

## 표면 유선에 정렬된 날개 단면을 이용한 프로펠러 형상 설계

김유철\*, 김태완\*, 서정천†\*

서울대학교 조선해양공학과\*

### Design of Propeller Geometry Using Blade Sections Adapted to Surface Streamlines

Yoo-Chul Kim\*, Tae-Wan Kim\* and Jung-Chun Suh†\*

Department of Naval Architecture and Ocean Engineering, Seoul National University\*

#### Abstract

In this paper, we suggest a design concept of defining the propeller geometry by stacking up the blade sections aligned with propeller surface streamlines. Numerical and experimental propeller open water(P.O.W.) characteristics of a newly designed propeller are presented. The surface streamlines for a propeller are obtained by using the panel method. Redefinition of the blade sections aligned with the streamlines is provided together with B-spline modeling, by which we manufacture model propellers. We carried out the P.O.W. tests in a towing tank in order to show the effect of the present method on P.O.W. characteristics.

※Keywords: Propeller design(프로펠러 설계), Propeller geometry(프로펠러 형상), Propeller open water test(프로펠러 단독시험), Propeller streamline(프로펠러 유선)

#### 1. 서론

일반적으로 프로펠러의 형상은 실린더 곡면상에 날개 단면을 쌓아 정의한다(Carlton 1994). 즉, 실린더 곡면상에 날개 단면을 정의할 피치 나선

(pitch helix)을 정의하고, 피치 나선을 따라 정의된 나선 좌표계(helical coordinates) 상에 날개 단면을 정의한 다음, 이를 직교 좌표계(Cartesian coordinates)로 사상(mapping)하여 표현한다. 결국 2 차원 날개 단면이 실린더 곡면상에 놓여진 형태로 프로펠러의 형상을 정의한다(Fig. 1). 하지만 실제 작동 상태에서 프로펠러의 앞날에서 갈라진 유선은 그 날개 단면을 따라서 흐르지 않는다

접수일: 2006년 3월 26일, 승인일: 2006년 6월 14일

†교신저자: jungsuh@plaza.snu.ac.kr, 02-880-7341

(Fig. 2). 즉, 유선의 형태가 실린더 곡면과 일치하지 않게 되어서 유동이 날개 단면이 아닌 다른 단면을 따라 흐르게 된다. 이는 이른 유동 박리를 발생시킬 가능성이 있으며, 항력의 증가를 가져올 수 있다. 따라서 날개 단면을 유선이 형성되는 방향을 따라 놓으면 유동의 흐름이 날개 단면에 더 유사하게 흐르게 되고, 이는 유동의 흐름을 향상시켜 프로펠러의 효율 향상을 가져올 것으로 기대된다.

본 논문에서는 비점성 해석 방법인 패널 방법(김

영기 등 1993, 김광 등 1999)을 이용하여 프로펠러의 유선을 구하고, 계산된 유선을 따라 날개 단면을 재배치 한 후의 성능 변화를 패널 방법과 실험을 통하여 확인한다.

## 2. 개요

유선을 따라 날개 단면을 정의하는 방법은 다음의 과정을 거친다. 우선 대상 프로펠러를 선정하고, 비점성 프로펠러 해석 코드인 패널 방법(Pyo 1995)을 이용하여 프로펠러 표면에서의 유선을 계산한다. 이렇게 계산된 유선을 이용하여, 이를 따라가면서 2 차원 날개 단면을 생성한다. 결국, 유선의 개수만큼 프로펠러의 날개 단면이 생성되고, 기존 프로펠러의 윤곽선을 유지하기 위하여 날개 끝 단면과 허브 단면은 그대로 사용하여 변형된 프로펠러의 형상을 정의한다.

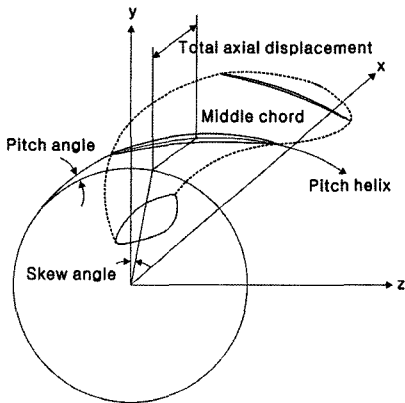


Fig. 1 Overall quantities of a propeller

- 단계 1. 프로펠러 선정
- 단계 2. 패널 방법을 이용한 유선 계산
- 단계 3. 유선 정보를 이용한 프로펠러 날개 단면 변형
  - 단계 3.1. 3 차 베지어 곡선으로 유선 근사화
  - 단계 3.2. 유선 곡면 정의
  - 단계 3.3. 유선 곡면상에 2 차원 날개 단면 정의
  - 단계 3.4. 프로펠러 좌표계로 사상

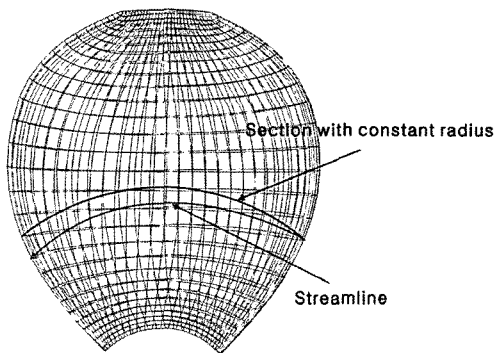


Fig. 2 Difference between blade section and streamline

## 3. 유선의 정의

프로펠러의 유선 정보는 패널 방법의 계산 결과를 이용하여 구한다. 계산 조건은 단독 상태인 단일 유입류 상태로 정상 상태를 적용한다. 전진비는 설계 전진비를 사용한다. 패널 방법을 사용하면, 각 패널 표면에서의 접선 속도 벡터를 계산할 수 있고, 이 속도 벡터를 사용하여 보간된 유선을 구해낼 수 있다.

