
 論 文

大韓造船學會論文集
 第 35 卷 第 1 號 1998年 2月
 Journal of the Society of
 Naval Architects of Korea
 Vol. 35, No. 1, February 1998

비대칭 후류를 고려한 경사축 추진기의 유동해석

표상우*

The Effect of Trailing Wake Asymmetry on a Propeller Blade Forces in Inclined Inflow

by

Sangwoo Pyo*

요 약

본 논문에서는 경사축에 의해 추진기의 후면에 형성되는 비대칭 후류를 모델링하였고 이를 사용하여 추진기에 발생하는 비정상력과 모멘트를 계산하였다. 또한 공동발생시 비대칭후류가 공동형상에 미치는 영향을 계산, 검토하였다. 추진기의 비대칭 후류위치를 계산하기 위해 유입유동을 축방향, 접선방향 그리고 반경방향으로 나누고 축방향 유동만을 이용, 후류면에서 zero pressure jump 조건을 만족하는 대칭후류 위치를 계산한 후, 접선방향 및 반경방향의 유동을 추진기의 매 회전 위치에서 계산하여 대칭 후류와의 선형 합을 통해 비대칭 후류위치를 계산하였다. 새로운 비대칭 후류모델을 비정상 공동중의 추진기에 적용하여 대칭후류모델의 결과 및 실험 결과와 비교하였다. 비교결과 비대칭 후류모델로부터 계산된 비정상력 및 모멘트가 대칭 후류모델로부터의 결과들 보다 실험치와 좋은 일치성을 보임을 확인하였다.

Abstract

Unsteady propeller blade forces arising from shaft inclination have been found to be an important contribution to total blade forces. The position of the wake relative to a blade oscillates with the first blade frequency, thus giving rise to unsteady blade forces which is significant relative to the forces produced directly by flow inclination. In order to find a wake geometry due to shaft inclination, a non-axisymmetric wake model is developed and applied to a specific case, which has experimental values. Predicted cavity shapes and unsteady forces acting on the blades of an inclined shaft propeller are compared to those predicted by other numerical methods, as well as those measured in experiments.

접수일자: 1997년 9월 22일, 재접수일자: 1997년 11월 17일

* 정회원, 서울대학교 조선해양공학과

1. 서론

추진기 주위의 유동을 해석하는데 있어 후류면의 정확한 위치를 결정하는 것은 필수적이다. 특히 추진기의 전진비가 작아지면서 후류의 영향이 커지므로 후류면의 위치는 추진기주위의 국부적 유동 및 추력, 효율과 같은 전체유동을 정확히 결정하는 중요한자가 된다. 후류면은 잘 알려진 것과 같이 후류면에 힘이 작용하지 않는다는 간단한 조건(zero pressure jump)에 의해 결정되지만 이의 수치적 수행은 간단치 않으며 많은 수치적 방법들이 연구되어왔으며 지금도 시도되고있다.

대칭유동(axisymmetric inflow)중 후류면의 위치를 구하기 위해, 임의로 가정된 후류면의 위치로부터 Iteration을 통해 zero pressure jump조건을 만족시키는 후류면의 위치를 찾는 방법이 Greeley등[1]에 의해 처음 제안되었으며 이는 후에 Keenan[2]에 의해 비대칭유동(non-axisymmetric inflow)의 경우로 확장되었다. 이 방법을 사용함으로써 광범위한 영역의 전진비에 대해 실험치와 일치하는 힘과 모멘트들을 얻을 수 있었다. 특히 선형후류모델[5]을 사용하여 날개에 작용하는 힘을 계산한 경우 작은 전진비에서 발생하던 실험치와의 차이를 크게 줄일 수 있었다. 그러나 이 방법은 유입유동의 반경방향성분을 계산에 포함시키지 않고 실험치를 이용한 후류의 수축(contraction)효과로 대치시켰기 때문에 경사축에 의해 경사유동이 유발되는 경우처럼, 유동의 수직방향성분이 큰 경우 별도로 수직성분유동을 포함시켜야한다[3]. 비정상중, 경사유동을 고려한 후류위치의 계산은 Kerwin[4]에 의해 실행되었으며 계산된 결과가 실험치와 좋은 일치를 보였다. 그러나 Kerwin의 방법[4]은 매 회전된 위치에서 후류면을 계산하는 대신 influence 계수들의 대칭관계를 이용하였으며 공동현상을 포함하지 않았다.

