 즉 날개 뒷날로 부터 아주 미세한 거리에 위치한 점(tp)에서 유량함수식을 구하는 것이다. 이것을 수식으로 표현하면 아래와 같이 된다.

$$\Psi = y_{t,p} \cos \alpha - x_{t,p} \sin \alpha + \sum_{j=1}^N K_{t,p,j} \gamma_j \quad (2.5)$$

결국 2차원 날개 단면에서 Kutta 조건을 만족시키기 위해서는 날개 뒷날에서 한개의 방정식을 추가시키는 것이 된다.

3. 수치해석 방법

날개 단면의 형상을 정확하게 나타내려면 수식에 의해 표현하는 것이 가장 바람직하지만 현실적으로 많은 어려움이 있어서 Fig. 2에 보인 것과 같이 날개의 형상을 N개의 다각형으로 가정하고 각 요소 절점의 결정에는 익형상 날개 분할법으로 많이 쓰이고 있는 cosine 분할법을 사용하였다. 각 요소에서의 절점의 x_i 좌표는 다음과 같이 표시한다.

$$x_i = \frac{C}{2} \left\{ 1 + \cos \frac{2\pi(j-1)}{N} \right\} \quad (3.1)$$

($j = 1, 2, 3, \dots, N$)

이곳에서 C는 코오드의 길이이고 N은 날개 표면의 분할갯수이다. 날개상하면에서의 좌표는 평균선에 수직인 방향으로 단면의 두께 분포를 1/2씩 가감하여 정의하며 각 절점의 번호는 날개 뒷날에서 시작해서 시계방향으로 회전하도록 일련 번호를 부여하고 j번째 요소는 절점 j와 j+1 사이에 위치한 요소를 의미한다.

한편 식(2.3)과 (2.4)는 다음과 같이 쓸 수 있다.

$$\Psi = y_i \cos \alpha - x_i \sin \alpha - \sum_{j=1}^N K_{i,j} \gamma_j \quad (3.2)$$

$$\Psi = y_{t,p} \cos \alpha - x_{t,p} \sin \alpha - \sum_{j=1}^N K_{t,p,j} \gamma_j \quad (3.3)$$

여기서 (x_i, y_i) 는 각 절점 사이의 중앙 좌표이다.

상기의 식을 살펴보면, 날개단면을 해석하는 경우에는 날개단면 형상이 이미 주어져 있는

상태고 x_i, y_i 의 위치 좌표와 영향계수($K_{i,j}$)는 계산될 수 있으므로 나머지 얻고자 하는 γ_j 는 연립방정식 해로서 구할 수 있으나, 날개단면을 설계하는 때에는 γ_j 를 주어진 값으로 하고 날개단면 형상을 만들어내야 하므로 자연히 반복계산이 필요하게 된다. 영향계수($K_{i,j}$)는 바로 앞 단계의 날개 형상에서 구할 수 있다 해도 x_i, y_i 좌표를 동시에 얻어야 하는 문제가 생기게 된다. 그러나 수치계산에서 x_i 좌표의 값들이 항상 일정하다고 가정하면 y_i 의 좌표는 쉽게 구할 수 있게 된다. 따라서 식(3.2)와 식(3.3)을 연립하여 y_i 의 좌표에 관하여 정리하면 다음과 같은 식을 얻게 된다.

$$y_i = y_{t,p} - \left\{ (x_{t,p} - x_i) \sin \alpha + \sum_{j=1}^N (K_{i,j} - K_{t,p,j}) \gamma_j \right\} / \cos \alpha \quad (3.4)$$

이미 지정한 바와 같이 주어진 조건에 합당한 날개단면 형상을 구하기 위해서는 많은 회수의 반복 수정 계산이 요구되기 때문에 식(3.4)는 다음과 같이 반복될 수 있는 수식으로 수정되어야 한다. 설계 과정을 n번 반복한다고 가정하면 식(3.4)는 다음과 같이 수정될 수 있다.

$$y_i^{(n)} = y_{t,p} - \left\{ (x_{t,p} - x_i) \sin \alpha + \sum_{j=1}^N (K_{i,j}^{(n-1)} - K_{t,p,j}^{(n-1)}) \gamma_j \right\} / \cos \alpha \quad (3.5)$$