프로펠러 앞날(leading edge)에서 갈라진 유선은 각각 압력면과 흡입면을 따라서 이동한다. 이때, 압력면과 흡입면을 따라 흐르는 유선의 형태가 일치하지 않는다. 즉, 같은 위치의 앞날에서 출

발한 유선이 뒷날(trailing edge)을 빠져 나갈 때, 다른 위치를 지나게 된다. 이렇게 다른 경로를 갖는 두 개의 유선을 포함한 날개 단면을 정의하는 것은 불가능하다. 따라서 본 논문에서는 갈라진 두 개의 유선의 평균값(평균 유선)을 이용하여 날개 단면을 정의하는 방법을 사용한다. 계산된 유선은 직교 좌표계 상에서 점으로 표시된다. 즉, 유선은 압력면과 흡입면에서 각각  $n$  개,  $m$  개의 점으로 표현된다. 유선의 변화가 심하지 않다는 가정으로 각각의 유선을 베지어 3 차 곡선(Farin and Hansford 2000)으로 근사화한다. 유선의 변화가 심할 경우, 3 차 이상의 곡선으로 근사화하는 것이 가능하지만, 이런 경우 유선을 따라 단면을 정의하여 생성된 프로펠러의 표면이 너무 불규칙해지는 결과를 가져올 수 있으며, 이는 바람직하지 못하다. 유선을 나타내는 점 데이터는 3 차원 좌표이지만, 유선을 근사화하는데 의미가 없다. 따라서 프로펠러 회전축에 수직인  $y$  좌표와  $z$  좌표만을 사용한다. 이렇게 압력면과 흡입면의 유선을 각각 3 차 베지어 곡선으로 표현할 수 있다. 압력면의 유선과 흡입면의 유선이 모두 베지어 곡선으로 표현되기 때문에 각 곡선에서 같은 매개변수에 해당하는 곡선상의 점을 계산할 수 있고, 이 두 점의 중간점을 평균유선을 정의하기 위한 점으로 하고 다음 식으로 표현할 수 있다. 여기서  $t$  는 베지어 곡선의 변수이다.

$$\mathbf{p}_{ave} = \{\mathbf{x}_{pressure}(t) + \mathbf{x}_{suction}(t)\} / 2$$

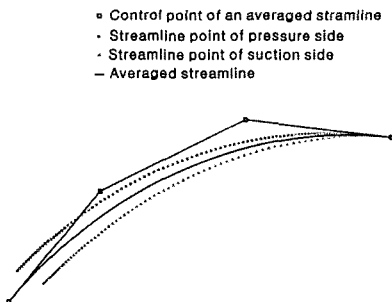


Fig. 3 Averaged streamline defined by bezier curve

본 논문에서는  $\mathbf{p}_{ave}$  를 101 개 샘플링하여 평균 유선을 구성한다. 이렇게 샘플링한 점 데이터를 베지어 곡선 근사 방법을 이용하여 표현한다. Fig. 3 은 압력면과 흡입면의 유선을 이용하여 새롭게 정의한 평균유선의 예이다.

#### 4. 유선에 따른 날개 단면 재배치

평균유선이 정의되었기 때문에 이를 따라 날개 단면을 정의하기 위하여 평균유선을 포함하는 곡면(유선 곡면)을 정의할 필요가 있다. 유선의 근사화 과정에서는 수직( $y$ )과 수평( $z$ ) 좌표만이 사용되었다. 베지어 3 차 곡면으로 표현되는, 유선을 포함한 곡면을 정의하기 위해서는 나머지 축방향( $x$ ) 좌표를 결정해야 한다. 축방향 좌표를 결정하기 위해서, 생성되는 유선 곡면이 프로펠러 날개 단면이 차지하는 면적을 모두 포함할 수 있도록 하는 조건을 만족해야 한다. 유선 곡면은 유선을 축방향으로 압출(extrusion)하여 정의한다(Fig. 4). 따라서 프로펠러 날개 단면을 모두 포함할 수 있도록 하는 최대  $x$  좌표( $x_1$ )와 최소  $x$  좌표( $x_4$ )를 결정한 후에 그 사이의 거리를 3 등분하여 중간의 2 개  $x$  좌표( $x_2, x_3$ )를 계산할 수 있다. 이렇게 16 개의 제어점을 모두 계산할 수 있다. 식(1)은 16 개의 베지어 제어점으로 표현되는 베지어 곡면으로 나타낸다.

$$\mathbf{x}(u, v) = \begin{bmatrix} B_0^3(u) & \cdots & B_3^3(u) \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ B_0^3(v) & \cdots & B_3^3(v) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{b}_{0,0} & \cdots & \mathbf{b}_{0,3} \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ \mathbf{b}_{3,0} & \cdots & \mathbf{b}_{3,3} \end{bmatrix} \quad (1)$$

정의된 유선 곡면 위에 NACA 단면(Abbott and Doenhoff 1959)을 정의하는 방법은 다음과 같다. 첫째, 유선 곡면 상에서 앞날과 뒷날을 찾는다. 둘째, 유선 곡면을 평면으로 전개한 후, 그 위에 코오드 선을 정의한다. 셋째, 코오드 선 위에 날개 단면을 정의한다. 마지막으로 전개 평면을 원래 유선 곡면으로 사상한다. 다음 그림은 유선 곡면 상에 날개 단면을 정의하는 개념도이다.