본 연구에서는 Greeley[1]의 비선형후류모델을 살펴보고, 그의 방법과 Kerwin의 방법을 확장하여 공동이 발생하는 경사축추진기의 후류면의 위치를 계산하고, 그 계산된 후류면의 위치를 이용한 추진기주위의 유동해석으로 후류면에 의한 공동의

모양변화와 추진기에 작용하는 비정상 힘의 변화등을 고찰하고자 한다.

2. 비선형 후류

초기 추진기설계 및 해석에 주로 사용되던 양력선 이론(lifting line theory)의 경우 후류의 형태는 helix로, 후류면이 유입유동과 추진기의 회전으로인 한 유동이 이루는 방향으로 진행된다고 가정하였다. 그 경우 피치각

$$\beta(r) = \tan^{-1} \left(\frac{V_A(r)}{\omega r + V_T(r)} \right)$$

여기서 r 은 양력선 위, 임의의 점의 반경방향 위치이고, ω 는 추진기의 회전각속도, $V_A(r)$, $V_T(r)$ 는 각각 유입유동의 축방향과 접선방향성분 임.

그러나 이러한 가정은 추진기의 전진비가 작아지면서, 즉 후류면이 추진기에 가까워지면서 추진기에 대한 후류의 영향이 커지므로 계산결과에 큰 오차를 주게된다. 이를 개선하기 위해 추진기에 의한 축방향 (u_a) 및 접선방향(u_t) 유기속도를 후류면의 피치에 포함시켰다.

$$\beta_i(r) = \tan^{-1} \left(\frac{V_A(r) + u_a(r)}{\omega r + V_T(r) + u_t(r)} \right)$$

한편, 양력면 이론(lifting surface theory)에서는 후류영역을 transition영역과 ultimate영역으로 나누어 후류의 위치를 계산하였다. Transition영역은 날개의 끝에서, 날개끝 보오텍스 및 허브 보오텍스가 형성되는 위치까지로 정의되며, 영역 내에서의 피치각은 β_T 로 일정한 값을 갖는다. 피치각 β_T 는 유입유동에 의한 피치각 β_{hydro} 와 추진기반경의 70%에서의 추진기피치각 $\beta_{0.7R}$ 의 평균으로 가정한다. 즉

$$\beta_T = \frac{\beta_{hydro} + \beta_{0.1R}}{2}$$

Ultimate영역에서는 날개끝 보오텍스가 피치각 β_u 를 갖고 진행한다고 가정한다. 그 때 피치각

$$\beta_u = 1.15\beta_T .$$

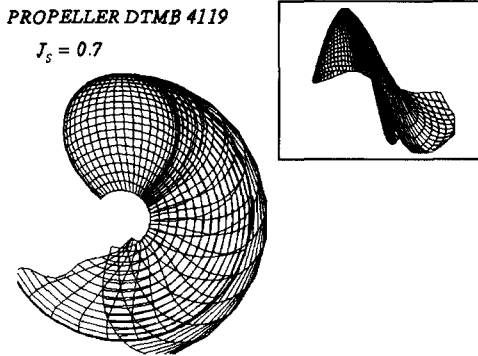


Fig.1 The linear and the non-linear (aligned) wake models: Propeller DTMB 4119

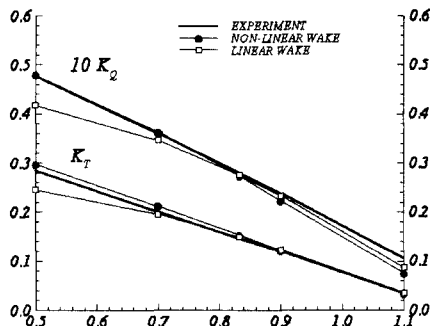


Fig.2 K_T & $10 K_Q$ for Propeller DTMB119 : Linear and non-linear wake models

이상의 후류모델을 선형후류모델이라 하며, 이는 주로 공동이 발생되는 추진기에 성공적으로 사용되어왔다[5]. 하지만 선형후류모델은 후류면에서

zero pressure jump조건을 만족하지 않으며 이로 인해 작은 전진비에 대한 수치계산 결과가 큰 오차를 가지므로 이를 해결하기 위한 새로운 후류 모델이 요구되었다. 이에 유입속도가 아닌 실제 추진기의 후류면에서 계산된 유동과 일치(aligned)하는 후류의 계산이 Greeley등[1]에 의해 제안되었다. Greeley[1]에 의해 제안된 방법은 다음과 같다.

