
 論 文

大韓造船學會論文集
 第 34 卷 第 1 號 1997年 2月
 Journal of the Society of
 Naval Architecture of Korea
 Vol. 34, No. 1, February 1997

선박 프로펠러용 고효율 2차원 날개단면 개발

나운철*, 송인행**, 안종우**

Development of Two Dimensional Blade Section with High Efficiency for Marine Propeller

By

Yun-Cheol Na*, In-Haeng Song** and Jong-Woo Ahn**

요 약

본 논문은 선박용 프로펠러 날개단면의 개발 과정을 다루고 있다. 2차원 날개단면의 유체역학적 특성은 캠버 및 두께 분포, 앞날 반경 등 기하학적 형상에 따라 달라진다. 2차원 날개단면 주위의 전 유장을 난류로 고려한 후 해석하기 위해 유한 체적법에 의한 Reynolds time averaged Navier-Stokes 방정식을 이용한 수치해석 기법을 개발하였다. 본 연구에서는 날개단면 표면에 보다 많은 계산점을 주면서도 받음각의 변화에도 격자계 생성이 용이한 O-Type 격자계를 채택하였고, 전 유동장은 $k-\epsilon$ 난류 모형을 적용하여 해석하였다. 본 연구에서 개발된 수치해석 기법은 NACA0012의 실험 결과와 비교하여 계산 정도를 확인하였다.

본 연구에서는 낮은 항력을 갖는 고효율 날개단면 개발을 목표로, 항력이 양호한 날개단면은 공동 터널에서 양력, 항력 및 공동 특성 실험을 수행하였으며, 수치 해석 결과와도 비교하였다. 본 연구를 통하여 개발된 2차원 날개단면 해석용 수치 유체역학 코드는 실험 결과와 잘 일치하고 있음을 알 수 있었다. 이상의 과정을 통하여 기존의 날개단면인 NACA66 두께 분포와 $a=0.8$ mean line 캠버를 갖는 KH13보다 효율뿐만 아니라 공동 특성도 우수한 단면인 KH28을 개발할 수 있었다. 새로운 날개 단면인 KH28은 선박용 프로펠러에 적용하기 위한 연구가 지속되어야 하며, 한편 낮은 받음각에서 양-항력 추정의 정확도를 높이기 위해서는 개발된 수치해석 코드에 2-경계층 모형이 적용되어야 할 것으로 본다.

Abstract

This paper contains a new approach to blade section design method for marine propellers. The hydrodynamic characteristics of 2-D section are highly influenced by its geometrical parameters i.e., thickness and camber distributions and leading edge radius etc. To consider fully turbulent flow field near 2-D section, the finite volume method with $k-\epsilon$ turbulent model

접수일자 : 1996년 6월 18일, 재접수일자 : 1996년 10월 4일

* 정회원, 삼성중공업(주) 조선플랜트연구소 유체연구팀

** 정회원, 한국기계연구원 선박해양공학연구센터 추진기기술그룹

which solve Reynolds time averaged Navier-Stokes(RANS) equation is applied. In this study, O-type grid system that can provide many calculation points on blade surface is used. The results were compared with those of the experiment of NACA0012 to confirm the accuracy of the developed codes.

The goal of this study is the development of a blade section with high efficiency and low drag. To achieve this, we carried out the tests of lift, drag and cavitation characteristics in cavitation tunnel. The results of experiment were compared with numerical results in order to validate the proposed blades design method. By comparing the numerical results with the experiments, we found that the new blade section, KH28 allows superior performance in efficiency and cavitation avoidance characteristics. We further investigated the blade section design method and an application study of this section, KH28 to apply to the marine propeller. In order to improve the accuracy of numerical results on prediction of lift and drag, we conclude here that the 2-layer boundary model must be used.

1. 서론

효율이 높고, 공동(cavitation) 특성이 우수한 프로펠러 설계는 설계자, 조선소 및 선주들이 큰 관심을 가지고 있는 과제이다. 특히 공동에 의한 프로펠러 손상, 변동 압력 증가에 의한 선체 기진력 과다 및 소음 발생 등 악영향을 최소화하며 효율이 높은 프로펠러를 설계하기 위해, 프로펠러의 반경 방향 부하 및 스쿠 분포를 조절하여 프로펠러 성능을 개선하려는 많은 연구가 진행되고 있다. 최근에 이르러 가장 근본적인 날개단면의 효율에 관한 연구도 활발해지고 있다. 이는 프로펠러 성능 해석 및 설계 이론의 향상은 물론, 2차원 날개단면 주위의 유동에 대한 해석 기법의 발전에 힘입은 바 크다.

프로펠러 설계시 채택하고 있는 2차원 날개단면으로는 NACA16($a=0.8$ mean line)과 NACA66($a=0.8$ mean line)을 널리 사용하고 있으나, 유럽에서는 아직도 B-계열, 그리고 일본의 MAU 계열 단면이 사용되고 있다. B-계열 및 MAU 계열의 프로펠러 날개단면은 효율 및 공동 성능 측면에서 NACA 단면에 비하여 다소 뒤떨어지기 때문에, 각 프로펠러 제작사 및 조선소에서는 날개단면을 지속적으로 개량하고 있다. 또한 NACA 단면은 기본적으로 항공 분야의 균일류에 맞추어 개발되어 복잡한 선미 후류처럼 불균일류에서 회전할 때 각 반경 단면의 받음각 변화에 따른 공동 및 점성저항 등이 고려되어 설계되었다고 보기 힘들다.

선박용 프로펠러는 선미 반류 내의 복잡한 유체 영역에서 작동하기 때문에 원칙적으로 프로펠러의 유체장을 해석하기 위해 선미 반류 영향을 정확하게 고려하여야 한다. 최근 CFD 기법을 이용한 활발한 연구에도 불구하고 선박 설계 및 추진기 설계의 활용에는 아직 기대에 못 미치고 있다. 프로펠러 설계법은 주로 선미 반류 중 축 방향 유입 속도의 각 반경별 평균 반류(circumferential mean wake)를 추정하여 이를 기준으로 프로펠러 부하를 만족하도록 피치 등을 결정하고 있다.

이 방법은 각 반경별 균일 유입 속도를 가정하고 있으나, 선미 반류의 불균일성이 클 경우에는 비정상 성능 해석을 수행하여 날개 수의 변경, 고

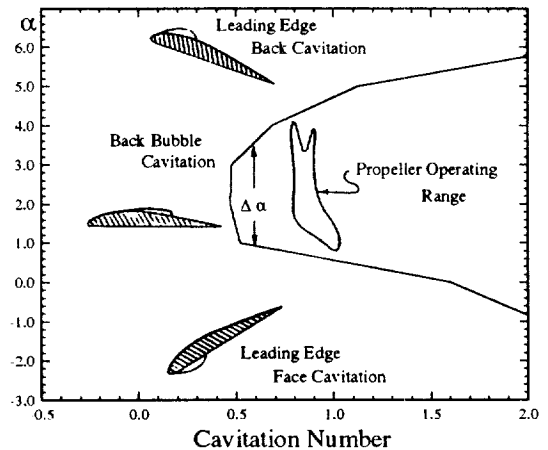


Fig. 1 Typical cavitation inception diagram

스큐, 날개 끝 부하 감소 등의 특별한 대책을 세우기도 한다. 불균일 반류 중에서 프로펠러 성능은 보통 3차원 형상 변화를 통한 성능 향상이 가능하지만, 2차원 날개단면의 성능을 향상시켜 얻는 것이 보다 근본적이므로 날개단면 개발을 통한 공동 특성 향상에 대한 연구가 활발하다.