($i=1, 2, 3, \dots, N$)

여기에서

$$K_{i,i} = \frac{1}{2\pi} \int_{c_j} \ln R(p_i : q) ds$$

$$K_{t,p,i} = \frac{1}{2\pi} \int_{c_j} \ln R(p_{t,p} : q) ds$$

$K_{i,j}$ 는 이미 설명한 바와 같이 영향계수이며 γ_j 는 보오텍스 세기이다. 날개단면 형상은 결국 각 단계에서 영향계수의 값 변동에 따라 변화됨을 보여주고 있으며 x_i 좌표는 매 반복계산시 같은 값 즉 같은 위치에 놓이게 된다. 최

중 단면 형상은 앞단계 ($n-1$)에서 계산된 $y_i^{(n-1)}$ 와 현재 $y_i^{(n)}$ 이 주어진 오차내에 수렴할 때 얻어지며 수치 발산을 예방하기 위하여는 각 단계마다 날개 자체 형상 변화에 대한 주의가 필요하다.

초기 가정 날개 단면으로부터 규정된 속도 분포에 대한 2차원 날개단면을 설계하고자 할 때에는 식(3.5)의 방법에 따라 계산하며 이와 동시에 식(3.2)와 식(3.3)을 이용하여 날개단면에 대한 성능해석을 수행하였다.

일반적으로 수중익은 받음각(α)이 15° 이내에서 작동되도록 되어 있으므로 설계 및 해석상에는 큰 문제가 없으나 받음각이 과도하게 큰 경우에는 급격한 y 좌표의 변경으로 수치해가 발산할 우려가 있다.

초기에 가정된 날개단면으로 부터 식(3.5)에 따라 반복 계산으로 일정한 x_i 좌표에 따라 y_i 좌표를 계산하고 새로 생성되는 날개단면의 각 절점에서의 좌표들은 내삽법을 이용하여 구하였으며 각 단계마다 날개단면의 특성을 계산할 수 있도록 구성되어 있다. 위의 방법이 하나의 유일한 해로 수렴되는 것은 각 반복계산시마다 새로 얻어지는 영향계수 K_{ij} 의 값 변화에 달려 있다고 할 수 있다. 각 요소에서의 영향계수는 단면의 형상과 요소의 분할갯수에 의해 좌우되고 그 크기들은 일반적으로 작음값이지만 자기 자신의 영향계수 즉 매트릭스에서의 대각선항에서 가장 큰 값을 갖게 된다. 그리고 자기 자신의 영향계수는 분할요소들의 길이에 대한 함수로써 표현된다.

설계 과정에서 주의할 것은 요소 분할시 요소의 길이가 각 설계 단계에서 크게 변화가 없도록 하여야 총합된 영향계수 자체가 서서히 변화해 가면서 최종 수렴에 이르기까지 순조롭게 수행될 수 있다. 영향계수 K_{ij} 를 수치적 또는 수식으로 구하는 방법은 여러가지가 있겠으나 문헌[10]에 최종적으로 유도되어 있는 수식을 적용하였다.