가정된 후류면을 사용하여 비점성 문제를 풀고, 추진기의 뒷면(trailing edge)에서 유기속도를 계산한 후 이 속도와 후류면의 끝에서 Loukakis이론[1]에 의해 주어지는 유기속도를 이용하여 새로운 후류면의 위치를 계산한다. 새로운 후류면에서 zero pressure jump조건을 만족할 때까지 위의 계산을 반복하여 후류면을 찾아낸다. 이 방법은 추진기분야에서 수치해석방법의 종류와 관계없이 가장 널리 그리고 성공적으로 사용되고 있다[1][6].

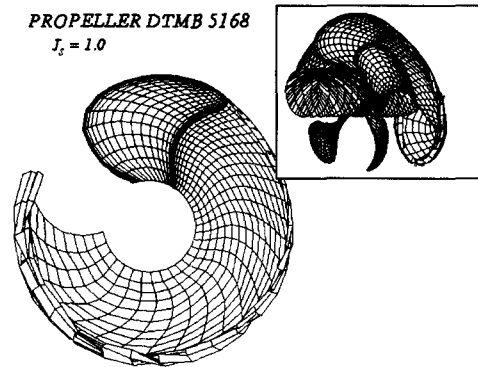


Fig.3 Fully aligned wake model: Propeller DTMB 5168 at $J_s=1.0$

추진기 DTMB 4119에 대해 선형후류모델과 Greeley[1]의 비선형후류모델을 적용했을 경우, 후류면 위치의 차이와 계산된 K_T , K_Q 의 값이 Fig.1와 Fig.2에 각각 보여지고 있다. 모든 수치계산에 각각 40개와 20개의 코드방향 및 스펠방향 패널을 사용하였다. Fig.2에서 볼 수 있듯이 전진비가 작은 경우, 비선형후류의 결과들이 선형후류의 결과들보다 실험치와 잘 일치하고 있다. 그러나

Greeley[1]의 방법은 후류면을 실제유동과 일치시킬 때 반경방향유동은 포함시키지 않으며, 이를 후류의 수축 (contraction)으로 대체하고 있다. 최근 모든 유동성분 및 Roll-Up현상을 포함해 후류면의 위치를 구하는 방법[7]이 Fig.3에서 볼 수 있는 것같이 제시되었으나 과도한 계산시간으로 정상유동중의 추진기해석에 국한되어 사용되고 있다. 본 연구에서는 계산시간이 중요 인자가 되는 공동시 경사추진기의 후류면을 찾는 것이 목적이므로 Greeley[1]의 방법에 반경방향유동성분을 직접 포함시켜 후류면의 위치를 찾는 방법이 효과적일 것이다.

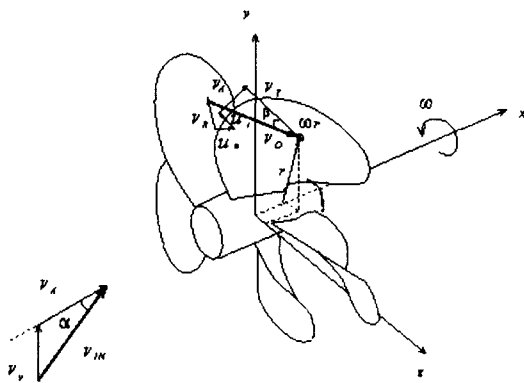


Fig.4 A propeller subject to inclined flow

3. 경사유동중의 후류계산

균일유동(uniform inflow)중 추진기의 축이 경사각 α 를 가졌을 경우 추진기주위의 유동은 Fig.4에서 볼 수 있는 것 같이 추진기가 경사각 α 의 경사유동을 받는 경우와 같다. Fig.4에서 유입속도 V_{IN} 을 수직성분 V_y 와 축방향성분 V_A 로 나누면 반경방향 속도성분 V_R 과 접선방향 속도성분 V_T 는 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$V_R(\theta) = V_y \cos \theta = V_A \tan \alpha \cos \theta \quad (1)$$