본 연구의 목적은 앞서 서술한 바와 같이 추진 기로서 균일류뿐 아니라 불균일류 중에서 작동하는 프로펠러 날개단면이 1) 요구되는 양력(lift)을 만족하며, 2) 박리(separation) 현상을 피하여 항력(drag)을 최소화하고, 3) 공동 특성이 기존의 단면보다 우수하면서도 4) 물리적으로 사용가능한 단면을 개발하는 것이다.

프로펠러 날개단면에 관한 연구 개발은 1940년대 NACA에서 광범위한 실험을 통하여 일련의 NACA계열을 개발한 이래 주로 모형 시험에 기초한 설계에 의존하여 왔다. 2차원 날개단면 설계를 위한 이론적 방법은 1979년 Eppler가 새로운 날개단면 개발 기법을 소개하면서 획기적으로 발전하게 되었다[1].

이 방법은 날개단면을 등각사상법에 기초한 비선형 포텐셜 문제로 해석할 수 있으며, 주어진 단면형상에 대한 성능 해석과 주어진 압력 분포에 대한 단면의 형상 설계가 가능하다. 또한 날개단

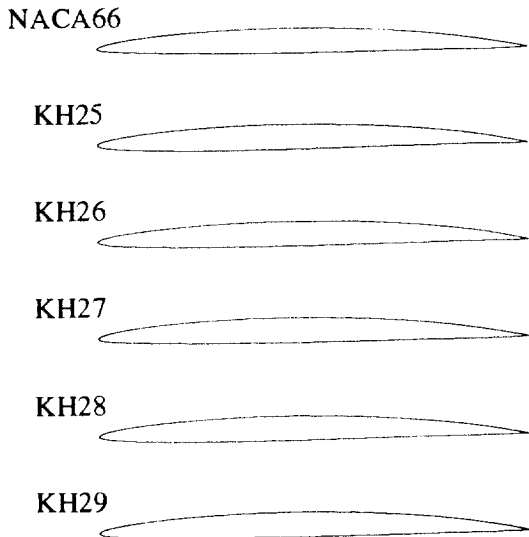


Fig. 2 Comparison of hydrofoils

면 주위의 얇은 경계층에서 난류 및 층류 이론을 적용, 점성 효과까지 고려할 수 있는 점이 Eppler 설계법의 가장 중요한 특징이다. 즉 날개단면 앞날(leading edge) 근방 속도 분포 및 뒷날(tailing edge) 근처의 박리 발생 가능성을 정성적으로 제시할 수 있어 이 방법에 의한 날개단면 개발에 관한 연구가 계속되고 있다. 그러나 이 방법은 점성 영향을 표현하기가 용이하지 않으며, 초기에 압력 분포가 주어져야 하므로 이에 따른 단면형상 제어가 용이하지 않고, 수치적인 압력 분포의 입력 결과 생성되는 날개단면이 물리적으로 타당하지 않을 수도 있다는 단점을 갖고 있다.

본 연구에서는 난류 및 층류 경계층 이론을 바탕으로 한 Eppler 방법을 지양하고, 날개단면 주위의 난류 유동장을 근본적으로 수치 해석하는 유한체적법에 의한 RANS(Reynolds time-averaged Navier-Stokes) 방정식의 수치 해석 기법[2]을 채택함으로써 “날개단면 설계-수치 기법에 의한 해석-모형 시험에 의한 성능 검증-설계 수정”의 반복적 개발 과정을 채택하였다.

2차원 단면을 수치 해석할 때, 일반적으로 받음각의 변화에 따라 매번 새로운 격자계를 형성하여 성능을 해석해야 하는 어려움이 있다. 본 연구는 이런 불편을 지양하고자 받음각 0° 에서 격자계를 생성하고 유동의 유입 각도를 변화시켜 받음각 변화를 대신하였다. 본 수치해석 기법은 2차원 단면 개발이 목표이므로, 2차원 단면 표면에 많은 계산

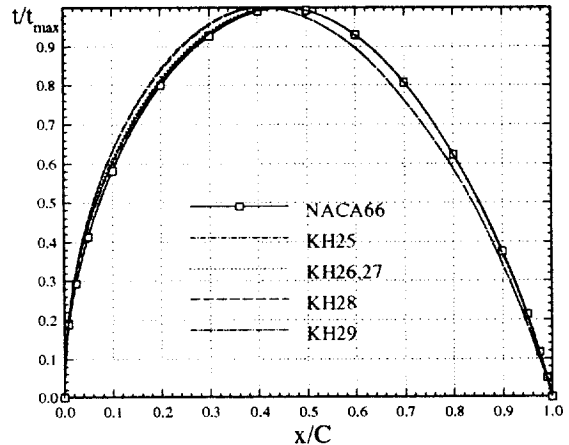


Fig. 3 Thickness distributions

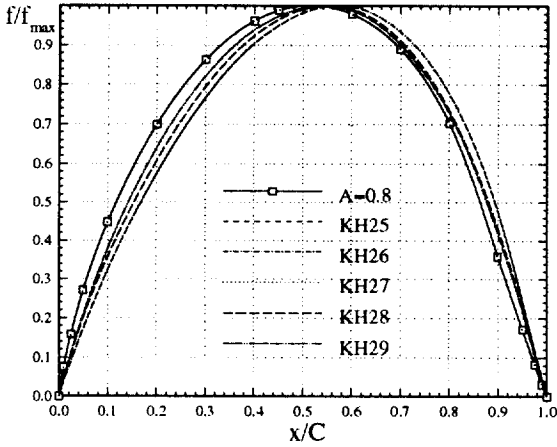


Fig. 4 Camber distributions

점을 주어 격자계 생성이 용이하도록 O-Type 격자계를 채택하였으며, 전 유동장을 표준 $k-\epsilon$ 난류 모형을 이용하여 해석하였다.

2. 프로펠러 날개단면의 설계

2.1. 프로펠러 날개단면의 성능 개요

프로펠러를 임의 반경에서 절단했을 때 나타나는 단면은 대부분 비행 날개(airfoil) 형태이다. 이 날개단면은 프로펠러 및 후류 보오텍스(vortex)에 의한 3차원 효과를 고려하면, 전진 속도와 회전 속도의 벡터 합에 의하여 프로펠러에 유입되는 받음각(angle of attack) α 를 갖는다. 본 연구에서는 2차원 날개만을 절단하여 보기 때문에 날개단면에 받음각 α 를 가지고 유입되는 유동으로 생각하였다.

양력은 캠버(camber)와 받음각 α 에 지배되며, 날개단면을 따라 작용하는 점성 마찰력 및 형상 저항에 의해 항력이 발생한다. 이 양력과 항력은 다시 프로펠러로 돌아가 반경 방향으로 적분하여 선박의 전진 방향 성분을 구하면 프로펠러의 추력을 얻을 수 있고, 동시에 프로펠러 축으로부터 거리를 고려하면 토크를 얻을 수 있다.

