

핀의 성능에 미치는 꼬리날개의 영향

서대원*, 정성욱*, 이승희†*

인하대학교 선박공학과*

Influence of Tail Blades on the Performance of a Fin

Dae Won Seo*, Seong Wook Jeong* and Seung-Hee Lee†*

Dept. of Naval Architecture and Ocean Engineering, Inha University*

Abstract

Fins are widely used for roll stabilization of car ferries and passenger ships as well as high performance naval ships. In the present study, model experiments and numerical simulations are performed to investigate the influence of tail blades on the performance of a fin stabilizer for various angles of attack. It is found that a considerable improvement in performance of the fin stabilizer is achieved with adoption of the tail blades. The results can be utilized for the design of a high-lift control surfaces including fin stabilizers.

※Keywords: Fin stabilizer(핀 안정기), Tail fin(꼬리날개), CFD(전산 유체 역학), Model experiment (모형 시험), Numerical Simulation(수치해석)

1. 서론

파도에 의한 선체운동이 심해지면 선박의 항해나 설치기기의 운용에 문제가 야기되고, 탑승한 승객들에게도 불편을 줄 수 있다. 따라서 선박의 운동성능 향상과 승객의 승선감을 높이기 위하여 파도에 의한 선박 운동을 감소시킬 필요가 있다.

선박의 6자유도 운동 중에서 횡 동요는 선형에 의한 감쇠력이 작고, 다른 운동성분보다 상대적으로 작은 힘으로도 효과적으로 억제할 수 있기 때

문에, 다른 운동성분보다 많은 관심을 받아왔다. 이러한 횡 동요 억제에 일반적으로 많이 쓰이는 장치로는 빌지 키일(Bilge Keel), ART(Anti-Rolling Tank) 그리고 핀 안정기(Fin Stabilizer) 등을 들 수 있다.

핀 안정기는 다른 횡요저감 장치보다 효과적인 방법으로 알려져 있다. 통상 잘 설계된 핀 안정기의 경우 횡 동요를 최소한 50% 이상 감소시킬 수 있다고 알려져 있다.

그러나 이러한 장점에도 불구하고, 선박의 전진 속도가 낮거나, 매우 험한 파랑 중에서는 그 효과가 대폭 줄어드는 것으로 알려져 있다. 또한 다른 횡 동요 감쇠장치 보다 상대적으로 복잡하고, 설치

접수일: 2006년 9월 27일, 승인일: 2006년 12월 29일

† 교신저자: shlee@inha.ac.kr, 032-860-8812

비용이 많이 들며, 보수 및 유지에 많은 신경을 써야하기 때문에 과거에는 주로 군용선박이나 고급 여객선과 같은 특수한 선박에만 쓰여 왔다.

그러나 근래에 들어서는 선박의 고급화, 고속화 추세와 승무원 및 승객의 안락성 향상을 위하여 횡 동요 감쇠장치를 채택하는 경우가 늘어나고 있어서 일반 상선이나 여객선에도 핀 안정기의 장착이 점차적으로 일반화 되고 있다.

선박의 핀이나 타는 일반적으로 뒷날이 가는 형상의 날개를 이용한다. 받음각이 작으면 날개 양력의 크기는 자유유동의 속도와 받음각의 함수이지만, 받음각이 너무 커지면 박리 및 스톨 현상이 발생하게 된다. 이러한 현상을 지연시키거나 방지하여 일반 날개로부터 더 큰 양력을 얻기 위해서는 날개 단면의 형상 변화, 분사(bowing), 흡입(suction) 또는 플랩(flap) 등과 같은 부가물을 부착하는 방법 등이 사용되고 있다(나윤철 등 1997, 박제준과 이승희 2000, 안해성과 김효철 2003). 최근에는 조석규와 홍사영(2004)에 의해 핀 안정기의 성능평가 방법에 대한 연구가 진행되었다.

본 연구에서는 핀 안정기용 핀에 두 개의 꼬리날개를 부착하고 이 때 나타나는 양력성능의 향상 정도를 실험적인 방법과 수치적인 방법을 사용하여 조사하고 비교하였다.