$$V_T(\theta) = -V_y \sin \theta = -V_A \tan \alpha \sin \theta \quad (2)$$

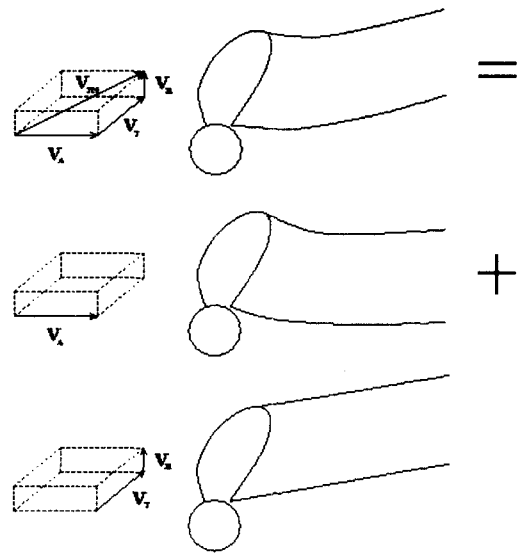


Fig.5 Velocity diagram for the inclined flow wake model

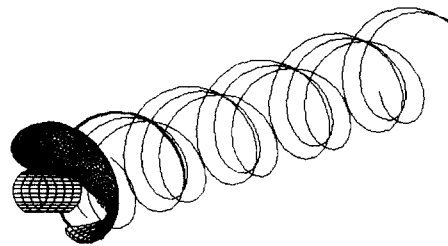


Fig.6 The key blade and its trailing wake geometry at three different angular locations

식 (1),(2)에서 볼 수 있듯이 비정상 경사유동중 추진기가 회전하면서 날개에 유입되는 유동은 매 각도마다 다르므로 매 각도마다 후류의 위치를 계산해야한다. 이를 피하고 계산시간을 줄이기 위해 다음과 같은 방법을 사용한다. Fig.5와 같이 후류를 형성하는 유입유동을 축방향성분, 접선방향성분, 반경방향성분으로 나누고 축방향성분만을 이용하여 Greeley[1]의 방법에 의해 축방향, 접선방

항유기속도를 계산한다. 접선방향성분과 반경방향성분의 경우 유기속도는 무시하고 유입성분만을 위에서 구한 속도성분에 선형 합을 한다. 이를 식으로 표현하면, 후류면 위의 임의의 점에서 3방향 속도는 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\begin{aligned} V_o^A &= V_A + u_a \\ V_o^R &= V_R(\theta) \\ V_o^T &= V_T(\theta) + u_t + \omega r \end{aligned} \quad (3)$$

여기서 u_a, u_t 는 추진기에 의해 유기되는 축방향 및 접선방향속도로 Greeley의 방법에 의해 계산된 값임.

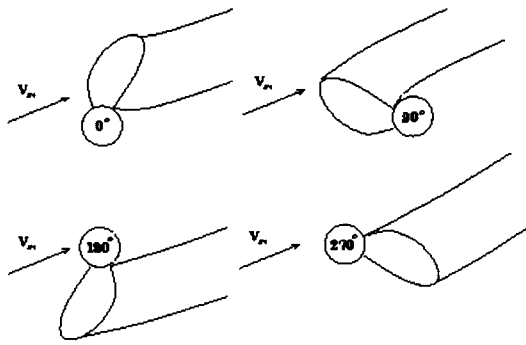


Fig.7 Sketch of the key blade & its wake in inclined flow at four different angular locations(minus)

식 (3)에서 볼 수 있듯이 반경방향의 속도는 유입속도성분만을 포함하고있다. 식 (3)을 이용하여 날개의 끝단에서 형성되는 후류의 위치를 계산하자. 날개가 $\Delta\theta$ 만큼 회전했다고하면 후류의 위치 변화를 다음과 같이 표시할 수 있다.

$$\begin{aligned} \Delta x &= V_o^A \Delta t = \frac{V_A + u_a}{V_S} \left(J_S \frac{\Delta\theta}{180} \right) \\ \Delta y &= \Delta R \cos \theta - \Delta T \sin \theta \\ \Delta z &= \Delta R \sin \theta + \Delta T \cos \theta \end{aligned} \quad (4)$$