날개면, 특히 흡입면(suction side)에서의 압력 분포는 날개형상 외에도 받음각에 의해 크게 달라

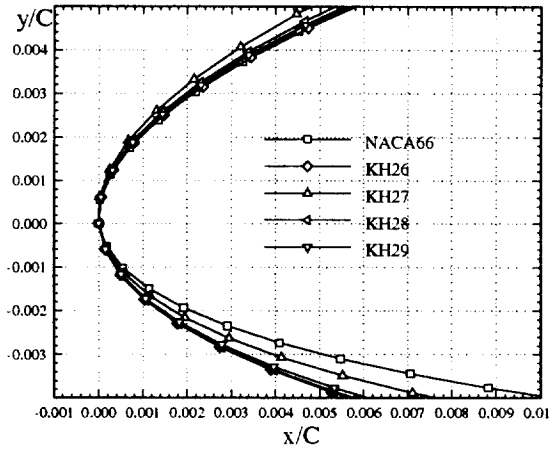


Fig. 5 Comparison of leading edge

지는데, 날개면 압력이 증기압(vapor pressure) 이하가 되면 공동이 발생하게 된다. 공동이 프로펠러에 작용하는 문제는 잘 알려져 있으나, 이에 대한 적절한 억제 방안이 없다는 것이 프로펠러의 공동 문제를 다룰 때의 어려운 점이다. 따라서 프로펠러 설계시 공동 자체의 억제보다는 날개 침식을 유발하는 불안정 공동 및 기포(bubble) 공동의 억제를 우선적으로 유도하고, 선체 기진력이 문제가 되는 경우 공동의 발생 부위에서의 공동 체적의 변화율을 감소시키는 방법을 택하고 있다.

공동의 특성을 표시하는 방법으로 공동 초생(cavitation inception) 곡선을 들 수 있는데, 이로부터 공동 발생 정도를 개략적으로 나타낼 수 있다. 공동 초생에 관한 물리 현상은 매우 복잡하여

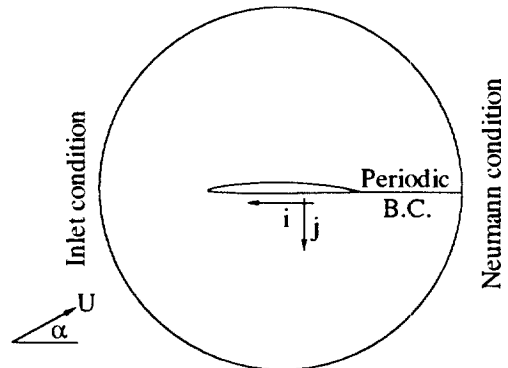


Fig. 6 Boundary condition

아직 잘 규명이 되어있지 않다. 그러나 공학적으로는 국부 압력이 유체 증기압 이하일 때 초생이 일어난다고 알려져 있다. 이러한 가정으로 압력이 가장 낮은(대부분 앞날 부근) 곳에서 공동이 초기 발생하며 이 때의 압력 분포는 포텐셜 이론으로 쉽게 구할 수 있다. 공동 수(cavitation number) σ 와 압력 계수 C_p 를 다음과 같이 정의한다.

$$\sigma = \frac{p_\infty - p_v}{\frac{1}{2} \rho V_\infty^2}, \quad C_p = \frac{p - p_\infty}{\frac{1}{2} \rho V_\infty^2} \quad (1)$$

식 (1)에서 $p=p_v$ 가 만족되면 공동이 발생하며, 계속하여 압력이 강하여 $p < p_v$ 의 상태가 되면 공동이 성장, 발전, 붕괴의 과정을 밟는다. 이러한 의미에서 특정 날개단면의 압력이 최소가 되었을 때 압력 계수는 음의 값을 가졌음을 의미한다. 공동 초생 지수는 각 받음각 및 날개 형상에 따라 달라진다. 공동 초생 지수와 받음각 관계가 $\sigma_i - \alpha$ bucket이다. 공동 초생 지수는 다음과 같다.

$$\sigma_i = \frac{p_\infty - p_{\min}}{1/2 \rho V_\infty^2} = -C_{p\min} \quad (2)$$

$\sigma_i - \alpha$ bucket 특성을 날개단면에 적용하면 주어진 공동 초생 지수에 대하여 각 받음각에서의 최소 압력 계수 envelope의 폭이 넓을수록 공동의 발생이 억제됨을 알 수 있다. Fig. 1은 각 날개단면 부위에 발생하는 공동을 도시하고 있다.

그림에 있는 위선은 흡입면 공동의 발생을, 아래 선은 압력면 공동, 그리고 왼쪽 선은 기포 공동의 발생을 나타낸다. 또한 이 그림에서 프로펠러 1회전 작동 범위가 공동이 발생하지 않는 영역

에 도시되어 있다.

공동 특성이 우수한 날개단면을 얻으려면, 받음각 α 가 넓은 범위 내에서 앞날 부근 압력저하의 peak 값을 피하도록 설계되어야 한다. 이러한 단면은 앞날 부근의 층류 박리 현상을 억제할 수 있기 때문에 항력 측면에서도 바람직하다. 동일한 결과를 얻기 위해, Eppler 설계 이론은 설계 받음각(design angle of attack)을 주고 여기에 압력 분포가 균일하도록 한다. 이러한 단면은 특히 받음각이 크게 달라질 수 있는 선박 프로펠러의 경우 효과적으로 공동 발생을 억제하여 공동 특성을 향상시킬 수 있다.

2.2. 날개단면의 설계 변수 선정 과정

본 연구에서 효율 및 공동 특성이 우수한 날개단면의 설계를 위해 저속 비대선용 프로펠러의 0.7R을 택하여 일련의 실험 결과가 있는, 코드 길이로 무차원화된 최대 두께의 비 $t_{\max}/C=0.0571$ 과 최대 캠버비 $f_{\max}/C=0.0168$ 을 그대로 선정하였다. 여기서 캠버는 0.7R의 캠버에 3차원 효과를 고려하여 0.7을 곱하여 결정되었다.[3]

날개단면의 주요 인자인 캠버와 두께 분포는 각각 $a=0.8$ mean line 분포와 NACA66 두께 분포를 기준으로 하였으나, CFD 코드를 통한 해석 결과 및 모형 실험 결과를 바탕으로 새로운 분포들을 조합하였다. 날개단면은 전반부와 후반부로 설계되었다. 즉 최대 두께 위치가 0.38~0.40C에 있는 단면(Type I) 및 0.45C인 단면(Type II)으로 분

Table 1. Geometrical characteristics of foil models

item foil	ident.	thickness form	camber form	CR	position		remark
					t_{\max}	f_{\max}	
KH13	NACA	NACA66	$a=0.8$	0.58	0.45	0.50	Target foil
KH25A	EP08	EP08	EP08	0.58	0.40	0.58	Good performance confirmed by CFD
KH25B	EP08	EP08	EP08	0.62	0.40	0.58	Leading edge is correctly manufactured
KH26	EP09	EP08	EP09	0.58	0.45	0.58	Mod. KH13 thick. & Mod. KH25 camber
KH27	EP11	EP08	$a=0.8$	0.58	0.45	0.58	Same KH25 thick. with $a=0.8$ mean line
KH28	EP12	EP12	EP12	0.62	0.40	0.56	Mod. KH25 thick. & Mod. KH25 camber
KH29	EP13	EP13	EP13	0.60	0.45	0.57	Slightly mod. KH26 thick. & mod. KH26+KH27 camber

* Leading edge radius, $CR = \frac{\rho L.E.}{C} / (\frac{t_{\max}}{C})^2$

분류되는데, 전자는 형상 저항의 최소화, 후자는 날개끝 부근에서 공동의 붕괴에 의해 나타나는 구름형 공동 억제에 초점을 맞추어 설계하였다.