날개단면 설계에 사용되고 있는 계산과정을

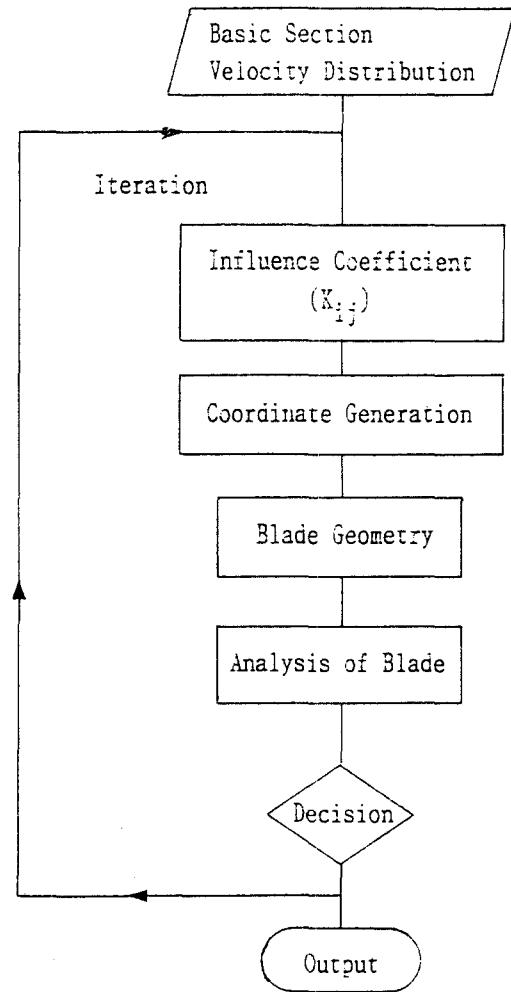


Fig. 3 Flow Chart of Blade Section Design

총괄적으로 Fig. 3에 표시한다.

4. 수치 계산에 및 결과 해석

원하는 속도 분포를 갖는 2차원 단면을 설계하기 위해서는 날개단면에 대한 정확한 속도 분포를 알아야 하지만, 본 예제 계산에서는 편의상 NACA 65010에 대한 날개 표면상에서의 속도 분포를 문헌[4]에 의한 방법을 사용하여 수치적으로 구한값을 이용하였으며 이때 받음각은 4 deg. 라 가정하였다. 날개를 설계하는데 있어서 초기 가정 단면이 차이가 있다 하더라도 주어진 속도 분포를 갖는 단면은 유일할 것

이므로 이곳에서 여러가지 초기 단면을 선택하여 실험하여 보았다. 예제계산에서 쓰여진 초기 가정 단면은 6종류로 각각 다음과 같다. 즉 NACA 63206, NACA 64008, NACA 0008, NACA 0012, NACA 66015, NACA 63618 이다.

초기 가정단면 NACA 63206과 NACA 64008은 캠버가 있고 NACA 65010 요구단면보다 날개 두께가 각각 0.6배, 0.8배인 날개형상을 갖고 있다. 최종 형상을 구하기 위하여 약 50회 정도의 반복계산을 수행하였다. 압력계수 곡선이 날개 앞날 부근에서 미세한 차이를 보이고 있으나 실제적으로 날개 앞날 형상에는 차이가 거의 없음을 관찰할 수 있었다. NACA63206에 대한 날개 표면에서의 압력계수곡선 및 날개형상이 Fig. 4에 비교되어 있다.

초기 가정단면 NACA 0008과 NACA 0012는 캠버는 없고 단지 날개두께만 요구단면 보

다 각각 0.8배, 1.2배인 단면들이다. 캠버가 없는 날개단면을 초기 가정단면으로 하여도 쉽게 요구단면으로 수렴되어 가고 있음을 관찰할 수 있었으며 이때도 반복계산은 50회 정도 수행시켰다. NACA 0012를 초기 가정단면으로 했을 때 결과치가 Fig. 5에 표시되어 있다.

초기 가정단면 NACA 66015와 NACA 63618은 캠버가 있고 날개두께가 비교적 큰 단면으로 요구단면에 비해 각각 1.5배, 1.8배다. 두께가 상대적으로 큰 단면 일지라도 쉽게 요구단면으로 수렴되었으며 이때도 반복 계산 횟수는 50회로 하였다. NACA 63618에 대한 계산결과가 Fig. 6에 나타내져 있다.

전체적으로 볼때, 캠버 및 두께 분포가 서로 다른 초기 가정단면으로 시작하여 최종 요구단면으로 수렴하기 까지는 약 30회 정도의 반복 계산이 필요하다. 날개 앞날 근처에서 압력계수 곡선이 아주 적은 차이를 보이고 있으나