날개 단면은 먼저 코오드 선을 정의한 후에 평

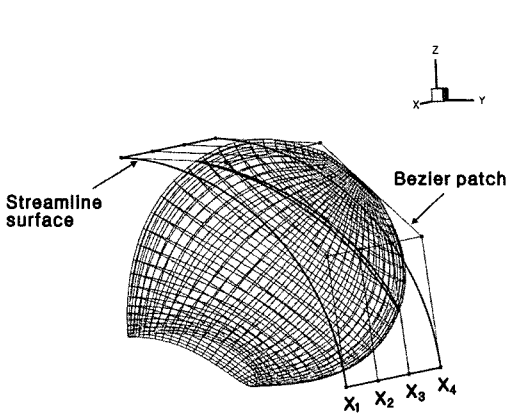


Fig. 4 Definition of streamline surface

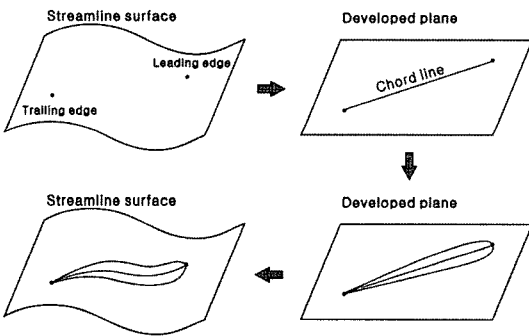


Fig. 5 Definition of NACA section on streamline surface

곡선분포(meanline distribution), 두께분포(thickness distribution), 캠버(camber), 최대 두께(maximum thickness) 정보를 이용하여 정의한다. 일반적으로 프로펠러 날개 단면은 각 반경에 따른 원형 실린더를 전개한 평면 위에 정의된다. 코오드 선은 가장 짧은 거리가 되도록, 전개된 평면 위의 앞날에 해당하는 점과 뒷날에 해당하는 점을 직선으로 연결하여 정의한다. 이와 같은 방법으로 유선 곡면 위에 코오드 선을 정의할 수 있다. 유선 곡면은 원형 실린더와 달리 해석적으로 전개하는 것이 어렵다. 하지만 유선 곡면이 유선을 축방향으로 압출하여 정의한 곡면이기 때문에 유선의 호의 길이를 수치적으로 계산하면 평면으로 전개

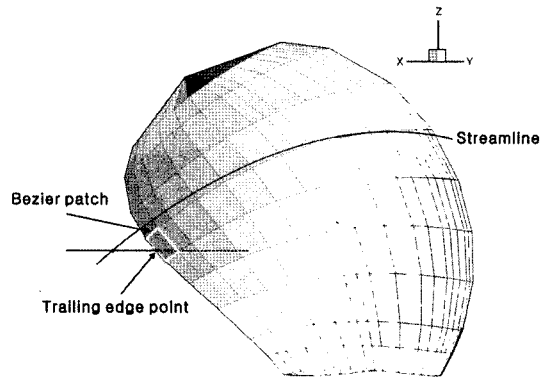


Fig. 6 Calculation of a point on the streamline corresponding to trailing edge

하는 것이 가능하다. 전개된 평면의 좌표계는 유선의 길이( $s$ )와 축방향( $x$ ) 좌표가 된다. 유선의 길이  $s$ 는 다음 식으로 나타낼 수 있다.

$$s = \int_i \|\dot{\mathbf{x}}(t)\| dt$$

날개의 앞날과 뒷날 점을 전개 평면상에서 찾아서 그 두 점을 직선으로 연결하면 전개 평면상에서 코오드 선을 정의할 수 있다. 이 과정을 위해서 우선 앞날과 뒷날 점을 전개 평면상에서 찾는 것이 필요하다. 이는 유선상의 한 점을 지나고  $y, z$  좌표가 일정한 직선과 프로펠러 곡면이 만나는 점을 계산함으로써 구할 수 있다(Fig. 6).

결국, 직선과 베지어 곡면이 만나는 점을 계산하는 과정이 필요하다(Hoschek and Lasser 1993). 위의 계산 과정을 거치면, 앞날과 뒷날에 해당하는 유선상의 매개변수와 축방향 좌표를 얻을 수 있다. Fig. 7은 전개 평면의 좌표계와 정의된 코오드 선을 보인다.

기존의 프로펠러 날개 단면 정의 방법에서는 코오드 선 상의 점들이 모두 일정 반경을 갖고 있기 때문에 날개 단면을 정의할 때, 그 반경에 따른 캠버와 최대 두께를 정할 수 있다. 하지만 유선을 따라 날개 단면을 정의하는 방법에서는 코오드 선 상의 점들이 일정 반경을 갖는 실린더 곡면 상에 위치하지 않는다. 따라서 캠버와 최대 두께를

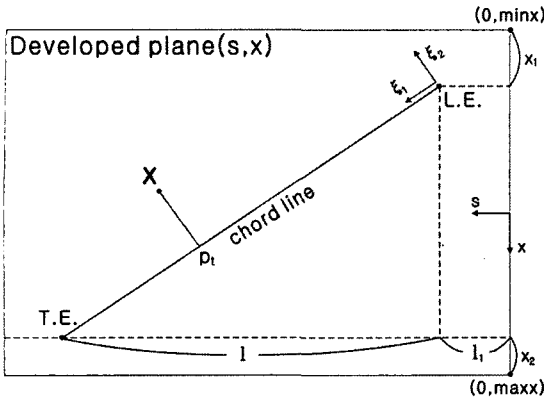


Fig. 7 Chord line on the developed plane

결정하기 위한 대표 반경을 정하는 것이 필요하다.