설계된 캠버 분포는 날개단면의 앞날 부근에서 발생하는 공동 초생을 억제하기 위해 $a=0.8$ mean line을 기준으로 앞날 부근의 캠버를 감소시킨 반면, 흡입면 뒷날 근처의 압력을 회복하여 난류 박리를 억제할 수 있도록 하였다. 한편, 앞날 부근에서 발생된 양력 손실은 뒷날 부근의 캠버를 증가시켜 양력을 유지하도록 하였다.

단면 설계는 20여개의 예비 설계를 수행한 후 CFD 수치 계산을 수행하여 효율이 우수한 KH25, 26 및 27의 날개단면을 선정할 후, 모형을 제작하였다. 실험 결과, KH25(KH25A로 표기) 및 27은 효율 측면에서 기존 NACA단면인 KH13보다 우수하였고[3], 공동 특성도 나쁘지 않는 단면으로 판단되었다. 최종 설계된 단면인 KH28 및 29는 각각 KH25A와 27의 개선을 목적으로 설계되었다.

여러 종류의 단면 실험 결과, 목표인 KH13보다 효율 및 공동 특성 측면에서 우수한 몇 가지 단면 중 KH28이 가장 우수하다는 것을 검증할 수 있었다. 그 중 KH25A는 앞날 근방이 잘못 제작되어 수정 후, KH28 및 KH29 실험시 재실험 하였다(KH25B). 그 결과 KH25B와 앞날 반경이 작게 KH25A 실험 결과와 많은 차이를 보여주었다. 이는 앞날 반경이 공동 특성에 영향을 미친다고 알려져 있으나 본 연구 결과, 항력에도 큰 영향을

미치는 것으로 파악되었다.

Fig. 2는 제작되어 실험에 사용된 단면들의 형상을 보여주고 있으며 각 날개단면의 형상 특징은 표 1에 정리하였다. Fig. 3은 설계된 2차원 날개단면에 두께 분포를 보여주며 Fig. 4는 캠버 분포를 보여준다. Fig. 5는 모형 실험에 사용된 날개단면의 앞날 형상을 비교한 그림이다.

3. 수치해석 기법 및 수치 계산

3.1 유한체적법을 이용한 단면 설계

3.1.1 표준 $k-\epsilon$ 난류 모형의 지배 방정식

유체의 유동 해석은 연속 방정식과 Reynolds time-averaged Navier-Stokes 방정식으로 나타낼 수 있다. 유동장을 Newtonian 비압축성 2차원 정상 상태로 가정하면, 상기 방정식들은 직교 좌표계에서 tensor 형태로 다음과 같이 표현된다.

$$\frac{\partial}{\partial x_i} (U_i) = 0 \tag{3}$$

$$\frac{\partial}{\partial x_i} (U_i U_i) = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_i} [(\nu + \nu_t) (\frac{\partial U_i}{\partial x_i} + \frac{\partial U_j}{\partial x_j}) - \frac{2}{3} k \delta_{ij}] \tag{4}$$

여기서, ρ 는 유체 밀도, U 는 평균 속도, p 는 평균 압력, 그리고 k 는 난류 운동 에너지(turbulent kinetic energy)이다. 표준 $k-\epsilon$ 난류 모형에서 난

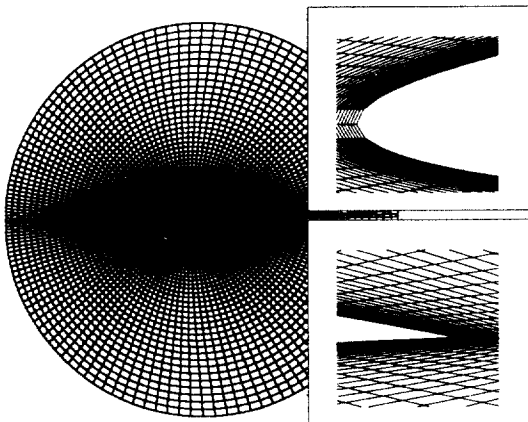


Fig. 7 Algebraic grid system

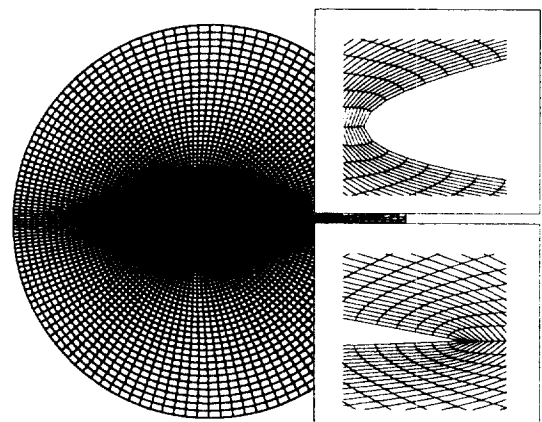


Fig. 8 Elliptic grid system

류 운동 에너지 k 와 난류 운동 에너지 소멸을 ε 에 대한 전달 방정식들은 Navier-Stokes 방정식에서 얻을 수 있으며, 항목별로 적합하게 모형화하면 2차원 비압축성 유동의 경우는 다음과 같이 표현된다.[4]

$$\frac{\partial}{\partial x_i} (U_i k) = \frac{\partial}{\partial x_i} \left(\frac{\nu_t}{\sigma_k} \frac{\partial k}{\partial x_i} \right) + P - C_D \varepsilon \quad (5)$$

난류 에너지 소멸을 ε 는 식 (6)과 같다.

$$U_i \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_i} \quad (6)$$

$$= \frac{\partial}{\partial x_i} \left(\frac{\nu_t}{\sigma_\varepsilon} \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_i} \right) + \frac{\varepsilon^2}{k} (C_{\varepsilon 1} \frac{P}{\varepsilon} - C_{\varepsilon 2})$$

여기서, P 는 난류 생성 항으로 수직 응력과 전단 응력으로 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$P = \nu_t \times \left[2 \left\{ \left(\frac{\partial U}{\partial x} \right)^2 + \left(\frac{\partial V}{\partial y} \right)^2 \right\} + \left(\frac{\partial U}{\partial y} + \frac{\partial V}{\partial x} \right)^2 \right] \quad (7)$$

표준 $k-\varepsilon$ 난류 모형에서 eddy viscosity는 난류 운동 에너지 k 와 에너지 소멸을 ε 의 관계로 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$\nu_t = C_\mu \frac{k^2}{\varepsilon} \quad (8)$$

표준 $k-\varepsilon$ 난류 모델은 완전 난류 영역에서 적용될 수 있으며 벽면으로부터 첫번째 격자점은 벽 함수(wall function)를 이용하여 계산된다.

3.1.2 경계 조건 및 수치적 방법

평균 및 난류 유동장의 지배 방정식은 유한 체적법에 의하여 수치적으로 해석이 가능하다.[5] 2차원 날개단면의 경계 조건은 Fig. 6과 같다. 계산 영역은, 상류 방향은 앞날로부터 6.0C, 하류 방향은 끝날로부터 7.0C로 하였으며, 날개는 뒷날을 중심으로 하는 반경 7.0C의 원으로 둘러싸이도록 하였다. 상류쪽 반원을 입구라고 생각하여 입구 조건(inlet condition)을 설정하였다.