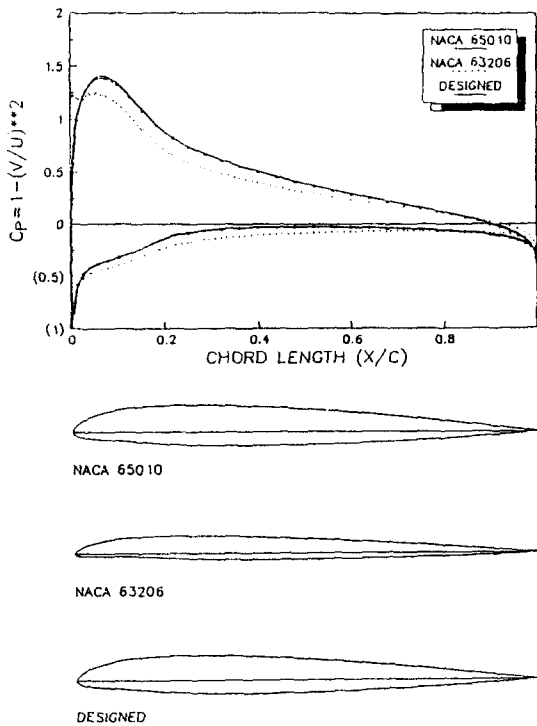


Fig. 4 Design of an Arbitrary Blade Starting from NACA 63206

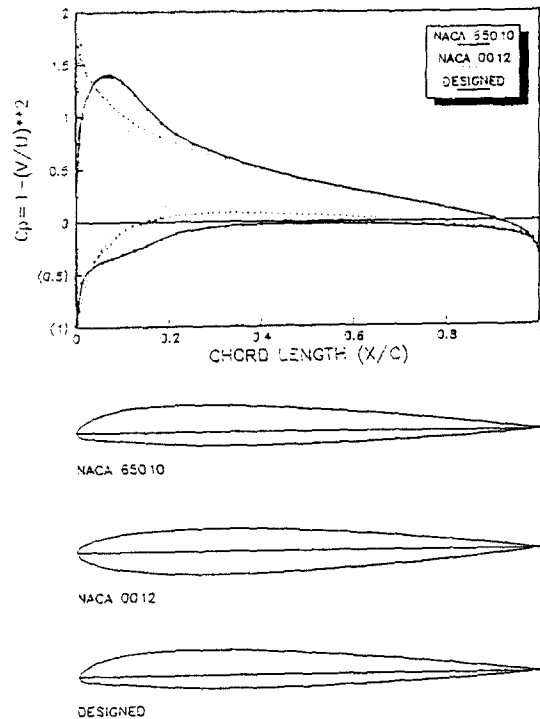


Fig. 5 Design of an Arbitrary Blade Starting from NACA 0012 Blade

이는 무시될 수 있는 양으로서 실제적으로 날개 형상에는 거의 차이가 없음을 관찰할 수가 있었다.

날개단면 설계를 성공적으로 수행하기 위해서는 적절한 내삽법 선택이 중요한데 본 계산에서는 여러가지 방법중에서 날개의 x방향 길이를 독립 변수로 하고 이에 따른 각 절점에서의 y좌표는 포물선형 내삽법[14]에 의해 구하는 식의 방법을 사용하였다.

수치 계산을 수행함에 있어서 처음 4~6회까지는 아주 빠르게 수렴되어 가지만 그 이후부터는 수렴율이 작아져 아주 서서히 진행되고

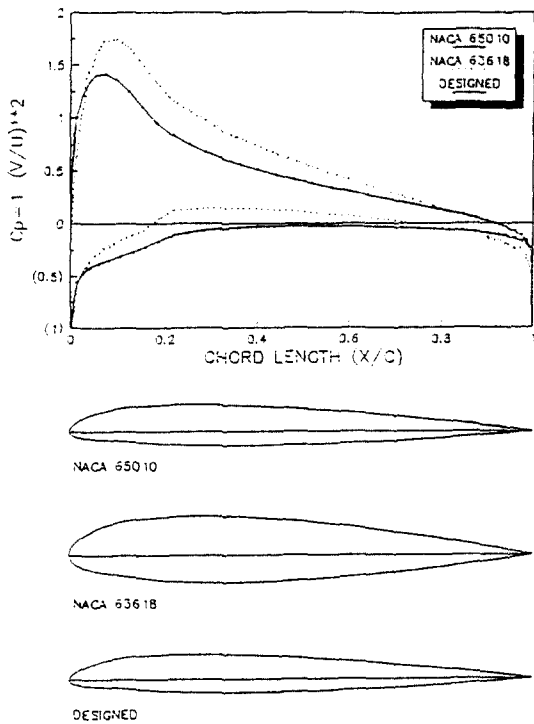


Fig. 6 Design of an Arbitrary Blade Starting from NACA 63618 Blade

있음을 관찰할 수가 있었다. 날개 앞날로부터 6.4% 떨어진 곳에서의 y_i⁽ⁿ⁾값의 수렴과정을 Fig. 7에 표시한다. 최종 요구 단면을 구할때까지의 반복 계산 회수는 계산 시간에 크게 좌우되지만 예제 계산에 보인 것 같이 분할 개수

를 N=80으로 하고 IBM PC에서 수행하여도 계산량이 많지 않기 때문에 반복 회수에는 큰 제한을 두지 않아도 지장이 없었다.