여기서 V_S 는 배의 속도, J_S 는 전진비임.

$$\begin{aligned} \Delta t &= \frac{\Delta\theta}{\omega} = \frac{J_S}{V_S} \frac{\Delta\theta}{180} \\ \Delta R &= V_o^R \Delta t = \frac{V_R}{V_S} \left(J_S \frac{\Delta\theta}{180} \right) \\ \Delta T &= V_o^T \Delta t = \left[\frac{V_{T+u_t}}{V_S} + \frac{\pi}{J_S} \right] \left(J_S \frac{\Delta\theta}{180} \right) \end{aligned}$$

Fig.6는 식 (4)를 이용하여 계산된 3개의 서로 다른 각도에서의 후류모양을 보여주고 있으며, Fig.7는 한 바퀴 회전했을 경우 전체적인 후류의 위치를 $-\theta$ 에 관해 보여주고 있다. Fig.7에서 볼 수 있는 것처럼 회전각도에 관계없이 후류면은 항상 수직방향으로 향하고있다.

4. 계산결과

개발된 새로운 후류모델과 선형후류모델을 사용하여 비정상 유동중 추진기의 공동을 계산한 후 (MIT lifting surface code인 HPUF-3A사용), 두 후류모델의 결과들을 비교하였다. 비교계산에 사용된 추진기는 DTMB 4661로 Table 1 에 추진기 형상의 기본 수치가 표시되어있다. 이 경우 경사 각 α 는 10° 이며 실험치[8]와의 비교를 위해서 일차조화력과 모멘트(first harmonic force & moment)는 각각 $\rho n V_A D^3$ 와 $\rho n V_A D^4$ 으로 무차원 화시켰다. 총 계산시간은 586급 PC에서 3분정도 소요되었다.

- Number of Blades : 5
- Hub/Diameter ratio : 0.3
- Section meanline : NACA a=0.8
- Section thickness : NACA 66 (modified)
- Design J_s : 1.038

Fig.8에서 볼 수 있듯이 전진비가 상당히 큰 경우를 제외하곤 두 결과가 예상된 것보다 큰 차이를 보였다.

Table 1 The geometry of the propeller DTMB 4660

r/R	P/D	rake/D	skew(deg)
0.3	1.165	0.0091	2.985
0.35	1.296	0.0103	3.481
0.45	1.480	0.0103	4.810
0.55	1.566	0.0103	6.631
0.65	1.566	0.0103	8.978
0.75	1.498	0.0103	11.895
0.85	1.381	0.0103	15.410
0.90	1.306	0.0102	17.403
0.95	1.222	0.0103	19.557
1.00	1.128	0.0102	21.876

r/R	c/D	f/c	t/D
0.3	0.178	0.0000	0.0420
0.35	0.210	0.0050	0.0372
0.45	0.271	0.0209	0.0290
0.55	0.327	0.0267	0.0226
0.65	0.374	0.0256	0.0178
0.75	0.406	0.0209	0.0146
0.85	0.409	0.0151	0.0122
0.90	0.387	0.0122	0.0110
0.95	0.326	0.0094	0.0091
1.00	0.000	0.0000	0.0000

차조화력과 모멘트를 Kerwin[4]의 결과와 Boswell 등[8]에 의한 실험치와의 비교를 보여주고 있다. 각각 계산에 사용된 경사각은 10°, 20° 이고 두 경우 모두 공동은 발생하지 않았다. 두 계산 결과가 대체로 실험치와 일치함을 볼 수 있으며 일차조화력의 경우 제안된 방법이 더 나은 결과를 보여주고 있다. 후류가 공동의 모양과 크기에 미치는 영향을 보기 위하여 공동수(cavitation number)를 0.2로 낮춘 후, 제안된 후류와 선형후류로부터 공동의 모양을 계산하였다 (Fig10,11).