2. 모형 시험

2.1 모형의 제원 및 형상

핀 안정기용 핀의 모형 형상은 Fig. 1과 같다. 본 연구의 핀 안정기용 핀은 주 날개 (main blade)와 두 개의 꼬리날개(tail fins) 그리고 날개 끝판(end plates)으로 이루어져 있다. 주 날개로는 NACA 6 시리즈 날개단면 중의 하나인 NACA 65030을 택하였으며, 꼬리날개는 주 날개 뒷날 부근에서 발생하는 박리(separation)현상을 지연시킬 수 있도록 유동을 가속해 줄 수 있는 형상으로 설계하였다. 또한 주 날개의 하중이 날개 끝단에서 감소하는 것을 줄이고, 꼬리날개를 지지하기 위하여 날개 끝판을 부착하였다.

핀의 제원은 Table 1과 같다. 실험은 주 날개 단독모형인 Fig. 2와 주 날개에 꼬리날개를 붙인

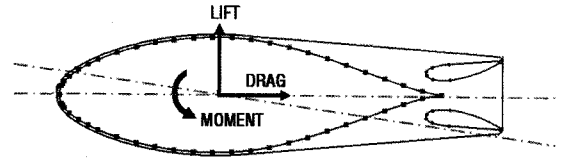


Fig. 1 Schematic diagram of wing sections and force components acting on the fin stabilizer

Table 1 Principal particulars of the fin

	Prototype	주날개	주날개+ 꼬리날개
Scale	1	10	10
Speed	10(knots)	1.627(m/s)	1.627m/s
Chord (main blade)	1.26m	0.126m	0.126m
Chord (tail fins)	0.25m	-	0.025m
Chord (total)	1.47m	0.126m	0.147m
Project area	1.50m ²	0.012m ²	0.015m ²
Maximum Thickness	0.378m	0.0378m	0.0378m

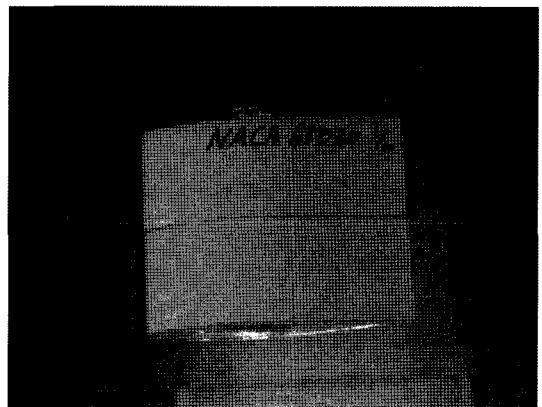


Fig. 2 Main blade (scaled model, NACA 65030)

Fig. 3의 두 가지 모형에 대해 실시하였다. 주 날개 단독 모형은 수치제어형 모형삭성기를 사용하여 우레탄으로 제작하였고, 표면을 매끄럽게 하기 위해서 폴리코트로 표면을 코팅하였다. 꼬리날개를 부착한 경우에는 상대적으로 복잡한 형상과 많은 부품을 가지므로 조립이 쉬운 알루미늄으로 제작하였다.