본 논문에서는  $a=0.8$  평균선분포(Abbott and Doenhoff 1959)와 NACA66(mod.) 두께분포를 갖는 날개가 코오드의 50%에서 캠버그를, 45%에서 최대 두께값을 갖는 것을 이용한다. 즉, 캠버를 결정하기 위한 대표 반경은 50% 코오드의 위치 벡터가 갖는 반경을, 최대 두께를 결정하기 위한 대표 반경은 45% 코오드의 위치 벡터가 갖는 반경을 사용한다. 이와 같이 정의된 대표 반경을 이용하여 정의할 날개 단면의 최대 두께와 캠버를 스플라인(윤병로 등 1985, 신현경과 박규원 1991) 보간을 사용하여 계산할 수 있다. 한 개의 유선에 대하여 최대 두께와 캠버가 정의되었기 때문에 Fig. 7에 보인 좌표계에서 코오드 선 상에 날개 단면을 정의할 수 있다. 다음은 전개 평면상에서 날개 단면상의 점  $\mathbf{x}$ 를 정의하는 식이다. 여기서  $E_C$ 와  $E_T$ 는 각각 평균선과 두께를 나타내며,  $t$ 는 앞날(L.E.)에서  $\mathbf{p}_t$ 까지 거리의 코오드 길이에 대한 비율을 나타낸다.

$$L.E. = (l_1, \min x + x_1),$$

$$T.E. = (l_1 + l, \max x - x_2),$$

$$\xi_1 = (v_1, v_2) = (l, \max x - \min x - x_1 - x_2) / \text{chord length},$$

$$\xi_2 = (v_2, -v_1),$$

$$\mathbf{p}_t = (1-t)(L.E.) + t(T.E.)$$

$$\mathbf{x} = \mathbf{p}_t + \xi_2(E_C \pm E_T).$$

이와 같은 방법으로 전개 평면상에 날개 단면을

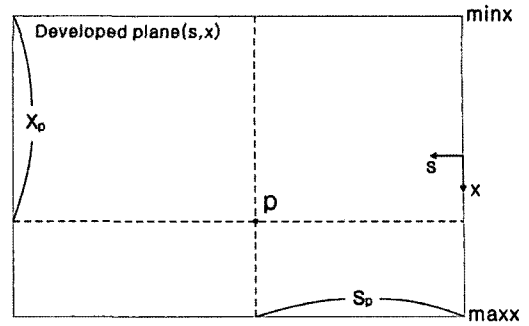


Fig. 8 A point on the developed plane

나타낼 수 있다. 마지막으로 이렇게 정의된 날개 단면 데이터를 유선 곡면상으로 사상하는 과정이 필요하다. 이는 전개 평면을 정의할 때의 반대 과정이다. 즉, 전개 평면상의 날개 단면은 유선의 길이와 축방향 좌표로 표현되어 있기 때문에 이 좌표들을 이용하여 유선 곡면상의 매개변수  $(u, v)$ 를 역으로 계산해 낼 수 있다. Fig. 8과 같이 전개 평면상의 점  $\mathbf{p}$ 가 있을 때, 이에 대응하는 유선 곡면에서의  $u, v$ 는 다음 식으로 계산할 수 있다.

$$\int_0^u \|\dot{\mathbf{x}}(u)\| du = s_p,$$

$$v = \frac{x_p}{\max x - \min x}.$$

여기서  $\mathbf{x}(u)$ 는 유선을 나타내는 베지어 곡선 식이며, 첫번째 식은 수치적으로 계산하며, 두번째 식은 해석적으로 계산 가능하다.

이와 같이 계산된 매개변수  $u, v$ 를 베지어 곡면식 (1)에 대입하면 유선 곡면상에 정의된 날개 단면의 직교 좌표를 계산할 수 있다. Fig. 9는 유선을 따라 새롭게 정의된 날개 단면을 가지는 DTNSRDC 4382(Kerwin and Lee 1978) 프로펠러의 예이다.

### 5. 반복 계산

유선의 정보를 이용하여 프로펠러의 단면 형상을 재정의 하게 되면, 이로 인한 형상 변화로 변

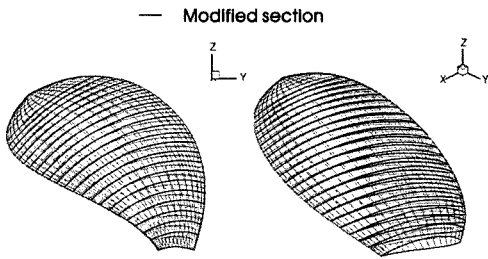


Fig. 9 Modified propeller geometry using averaged streamline method

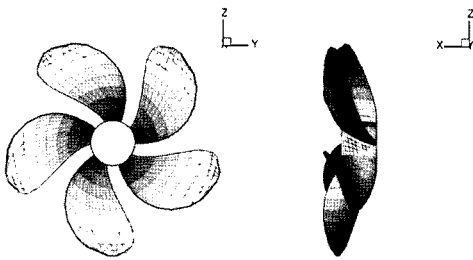


Fig. 10 DTNSRDC 4382 geometry

형된 프로펠러의 유선도 달라질 수 있다. 변형된 프로펠러의 유선의 변화가 클 경우, 전체 변형 과정에 대한 반복 계산 과정이 필요하게 된다. 각 유선의 시작점을 고정하고 기존 프로펠러의 유선과 이를 이용하여 변형된 프로펠러의 유선과의 차이를 계산하였다. 유선은 점 데이터로 이루어져 있으므로, 각 점의 최대 차이를 유선 방향으로 적분하여 유선 차이를 정의하였다. 계산 결과, 압력면의 경우, 최대 차이는 약 0.001D 이고, 흡입면의 경우는 약 0.00067D 로 계산되었다. 따라서 패널 방법을 이용할 경우, 반복 계산 과정은 필요하지 않은 것으로 생각된다.