유입 속도 U_∞ 의 유입 각도를 바꾸어서 2차원 단면 받음각 변화를 대신하였다. 하류쪽 반원을 출구로 생각하여 Neumann 조건을 적용하였다. 여기서는 비직교 물체 적합 좌표계(nonorthogonal

curvilinear coordinate system)와 정규 격자계(nonstaggered grid system)가 채택되었다.

압력과 속도 사이의 decoupling 문제를 피하기 위해 Rhie와 Chow가 제시한 운동량 보간법(momentum interpolation method)[5]이 적용되었다. 압력과 속도의 coupling은 Doormal과 Raithby가 처음 제시한 SIMPLEC predictor-corrector algorithm을 이용하여 수행하였다.[6] $U, V, k, \varepsilon, \gamma$ 방정식들에 포함된 대류 항(convection term)은 HPLA(hybrid linear/parabolic approximation) scheme에 의해 차분화되었다. 이 HPLA scheme은 convection boundedness criterion을 만족하며, 2nd-Order의 정확도를 가지고 있다.

O-type 격자계를 사용함으로써 발생하는 날개 단면 끝날에서 하류까지 주기적 경계 조건은 각각 차분화된 방정식을 주기적 TDMA(tridiagonal matrix)에 의해 수렴될 때까지 반복적으로 해를 구함으로써 해결하였다. 수렴의 정도는 전 계산 영역에서 지배 방정식의 무차원 residual의 절대값이 10^{-4} 보다 작을 때를 기준으로 하였다.

2차원 단면 표면에는 no-slip 조건과 비침투 조건(impermeable condition)이 적용되었다. 벽으로부터 첫번째 격자점은 벽 함수를 이용하여 값을 구하였으며, 층류 저층(viscous sublayer) 바깥쪽에 위치하도록 하였다. 실제 벽으로부터 첫번째 격자점의 Y^+ 값은 11.63이 넘도록 격자계를 생성하였다.

모든 계산은 Cray Y-MP 슈퍼 컴퓨터에서 수행되었으며, $-4 \sim +4^\circ$ 의 유입 각도에서 전 유동장을 해석에 약 1시간의 CPU 시간이 소요되었다.

3.1.3 격자 생성

본 연구에서 사용한 격자계는 O-type이다. 그러나 보통 2차원 단면 유동장을 계산할 때 주로 사용되는 격자는 C-type이다.[8] 이는 CFD 코드 및 난류 모형을 개발할 때 계산 결과의 정확도를 검증하기 위해 실험 자료와 비교하는데 2차원 단면의 대부분 실험은 열선 유속계 또는 LDV 장치를 이용하여, 비교적 계측이 용이한 후류 유동 해

석을 위한 실험이다. 그러므로 계산 초점은 2차원 단면의 후류 유동으로 집중되는데, 이때 가장 유리한 격자계는 C-type 격자계이다.

본 연구는 CFD 코드를 이용하여 2차원 날개단면의 성능해석을 수행하고자 하였으나, CFD 코드를 개발하는데 몇 가지 제약 조건이 있었다. 항력, 양력 및 압력 분포의 미소한 변화도 정확하게 예측해야 하므로, 2차원 날개단면 표면에 많은 계산 점이 주어질어야 한다. 또한 수치 계산의 편의성을 위해 격자 생성은 2차원 단면의 받음각이 변할 때마다 새로로 형성되는 것이 아니라 기하학적 받음각 0°에서 격자를 형성한 후, 유입 유동의 유입 각도를 바꾸는 방법이 채택하는 것이 유리하다 판단되었다.

CFD 코드를 이용하여 유동장을 해석할 때 모든 경계 조건을 고려하여 임의의 물체에 적합한 격자를 생성하기 위해서는 많은 시간과 노력이 계산 전에 소요된다. 만일 각각의 받음각에서 격자를 형성하여 유동장 해석을 수행하자면 격자 생성에 소요되는 시간은 계산하고자 하는 받음각의 수에 비례하여 증가될 것이며, 상황에 따라 받음각에 변화를 주고자 하면 매우 불편하다. 또한 C-type 격자를 사용할 경우, 후류 유동에 많은 격자를 배치해야 하므로 날개단면 표면에 많은 격자를 배치하기가 용이하지 않다. 날개단면의 설계시 미소한 형상 변화에 따른 성능 변화를 CFD 코드에 의해 예

측되어야 하는데, 날개단면 표면 격자가 상대적으로 적게 배치된다면 큰 단점이다. 그리고 받음각이 0°에서 형성된 격자로부터 유입 각도를 변화하는 경우 후류 branch-cut 부분에서 수치적 불안정 문제가 발생할 가능성이 있으므로[8], 후류의 유선을 따라 격자를 생성해 주어야 좋은 결과를 얻을 수 있다. 따라서 C-type 경우 받음각에 따른 격자 형성에 많은 시간이 소요된다.

상기 문제를 고려할 때 O-type 격자가 2차원 단면 성능해석에 적합하다고 판단되었고, O-type 격자의 경우 Fig. 6처럼 단면을 중심 축으로 감싸는 형태가 되므로 i 방향의 모든 격자점은 단면 표면을 포함하게 된다. 또한 기하학적 받음각 0°에서 격자를 형성하여 유입 각도만 바꾸어 계산하여도 수렴성은 우수하였다. 현재 O-type 격자는 대수적 방법에 의해서 초기 형성한 후, 타원형 편미분 방정식을 이용하는 타원형 방법에 의해 격자의 유연성(Smoothness)과 날개단면 표면의 직교성을 조절하였다. Fig. 7은 대수적 방법에 의해 초기 형성된 대수적 격자를 보여주며, Fig. 8은 타원형 격자를 보여준다. 총 격자수는 i 방향으로 160개, j 방향으로 100개를 설정하였다.

3.1.4 수치해석 프로그램의 검증

개발된 수치해석 프로그램을 본 연구에 적용하

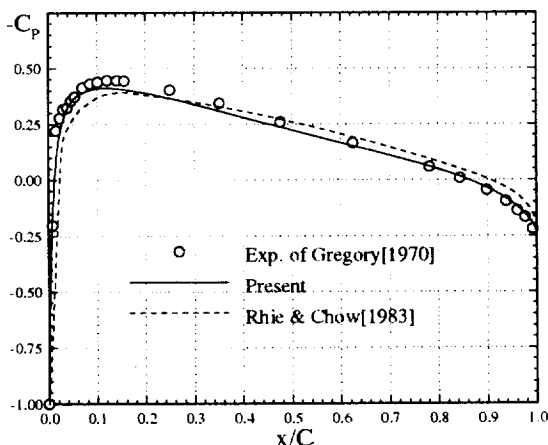


Fig. 9 Comparison of pressure distributions (NACA0012 at 0°)

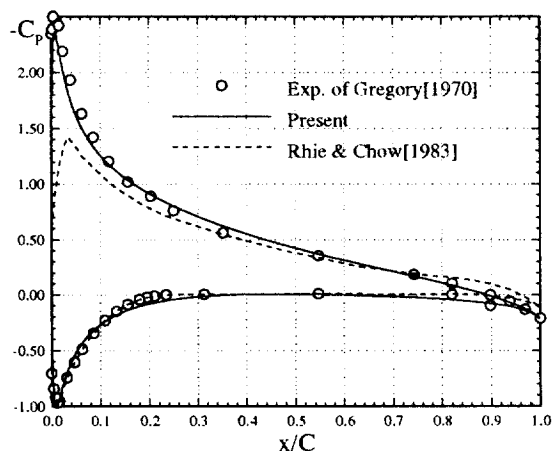


Fig. 10 Comparison of pressure distributions (NACA0012 at 6°)

기 전에 계산 결과를 고찰하여 수치 기법의 타당성 및 계산의 정확도를 확인하였다. 수치 코드의 검증은 NACA0012 단면으로 수행하였으며, 계산 결과와 실험치를 비교하였다. 계산 영역 및 경계 조건은 Fig. 6과 같으며, 격자수는 161×100 로 하였다. NACA0012 단면 실험의 레이놀즈 수는 2.8×10^6 이므로 계산도 동일 레이놀즈 수에서 실험하였다.[9] Fig. 9는 받음각 0° 에서 NACA0012 단면의 표면 압력 분포를, Fig. 10은 받음각 6° 에서 표면 압력 분포를 보여준다. 수치해석 정도를 알아보기 위하여 Rhie와 Chow의 계산 결과와 비교하였는데[5], 본 연구의 수치해석 결과가 실험치에 더욱 접근하는 것을 알 수 있었다.