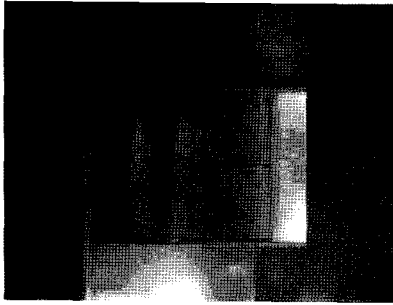


Fig. 3 Main blade with tail fins

2.2 모형시험

모형시험은 인하대학교 감압회류 수조동에서 수행하였다. 감압 회류수조의 계측부 길이는 5m, 폭은 1.4m, 수심은 0.02m~0.84m이다. 최대 유속은 6m/s이며, 최저압력 10 kPa까지 감압할 수 있다. 모형시험의 유속은 모형의 크기와 회류수조에서 정확한 데이터를 얻을 수 있는 속도를 감안하여 1.627m/s에서 수행하였다. 가속형 꼬리날개가 부착된 모형시험의 경우 반응각이 커짐에 따라 자유 수면의 공기가 빨리 들어오게 되는데 이것을 막기 위하여 직상부의 수면에 누름판(suppressing plate)을 설치하였다. 측정 반응각은 실속이 예상되는 부근에서는 2° 간격으로 측정하였다. 측정 장비로는 Fig. 1과 같이 양력, 항력, 피칭모멘트를 측정할 수 있는 3분력계를 사용하였다.

3. 수치해석

3.1 지배방정식

지배방정식은 연속방정식과 운동량 방정식으로 좌표축 $x_i = (x, y, z)$, 각 축 방향의 평균 속도성분을 $u_i = (u, v, w)$ 라고 하면 다음과 같다.

$$\frac{\partial u_i}{\partial x_i} = 0 \tag{1}$$

$$\begin{aligned} & -\frac{\partial}{\partial t}(\rho u_i) + \frac{\partial}{\partial x}(\rho u_i u_j) \\ & = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\mu \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \right] \\ & \quad + \frac{\partial}{\partial x_j} (-\rho u'_i u'_j) \end{aligned} \tag{2}$$

여기서 μ 는 동점성계수, p 는 정압, $-\rho u'_i u'_j$ 는 Reynolds stress를 나타낸다.

3.2 계산 알고리즘

지배방정식을 FVM(Finite Volume Method)로 차분화하였다. 지배방정식의 대류항은 3차 정도의 QUICK방법으로, 확산항은 2차정도의 중심차분법으로 보간하고, 2차 정도의 수치적분을 사용하여 이산화하였다. 압력방정식으로는 Rhin/Chow방법(1998)을 수정한 FLUENT의 표준 방법을 사용하였다(FLUENT 6.1 user's guide vol.2, 2000). 그리고 속도-압력의 연성은 SIMPLEC 방법을 사용하였다. 완화계수로는 압력에 대해서 0.3, momentum에 대해서 0.5, turbulent에 대해서는 0.5를 사용하였다.

3.3 격자구성 및 계산 조건

수치계산은 Fig. 4와 5에 보인 바와 같이 크게 두 가지로 나누어 수행하였다. Fig. 4에는 핀안정기용 핀의 주 날개 주위의 격자계를 보이고 있으며, Fig. 5에는 주 날개에 꼬리날개를 장착하였을 때의 수치 격자계를 보이고 있다.

격자생성에는 Gridgen Ver.15.08을 사용하였다. 뒷날 부근에서의 유동을 더욱 상세히 검토하기 위하여 C-H type의 topology를 선택하였으며 계산 영역은 $-2.5 \leq x/c \leq 5$, $-5 \leq y/c \leq 5$, $0 \leq z/c \leq 2.5$ 이다.

Fig. 4에 보인 핀안정기용 핀의 주 날개 단독인 경우의 총 격자수는 약 700,000개 이며, Fig. 5에 보인 꼬리날개를 장착한 핀의 경우에 사용된 총 격자수는 약 900,000개이다. 이 때 난류 경계층의 특성을 잘 표현하기 위하여 안정기 표면에서 가장 가까운 격자점들의 Y^+ 값이 10 이하가 되도록 하였다.

경계조건으로는 유입면에서는 균일류 조건 ($u = 1, v = w = 0$)을 사용하였고, 유출면에서는 정압력이 일정하다는 조건을 사용하였으며 날개 표면에서는 Non-slip조건을 주었다.

난류모형으로는 Realizable k-epsilon 모형을 사용했으며, 벽 근처에서 비교적 박리현상을 잘 모사한다고 알려져 있는 Non-Equilibrium Wall Function을 사용하였다.