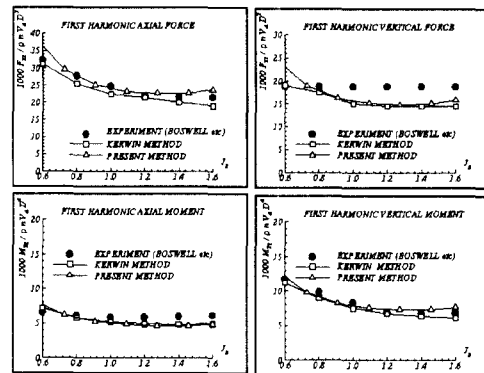


Fig.9 The first harmonic force/moment acting on a key blade for 10deg inclination: Propeller DTMB 4661

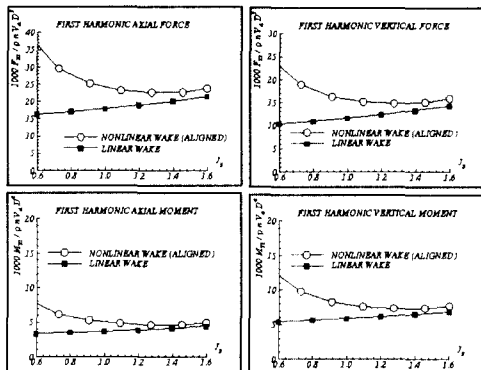


Fig.8 The first harmonic force/moment acting on a key blade for 10deg inclination(present, linear wake)

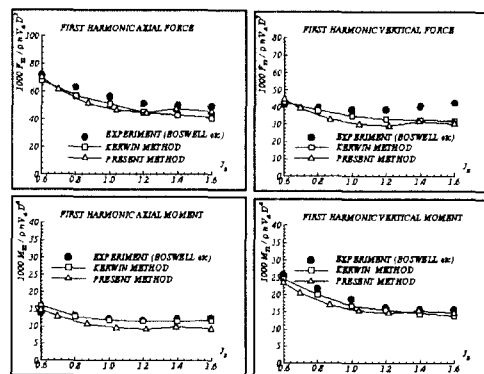


Fig.10 The first harmonic force/moment acting on a key blade for 20deg inclination: Propeller DTMB 4661

Fig.9,10은 제안된 후류모델을 사용해 계산한 일

두 그림은 각각 경사각 10°, 20°에 대한 결과이며 추진기가 top ($\theta=0^\circ$) 과 bottom($\theta=180^\circ$) 에 있는 경우 보다 좌우현 ($\theta=90^\circ, \theta=190^\circ$)에 있을 경우 두 후류로부터 계산한 공동의 모양차이가 크을 볼 수 있다. 또한 예상과는 달리 최대 공동발생이 좌우현에 있음을 볼 수 있다. 일반적으로 추진기의 축이 경사하지않은 경우 최대공동은 top에서 발생한다. 정확한 공동의 예측이 소음이나 진동의 계산에 필수적이기 때문에 일반 추진기와 공동분포의 성질이 다른 경사축 추진기와 같은 경우 정확한 공동위치, 크기의 계산이 필수적이다. 그러므로 이 경우 비대칭 후류모델의 적용이 중요하다.

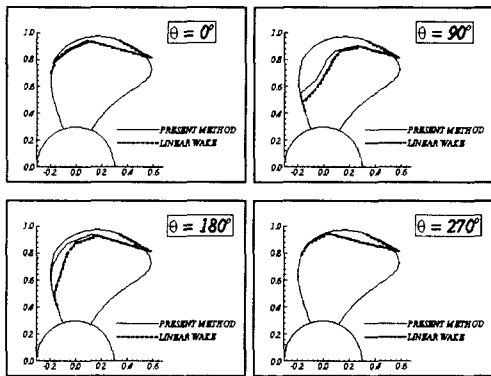


Fig.11 The cavity shape at four angular locations for 10deg inclination: $J_s=1$, $\Sigma=0.2$, $Fn=1.165$

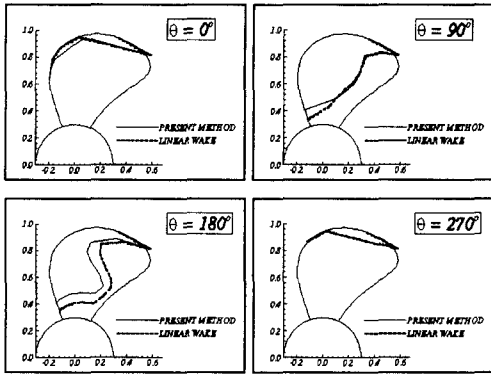


Fig.12 The cavity shape at four angular positions for 20deg inclination: $J_s=1$, $\Sigma=0.2$, $Fn=1.165$

Fig11, 12는 이들 두 경우에 대해, 회전각에 따른 공동의 체적분포를 각 유입유동성분 별로 보여주고 있다. 그림에서 볼 수 있는 것처럼 유입유동의 접선방향성분이 공동체적에 가장 큰 영향을 미치며 이로 인해 최대공동이 발생하는 위치가 이동한다.