3.1.5 2차원 단면 설계에 적용

기존 실험 자료가 있고, 그 타당성이 검증된 수치해석 프로그램을 이용하여 2차원 단면들의 성능을 검증하였다. 일관성을 위하여 레이놀즈 수는 1.0×10^6 으로 고정하였다. 본 연구에서 약 20개 정도의 2차원 단면이 설계되었는데, 이들은 모두 수치해석 프로그램에 의하여 성능이 검증되었다.

그 중 우수한 성능을 보인 10개의 단면을 선별하여 기하학적특성 및 성능을 비교하였다. 각각의 단면에서 격자계를 생성한 후 수치해석을 수행한 결과는 Fig. 11에 양-항력 분포로 나타내었다. 성능 검증을 통하여 5개의 2차원 단면이 선택되어

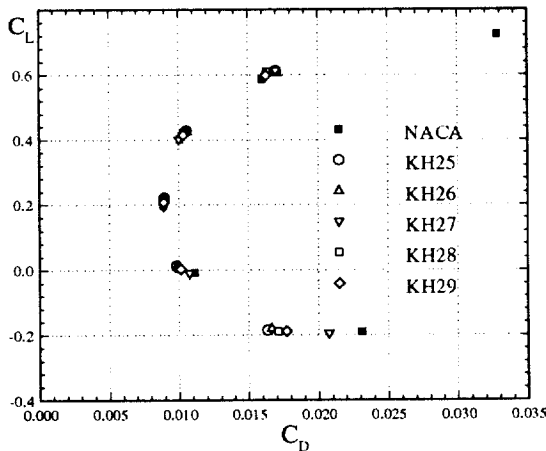


Fig. 11 CD-CL polar diagram by RANS code

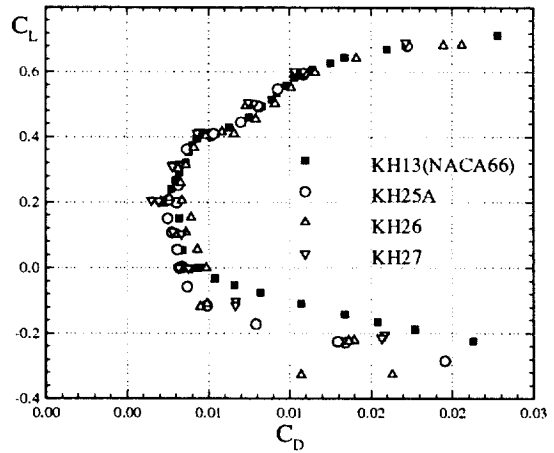


Fig. 12 Comparison of polar diagram (Rn=0.99×10⁶)

제작되었으며, 실험적으로 성능을 검증하였다.

4. 2차원 날개단면의 모형실험

4.1. 실험 결과 및 고찰

제작된 단면 모두 공동이 없는 상태에서의 양-항력 계측, 그리고 터널 내부 압력이 조절되는 상태에서 수행되는 공동 발생 시험이 수행되었다. 공동이 없는 단면의 실험에서는 양-항력비가 레이놀즈 수에 따라 서로 다른 경향을 갖기도 하는데, 레이놀즈 수에 따른 양력 및 항력의 계측 결과 양-항력비의 정확한 실험은 레이놀즈 수가 약 $0.8 \sim 0.9 \times 10^6$ 이상에서 수행되어야 항력의 계측에 신뢰성이 있는 것으로 나타났다.

그러나 공동 터널 내부 유동 특성을 고려할 때 유속이 $4.0 \sim 6.5$ m/s에서 균일도가 좋아, 엄밀한 양-항력비의 비교는 레이놀즈 수 0.9×10^6 에서 수행하여야 할 것으로 판단되었다.

양-항력 계측 실험은 초기 설계단면 및 2차 설계단면이 각각 다르다. 초기 단면에서는 레이놀즈 수가 0.66×10^6 및 0.99×10^6 , 그리고 2차 단면에서는 0.66×10^6 , 0.99×10^6 그리고 1.32×10^6 에서 수행되었다. 실험시 받음각은 무양력 받음각(zero-lift angle of attack)을 기준으로 각도를 계측하였다.

Fig. 12~14에서는 KH25A, 26 및 27의 각 받음

각에서 양력 및 항력 계수, 그리고 양-항력 관계를 보여주고 있다. 이때 레이놀즈 수는 0.99×10^6 이다. Fig. 14에서 KH26은 양의 양력 계수 C_L 의 범위에서 NACA단면보다 성능이 우수하지 않다. 이러한 $X_{t_{max}}/C=0.45$ 인 단면에서 모두 동일한 경향이 나타나고 있는데, 날개의 최대 두께가 뒷날로 이동하면 항력이 증가하는 현상은 KH13 및 14에서도 잘 나타나고 있다[3]. 그럼에도 최대 날개 두께의 위치를 뒷날 쪽으로 이동시킨 것은 프로펠러 끝단부에서 구름형캐비티 발생 가능성을 감소시키기 위해서이다.

Fig. 15~17에는 KH25B, 28, 29에 대해서 각 받음각에서의 양력 및 항력 계수와 양-항력 관계를 보여주고 있다. 여기서 레이놀즈 수는 0.99×10^6 이다. 공동 발생 상태의 유속은 6.36 m/s에서 수행되었다.

원칙적으로 공동 발생 시험은 기포동역학의 견지에서 가능한한 실선의 n^2D^2 와 동일하도록 유지해야 하나[4], 기준 단면인 KH13 단면과 비교할 수 있도록 KH13 단면의 실험 상태와 동일하게 하였다.

Fig. 18~20은 KH25B, 26, 27에 대하여 각 단면의 받음각에서 공동 초생, 5%, 25% 및 50% 공동 발생을 나타내는 $\sigma-\alpha$ bucket을 나타낸다. Fig. 21~22는 KH28, 29에 대한 각 받음각에서의 공동 초생, 5%, 25% 및 50% 공동 발생을 나타내

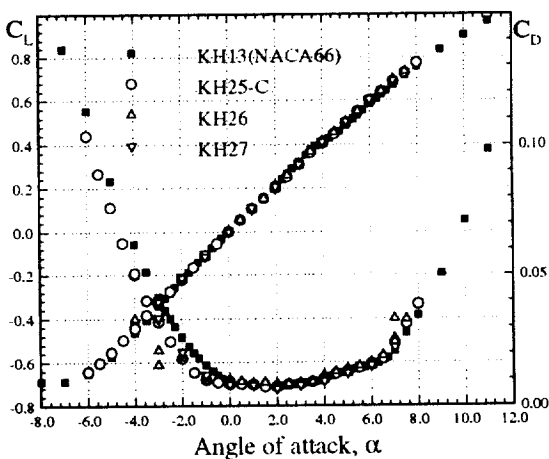


Fig. 13 α -CD, CL diagram($Rn=0.99 \times 10^6$)

는 $\sigma-\alpha$ bucket을 보였다.