### 6. 결과(계산 및 실험)

설계 방법의 타당성을 검토하기 위하여 DTNSRDC 4382 프로펠러에 대하여 패널 방법을 이용하여 유선과 유체 동력학적 특성을 계산하였다. 총 22 개의 유선을 사용하였고, 날개 끝 부근에서 심하게 변하는 유선은 제외하였다.

DTNSRDC 4382 프로펠러는 36 도의 스쿠락을 갖는 프로펠러로 형상은 Fig. 10와 같다. Table 1은 패널 방법의 계산 조건이다.

단면 모양에서 변형 전 프로펠러와 큰 차이를 보이지 않았다.

Table 1 Calculation condition

Blade panel
No. of chordwise panels on the blade : 40
No. of spanwise panels on the blade : 30
Advance coefficient and slipstream information
J=0.889
Hub radius=0.200
Ultimate tip vortex radius=0.830
Ultimate hub vortex radius=0.150
Axial extent of ultimate wake=1.500
Slipstream contraction angle=10.000 degree

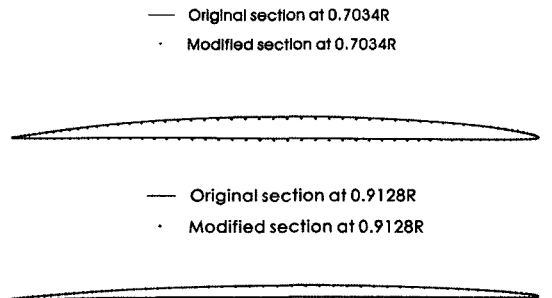


Fig. 11 Comparison of sections modified by averaged streamline method

그렇지만, 각 단면별로 두께와 평균선의 분포나 최대 두께, 캠버의 양에서의 차이가 단면 모양의 차이로 나타나고 있음을 알 수 있다. Fig. 12는 변형 전 프로펠러와 평균 유선을 사용한 변형 후 프로펠러의 캠버의 반경 별 분포를 보이고 있다. 전체적으로 변형 전 프로펠러보다 작은 캠버값을 갖고 있는 것을 확인할 수 있다. 이는 유선을 따라 단면을 정의할 때, 코오드 선의 50% 위치의 캠버를 사용하기 때문에 기존 단면과 캠버에서 차이가 발생하는 것이다.

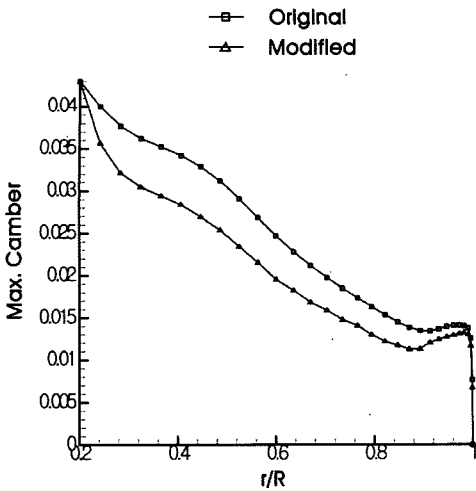


Fig. 12 Comparison of camber

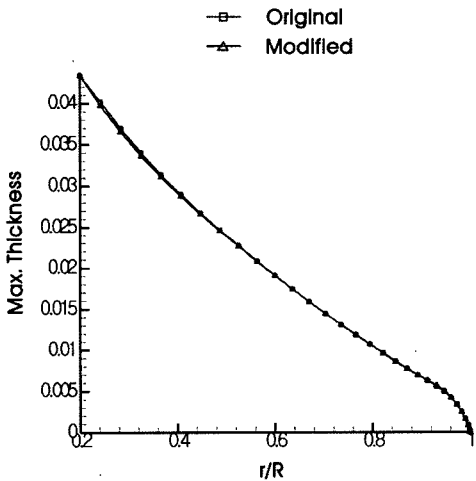
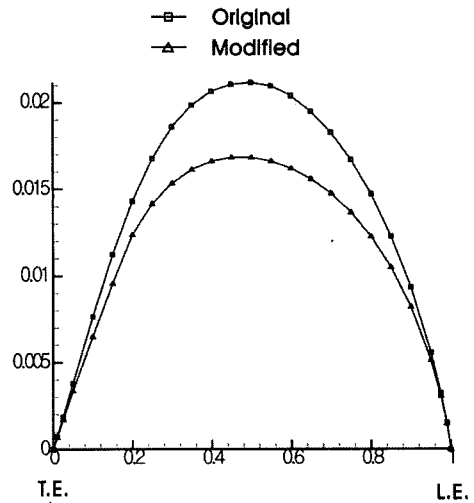


Fig. 13 Comparison of maximum thickness

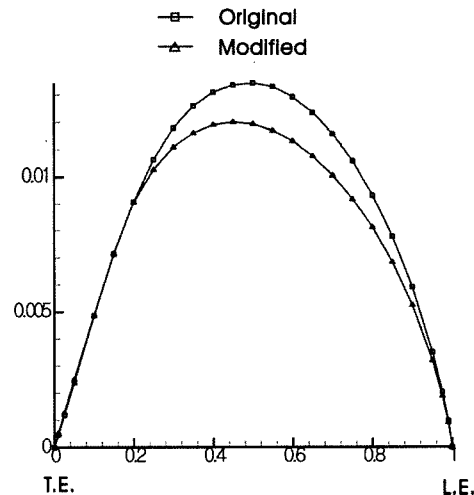
Fig. 13은 최대 두께를 비교한 그림이다. 프로펠러의 날개뿌리 부분을 제외한 전체적으로 최대 두께의 변화는 거의 보이지 않았다.