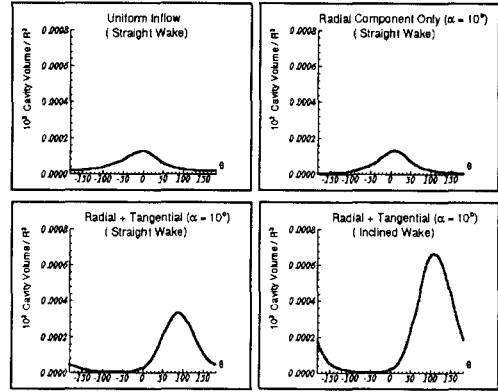


Fig.13 The cavity volume as a function of blade angle for 10deg inclination

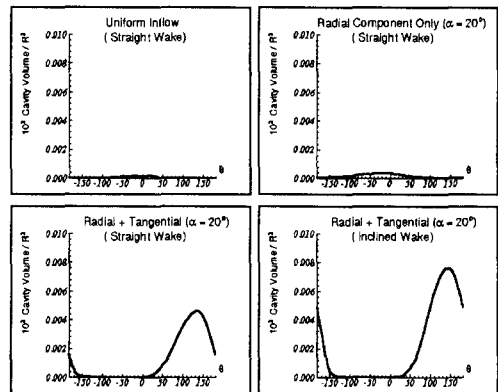


Fig.14 The cavity volume as a function of blade angle for 20deg inclination

5. 결론

기존의 선형후류모델과 비선형후류모델에 대한 고찰을 통해 전진비가 작은 경우 비선형후류모델의 적용이 필수적이라는 사실을 확인할 수 있었다. 또한 경사축을 가진 추진기와 같이 수직방향의 유입유동성분이 있는 경우 정확한 힘과 공동의 모양

을 예측하기 위해 수직방향 성분을 반드시 포함시켜야하며 이는 비선형후류모델과 매 회전위치에서 유동의 수직성분의 선형 합에 의해 실행되었다. 이렇게 구해진 비대칭후류면이 공동의 모양이나 비정상 중 날개에 작용하는 힘에 미치는 영향은 상당히 크며, 이를 고려했을 경우, 실험치와 일치하는 결과를 얻을 수 있었다.

참 고 문 헌

- [1] Greeley, D. & Kerwin J.E., "Numerical Methods for Propeller Design and Analysis in Steady Flow", Trans. SNAME, Vol.90, 1982
- [2] Keenan, D.P., "Marine Propellers in Unsteady Flow", PhD thesis, MIT, 1989.
- [3] Pyo S. & Kinnas S.A., "Propeller Wake Alignment Models in Uniform and Inclined Inflow", Propellers/Shafting '97, Virginia Beach, Virginia, 1997.
- [4] Kerwin, J.E., "The Effect of Trailing Vortex Asymmetry on Unsteady Propeller Blade Forces", Technical Report, MIT, 1979.
- [5] Lee, C-S, "Prediction of Steady and Unsteady Performance of Marine Propellers with or without Cavitation by Numerical Lifting Surface Theory", PhD thesis, MIT, 1979.
- [6] Lee, J-T , "A Potential Based Panel Method for the Analysis of Marine Propellers in Steady Flow", PhD thesis, MIT, 1987.
- [7] Pyo, S. & Kinnas, S.A., "Propeller Wake Sheet Roll-Up Modeling in Three Dimensions", Journal of Ship Research, 1997.
- [8] Boswell, R. & Jessup, S. & Kim, K. & Dahmer, D., "Single-Blade Loads on Propellers in Inclined and Axial Flows", Technical Report, DTNSRDC84/084, 1984.