공동 시험 결과, KH25, 26, 27, 28 및 29는 공동 수가 1.0이상인 경우, 개발된 모든 단면이 NACA단면보다 좁은 free bucket을 보여주지만 0.6~1.0이하의 경우, 실험 가능한 공동 수인 0.43에 도달하여도 공동 초생이 되지않기 때문에, 주 관심이 되는 공동 수 0.6 근처에서는 압력면 캐비티, 흡입면 캐비티 그리고 기포 캐비티 모두에 대한 성능이 우수하다고 판단된다. 이 중 KH28의 성능이 가장 우수하였다.

2차원 날개단면의 성능 검증을 위한 실험 결과, KH28 단면이 양-항력 bucket이 넓어지고 또한 넓은 C_L 구간에서의 높은 C_L-C_L/C_D 를 얻어 효율 측면에서 가장 우수한 것으로 나타났으며, 전술한 바와 같이 공동 free bucket는 공동 수에 따라 다르지만 공학적 관심이 큰 0.5~0.7 근처에서 넓은 것으로 나타나 공동 발생 측면에서도 우수한 것으로 보인다. 이러한 큰 양-항력비는CFD 수치계산 결과의 경향과도 잘 일치한다.

한편 실험결과를 분석해 볼 때 양-항력비의 정확한 실험은 레이놀즈 수가 약 $0.8 \sim 0.9 \times 10^6$ 이상에서 수행되어야 하며, 특히 항력의 계측에 신뢰성이 있을 것으로 보인다.

그러나 유속이 큰 경우는 실험중 날개단면이 흔들릴 소지가 크기 때문에 날개단면의 부착 구조에도 관심을 기울여야 한다.

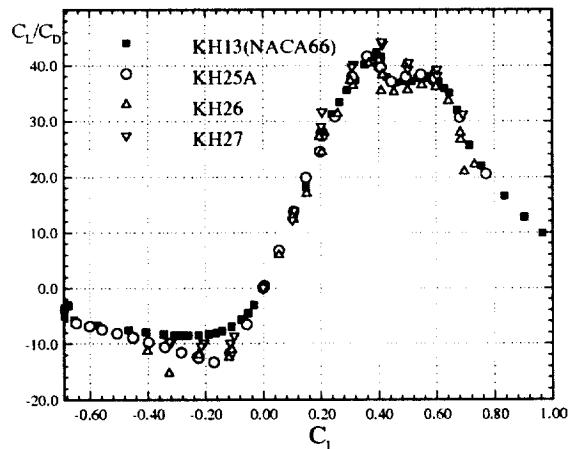


Fig. 14 Comparison of lift-drag ratio ($Rn=0.99 \times 10^6$)

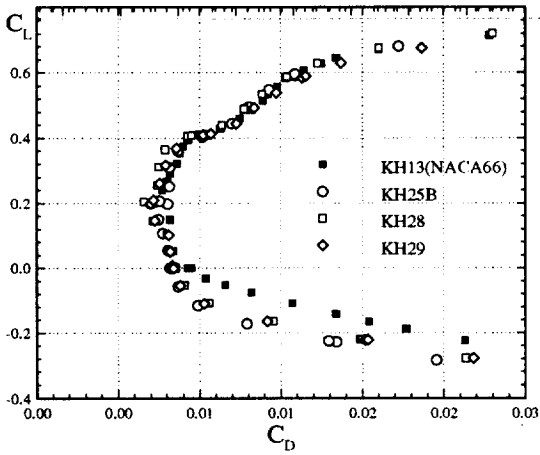


Fig. 15 Comparison of Polar Diagram

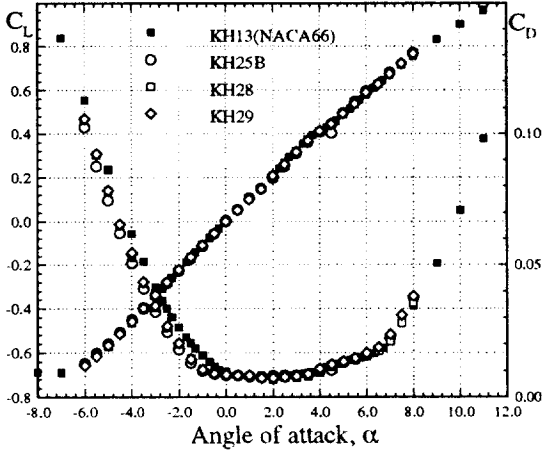


Fig. 16 α - C_D , C_L Diagram

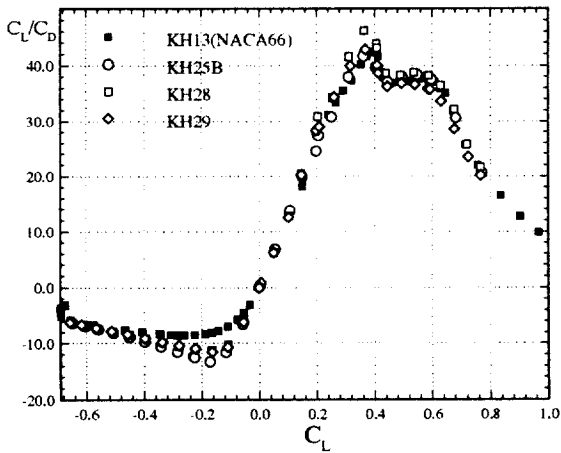


Fig. 17 Comparison of Lift-Drag Ratio

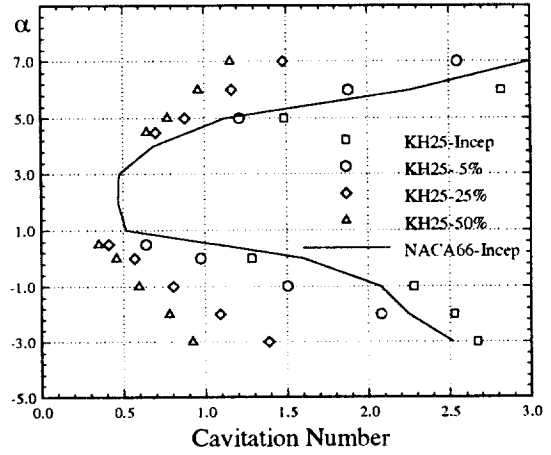


Fig. 18 Cavitation Free Bucket(KH25)

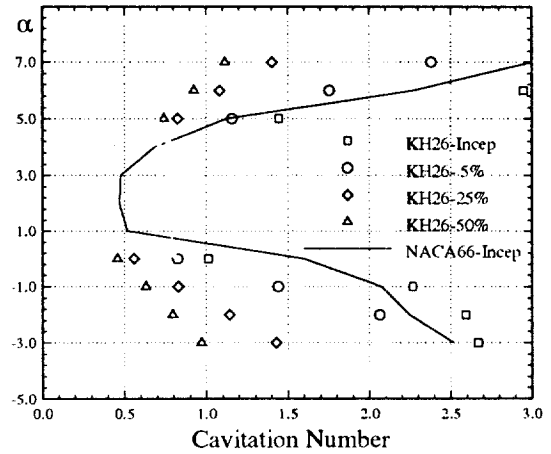


Fig. 19 Cavitation Free Bucket(KH26)