Fig. 14, Fig. 15, Fig. 16는 0.7034R 과 0.9128R, 0.9468R 에서의 평균선 분포를 보이고 있다. 캠버 감소의 영향이 각 단면에서의 평균선 분포에서 나타나고 있고, 날개끝 쪽에서 평균선의 위치가 뒷날 쪽으로 약간 이동하는 것을 볼 수 있다.

Fig. 17은 0.7034R 에서의 무차원화한 두께 분



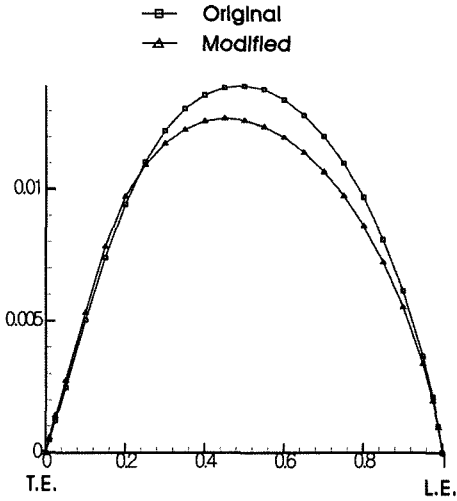
0.7034R  
Fig. 14 Meanline distribution at 0.7034R



0.9128R  
Fig. 15 Meanline distribution at 0.9128R

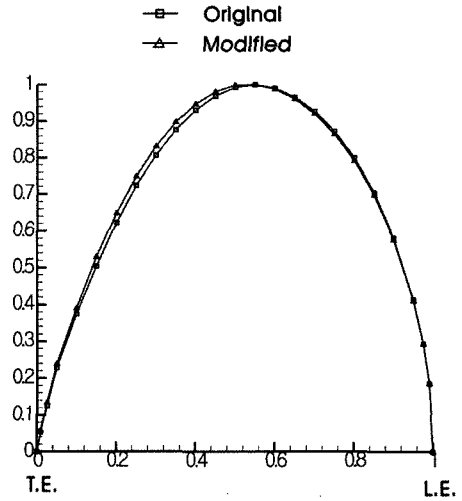
포를 나타낸다. 두께 분포는 앞날 쪽으로 약간 이동하였으나 거의 차이는 없었다. Fig. 18은 0.9468R에서의 두께 분포를 나타낸다. 날개끝 부근의 두께는 뒷날 쪽으로 이동한 것을 볼 수 있다.

Fig. 19, Fig. 20, Fig. 21은 0.7034R 과 0.9128R, 0.9468R 단면에서의 압력(-C<sub>p</sub>) 분포를 보이고 있다. 전체적으로 앞날에서 기존 프로펠러보다 큰 압력차를 보이고 있다.



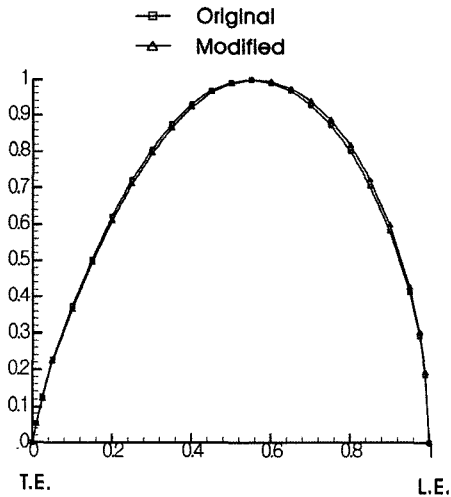
0.9468R

Fig. 16 Meanline distribution at 0.9468R



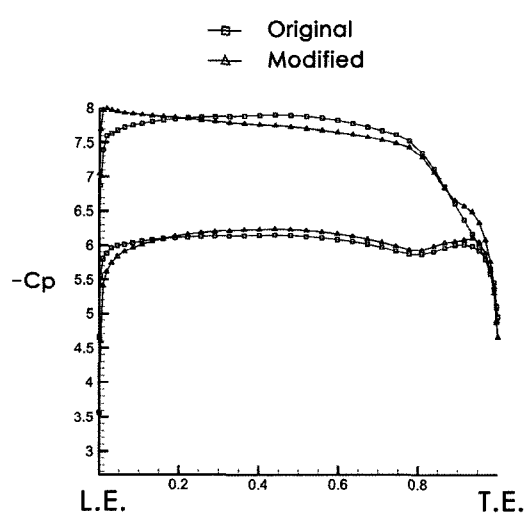
0.9468R

Fig. 18 Thickness distribution at 0.9468R



0.7034R

Fig. 17 Thickness distribution at 0.7034R



0.7034R

Fig. 19 Comparison of pressure distribution at 0.7034R

다음은 설계 전진비에서 추력 계수, 토크 계수와 단독 효율을 비교한 것이다.