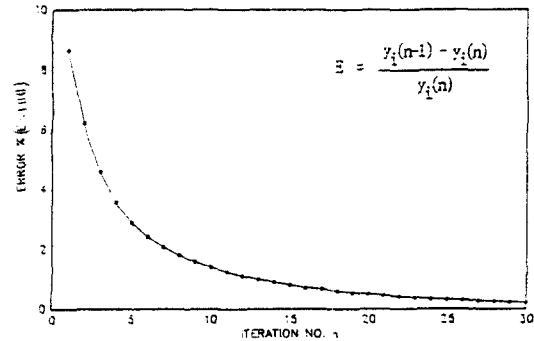


Fig. 7 Convergence Rate at x/C=0.064

5. 결 론

2차원 날개단면 설계에 대한 연구를 통해서 다음과 같은 결론을 얻을 수 있었다.

- 1) 일반적으로 30회 이내의 반복계산으로 주어진 속도분포에 맞는 요구단면을 구할 수 있게 되었다.
- 2) 초기 가정단면으로 임의의 날개단면 사용이 가능하나 캠버비 보다는 두께비가 수렴율에 미치는 영향이 크다는 것을 알 수 있었다.
- 3) 본 논문의 계산방법으로 채택한 보오텍스 분포 방법이 다른 특이점 분포보다 간단하게 수식을 전개할 수 있음을 알 수 있었다.

References

[1] Sato, K., "A method to design propellers with prescribed pressure distribution on blade surface", 일본 조선학회 논문집 제 161호, 1987.
 [2] Eppler, R. and Shen, Y., "Wing sections for hydrofoils—part 1: symmetrical pro-

- files", *Journal of Ship Research*, Vol.23, No.3, Sept. 1979
- [3] Uhlman, J.S., "The surface singularity method applied to partially cavitating hydrofoils", *Journal of Ship Research*, Vol. 31, No.2, June. 1987.
- [4] 조규종, 최균일, 김상룡, "표면 양력판 이론에 의한 2차원 날개 단면 해석", 대한조선학회 1988년도 추계 연구 발표회, 1988
- [5] 이진태, 이창섭, 김문찬, 안종우, 김호충, "새로운 단면을 이용한 고효율 프로펠러 설계법", 대한조선학회지, 제 26권, 제 3호, 1989.
- [6] Dutt, H.N.V. and Sreekanth, A.K., "Design of aerofoils for prescribed pressure distribution in viscous incompressible flows", *Aeronautical Quarterly*, Feb. 1980.
- [7] Hess, J.L., "The problem of three-dimensional lifting potential flow and its solution by means of surface singularity distribution", *Computer Method in Applied Mechanics and Engineering*, 1974.
- [8] Karamcheti, "Principles of ideal-fluid aerodynamics", John Wiley and Sons, Inc. 1966.
- [9] Moran, J., "An introduction to theoretical and computational aerodynamics", John Wiley and Sons, Inc. 1984.
- [10] Beskos, D.E., "Boundary element methods in mechanics", Volume 3 in Computational Methods in Mechanics, Elsevier Science Publishers B.V., 1987.
- [11] Eppler, R. and Shen, Y., "Wing section for hydrofoils-part 1 : nonsymmetrical profiles", *Journal of Ship Research*, Vol.25, No.3, Sept. 1981.
- [12] Izumida, Y., Tamiya, S., Kato, H., "Viscous effects on the characteristics of 2-dimensional hydrofoils", 일본 조선학회 논문집, 제 146호, 1979.
- [13] Abott, H. and von Doenhoff, A.E., "Theory of wing sections", Dover Publication, New York, 1959.
- [14] 15th ITTC. "Report of Performance Committee", Proceed, 15th ITTC, Part 1, 1978.