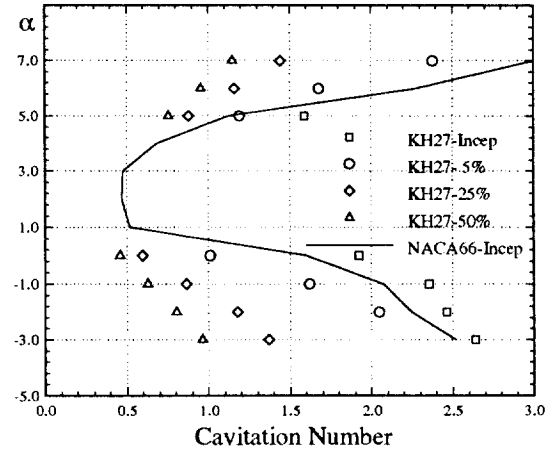


Fig. 20 Cavitation Free Bucket(KH27)

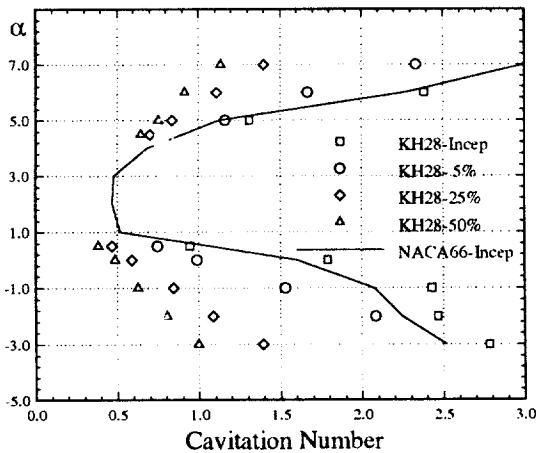


Fig. 21 Cavitation Free Bucket(KH28)

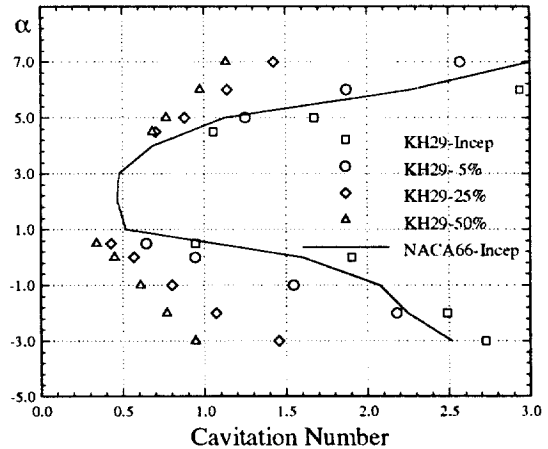


Fig. 22 Cavitation Free Bucket(KH29)

5. 결론 및 고찰

본 연구를 통하여 얻어진 결론과 추후 연구 방향을 다음과 같이 정리하였다.

1. 본 연구의 결과로 CFD를 이용한 수치 계산 및 설계 기법으로 NACA66, $\alpha=0.8$ mean line보다 양-항력비가 크고 공동 특성이 우수한 KH28 날개단면을 개발하였다.
2. 날개단면을 해석하기 위해서 유한체적법을 사용한 수치해석 기법을 활용하였다. 계산 결과는 실험 결과와 잘 일치하고 있으며, Eppler 방법에 의한 결과와 비교하여 볼 때, 양-항력비 추정 정도가 매우 우수함을 알 수 있었다.
3. 상기에서 얻어진 KH28 단면은 공동 실험 결과로부터 프로펠러의 작동 범위에서 공동 특성이 우수함을 확인하였다.
4. 본 연구에 적용된 수치계산 기법인 표준 $k-\epsilon$ 난류 모델은 전 유동장을 난류로 가정하기 때문에 벽면에서의 거동을 예측하는데 문제가 있을 수 있다. 벽면거동을 보다 편리하고 정확하게 예측하기 위해서는 2 경계층 $k-\epsilon$ 난류 모델을 적용할 예정이며, 앞으로 이에 대한 적용 연구는 계속 수행될 계획이다.
5. 본 연구에서 완전히 규명하지 못한 날개단면 앞날 반경 변화가 양-항력에 미치는 영향에 대

한 연구가 수반되어야 한다. 연구 결과 얻어진 고효율 날개단면은 프로펠러 0.7반경의 단면이 대상이었으므로, 공동이 문제가 되지않는 0.4~0.5반경의 단면에 대해서도 위와 같은 설계 및 비교 실험이 수행되어야 3차원 프로펠러 확장 시 많은 도움이 될 것으로 판단되었다.

이러한 RANS 방정식을 풀어 날개단면을 개발 하려는 시도가 본 연구에서 처음으로 시도되었으며, 산-학계의 많은 조언을 바란다. 본 연구는 삼성중공업과 선박해양연구센터가 수행한 ‘삼성 2차원 날개단면의 성능해석 연구’ 과제임을 밝혀둔다.

참고 문헌

- [1] R. Eppler, "Airfoil Design and Data", Springer-Verlag, 1988
- [2] J. W. Ahn and H. J. Sung, "Prediction of Two-Dimensional Momentumless Wake by $k-\epsilon-\gamma$ Model", AIAA J., Vol. 33, No. 4, April 1995
- [3] 이 진태, 안 종우, 김 기섭, 김 문찬 외, "고효율 프로펠러 시리즈 개발", 한국기계연구원, 1988
- [4] B. E. Launder and D. B. Spalding, "The Numerical Computation of Turbulent

- Flows; Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering, pp. 269-289, 1974
- [5] C. M. Rhie and W. L. Chow, "A Numerical Study of the Turbulent Flow Past an Isolated Airfoil with Trailing Edge Separation", AIAA Journal Vol. 21, pp. 1525-1532, 1983
- [6] J. P. Van Doormal and R. D. Raithby, "Enhancement of the SIMPLE Method for Predicting Incompressible Fluid Flow", Numerical Heat Transfer, Vol. 7, pp. 147-163, 1984
- [7] J. Zhu, "A Low-Diffusive and Oscillation-Free Convection Scheme", Communications in Applied Numerical Methods, Vol. 7, pp. 225-232, 1991
- [8] K. S. Kim and M. K. Chung, "Computation of the Turbulent Flow Field around an Aerofoil by $k-\epsilon-\gamma$ Model in a Non-Staggered, C-Type Single-Grid System", Communications in Numerical Method in Engineering, Vol. 11, pp. 873-886, 1995
- [9] N. Gregory and C. L. O'Reilly, "Low Speed Aerodynamic Characteristics of NACA0012 Aerefoil Section, Including the Effects of Upper Surface Roughness Simulating Hoarfrost", Aero Report 1308, N.P.L., 1970
- [10] I. H. Abbott and A. E. Von Doenhoff, "Theory of Wing Sections", Dover Publications, 1959
- [11] M. J. Stanier, "Propeller Blade Sections with improved Cavitation Inception Speed", Proc. Institution of Mechanical Engineers-Cavitation, Cambridge, 1992