마찰 저항 계수를 적용하였을 때와 하지 않았을 때, 유선을 사용하여 변형한 프로펠러의 효율이 미소하지만 높게 나타났다. Fig. 22는 마찰 저항 계수를 0.0035로 하여 패널 방법으로 계산한 단독 성능 곡선이다. 모든 전진비에서 변형된 프로펠러가 작은 추력 계수와 토크 계수를 보였고,

단독 효율의 향상을 보여주고 있다.

다음은 실험 결과이다. 모형 프로펠러는 직경이 146mm로 DTNSRDC 4382 프로펠러 1개와 유선을 이용해 변형한 프로펠러 1개, 모두 2개를 5축 NC 가공기를 이용하여 제작하였다(김유철 등 2005). 실험은 서울대학교 예인수조에서 수행되었



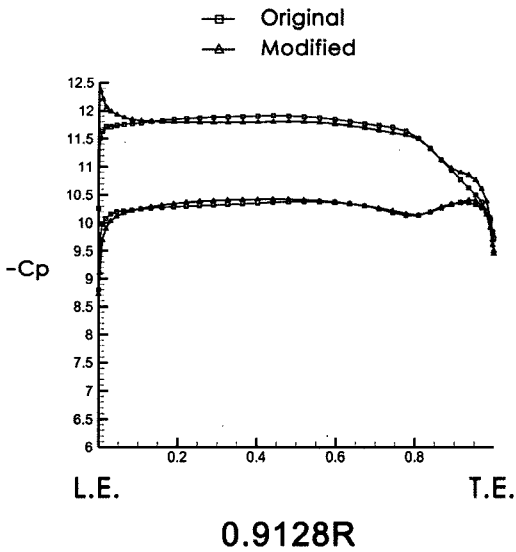


Fig. 20 Comparison of pressure distribution at 0.9128R

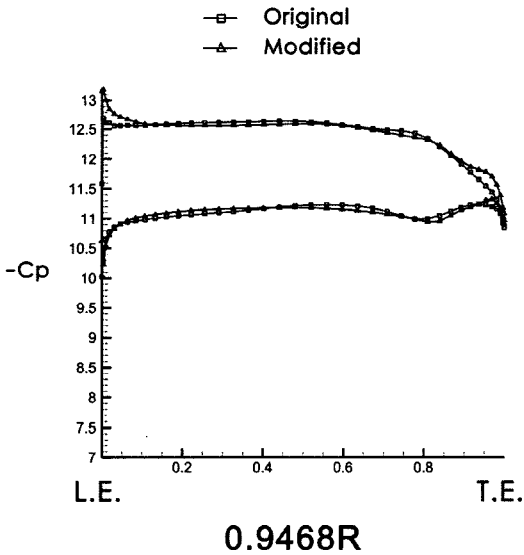


Fig. 21 Comparison of pressure distribution at 0.9468R

다. 전진비의 범위는 0.3 에서 1.1 까지 0.1 간격으로 하였고, 프로펠러의 회전수는 600rpm 으로 동일하게 하여 서울대학교 예인 수조에서 실험을 실시하였다. 0.7R 에서의 Reynolds 수는

Table 2 Open water characteristic without viscous effect

$C_f = 0$	$K_T$	$K_Q$	$\eta_0$
Original propeller	0.2343	0.04422	0.7496
Modified propeller	0.2262	0.04212	0.7598

Table 3 Open water characteristics with viscous effect

$C_f = 0.0035$	$K_T$	$K_Q$	$\eta_0$
Original propeller	0.2306	0.04737	0.6888
Modified propeller	0.2225	0.04524	0.6960

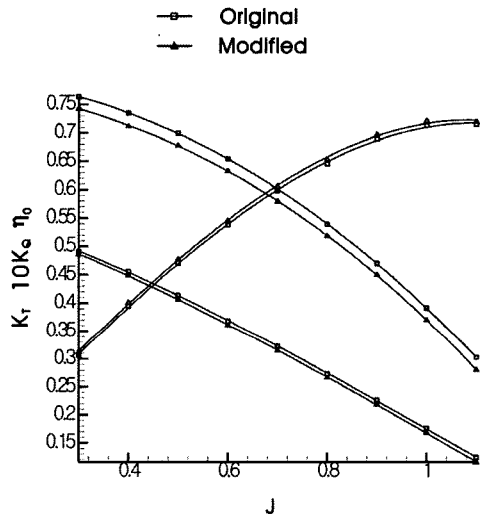


Fig. 22 POW curve with viscous effect

$1.53 \times 10^5$  의 범위를 갖는다. Fig. 23은 프로펠러 단독 시험의 결과이다. 실험 여건상 Reynolds 수를 충분히 크게 하는 것이 불가능하여, 토오크 값이 약간 크게, 추력이 약간 작게 측정되어서, 결과적으로 효율의 감소로 나타나고 있다. 전체적으로 변형된 프로펠러의 추력 계수와 토오크 계수가 변형 전 프로펠러 보다 작게 측정되었다.

이는 계산 결과와 같은 경향이며, 전체적으로 변형된 프로펠러의 캠버가 작게 계산된 영향으로 생각된다. 효율에서는 계산 결과와 마찬가지로 큰 차이를 보이지 않았다. 계산 결과와 정량적 차이를 보이는 것은 실험의 결과가 허브 수정(hub

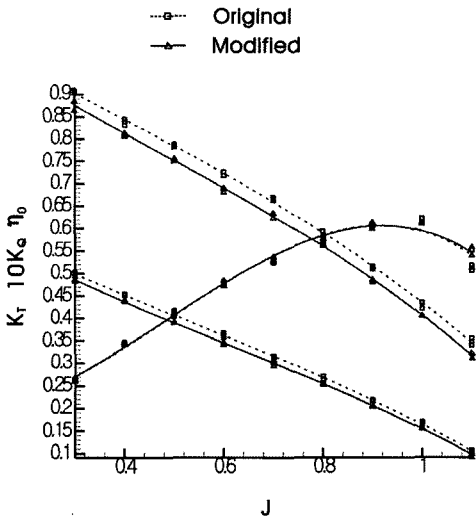


Fig. 23 Result of POW test

correction)을 하지 않은 결과이고, 모형 프로펠러의 크기가 작고, 실험 조건이 낮은 Reynolds 수 영역이기 때문에 여겨진다. 또한 단독 시험의 불확실성 검토 결과(김유철 2006), 약 1% 정도의 효율 차이를 실험에서 확인하기는 여건 상 한계가 있는 것으로 생각된다.

7. 결론

본 논문에서는 프로펠러의 작동 시 형성되는 표면 유선의 경로를 따라서 날개 단면을 정의하고, 이러한 설계 방법의 타당성을 검토하기 위하여 패널 방법을 이용한 수치 해석 및 모형 실험을 수행하였다. 유선 정보를 이용한 프로펠러 단면 변형의 결과, 전체적으로 캠버의 양이 작아지는 경향을 보였고, 최대 두께는 거의 변화가 없었다. 캠버의 변화량도 크지 않아서, 프로펠러 단면 형상에서 큰 변화를 주지 않았다. 수치 해석 결과, 변형된 프로펠러의 효율이 변형 전 프로펠러의 효율보다 약 1% 정도 상승하는 결과를 보였으나, 실험에서는 두 프로펠러의 효율면에서 실험 오차 범위에 드는 미세한 차이만을 확인할 수 있었다. 그렇지만, 수치 해석 결과와 유사하게, 변형된 프로펠러의 추력 계수와 토크 계수가 기존 프로펠러

보다 작게 예측되는 것을 확인할 수 있었다.

본 논문에서는 유선을 따라 단면을 정의할 때, 몇 가지 가정을 하였다. 압력면과 흡입면의 유선을 평균한 평균 유선을 사용한 것과, 단면 정의 시 최대 캠버와 최대 두께를 정하기 위한 대표 반경을 가정하였다. 이러한 가정들에 대한 타당성 검토가 필요할 것으로 보인다. 또한 낮은 Reynolds 수로 인한 축척효과로 단독 시험에서, 계산에서 나타난 효율의 증가를 확인할 수 없었다고 생각되기 때문에 더 큰 모형 프로펠러의 제작과 엄밀한 실험이 필요하다고 생각된다. 그리고 점성 유동 해석과 더불어 단독 효율 측면이 아닌 자항 시 효율 및 캐비테이션 특성에 대한 검증도 필요할 것으로 생각된다.

후 기

본 논문은 한국과학재단 특정기초연구 과제(R01-2004-000-10518-0)의 지원으로 수행되었습니다.

참 고 문 헌

- 김광, 표상우, 서정천, 1999, “ 정상 및 비정상 유동중 덕트 프로펠러 성능해석, ” 대한조선학회 논문집, 제 36 권, 제 1 호, pp. 30-36.
- 김영기, 이진태, 이창섭, 서정천, 1993, “ 포텐셜을 기저로한 패널법에 의한 프로펠러의 정상 성능 해석, ” 대한조선학회 논문집, 제 30 권, 제 1 호, pp. 73-86.
- 김유철, 서정천, 김태완, 2005, “ 프로펠러 정삭을 위한 gouging 이 없는 공구 경로 생성, ” 대한조선학회 추계학술대회, pp. 263-274.
- 김유철, 2006, 표면 유선에 정렬된 날개 단면을 이용한 프로펠러 형상 설계, 박사학위논문, 서울대학교.
- 신현경, 박규원, 1991, “ Open 균열 B-spline 곡면을 이용한 선체 곡면 표현에 관한 연구, ” 대한조선학회 논문집, 제 28 권, 제 2 호, pp. 21-27.

- 윤병로, 서승완, 김원돈, 김광욱, 1985, “ B-spline 을 이용한 선체 표면의 표현에 관한 연구,” 대한조선학회 논문집, 제 22 권, 제 3 호, pp. 19-26.
- Abbott, I.H. and Doenhoff, A.E.V., 1959, Theory of Wing Sections, Dover Publications, Inc.
- Carlton, J.S., 1994, Marine Propellers and Propulsion, Butterworth Heinemann.
- Farin, G. and Hansford, D., 2000, The Essentials of CAGD, Ak Peters.
- Hoschek, J. and Lasser, D., 1993, Fundamentals of Computer Aided Geometric Design, Ak Peters.
- Kerwin, J.E. and Lee, C.S., 1978, “ Prediction of Steady and Unsteady Marine Propeller Performance by Numerical Lifting-Surface Theory,” SNAME Transactions, Vol. 86, pp. 218-253.
- Pyo, S.W., 1995, Numerical Modeling of Propeller Tip Flows with Wake Sheet Roll-Up in Three Dimensions, PhD. Thesis, Massachusetts Institute of Technology.



&lt; 김 유 철 &gt;



&lt; 김 태 완 &gt;



&lt; 서 정 천 &gt;