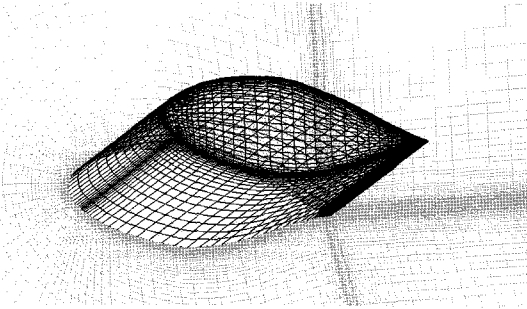


Fig. 4 Computational mesh around the main blade (angle of attack 10°)

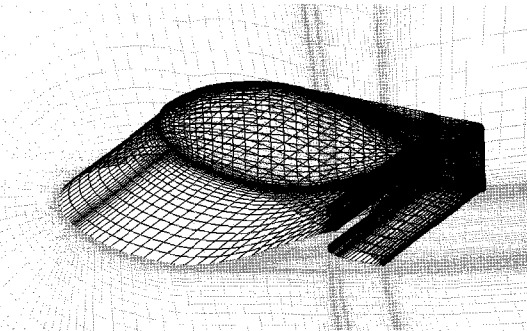


Fig. 5 Computational mesh around the main blade with tail fins (angle of attack 10°)

주날개와 꼬리날개가 장착된 핀의 CFD해석은 실험조건과 동일하게 하여 실험값과 비교하였다.

캐비테이션 실험을 하지 않았기 때문에 캐비테이션 판단을 위한 CFD해석은 실제 크기로 해석하였고, 동일 Reynolds 수에서 수치계산을 수행하였다.

4. 핀안정기용 핀의 캐비테이션 발생

4.1 선속에 따른 핀의 캐비테이션 수(σ_v)

본 연구에서는 캐비테이션에 대한 상세한 실험이나 수치계산을 수행하지 않고 단순히 핀의 표면에서의 압력분포를 계산하여 음의 압력계수($-C_p$)가 캐비테이션 수(σ_v)보다 같거나 크면 캐비테이션이 발생할 가능성이 높은 것으로 판단하였다.

Table 2 Cavitation numbers for various ship speeds

V_s (kts)	V_s (m/s)	σ_v
10	5.1	9.3
15	7.7	4.1
20	10.2	2.3
25	12.9	1.5
30	15.3	1.0

압력계수와 캐비테이션 수는 다음 식 (3)과 같이 정의된다.

$$C_p = \frac{p - p_\infty}{\frac{1}{2} \rho V^2} \quad \sigma_v = \frac{p - p_v}{\frac{1}{2} \rho V^2} \quad (3)$$

Table 2에는 선속에 따른 캐비테이션 수를 보이고 있다. 이 때 $P_{atm} = 101.3$ kPa, $\rho = 1,025$ kg/m³, $p_v = 1.7$ kPa, 수심 $h = 1.55$ m, 스펠에 따른 수심증가 $\Delta h = 0.866$ m로 하였으며 $P_\infty = P_{atm} + \rho g(h + \Delta h)$ 이다.

즉, 예를 들면 25 kts일 때 핀 표면에서의 음의 압력계수 ($-C_p$)가 캐비테이션 수 (σ_v)인 1.5보다 크면 캐비테이션이 발생할 가능성이 있을 것으로 판단할 수 있다.

4.2 핀 안정기의 최대 작동각과 캐비테이션

핀 안정기는 선속에 따라 받음각이 제한된다. 그 이유는 유속이 빨라짐에 따라 작은 받음각으로도 충분한 양력을 내기 때문이다. Fig. 6은 선속에 따른 핀 안정기의 최대 작동각을 나타내는 그래프이다. 선속 15 kts 이하에서는 핀 안정기의 최대 작동각이 26° 이하이고, 선속 25 kts에서는 최대 작동각이 9° 이하이다. 그리고 30 kts 이상에서는 핀 안정기를 작동 시키지 않는다. 핀 안정기를 작동시키지는 않지만 이때 핀 안정기의 캐비테이션이 발생할 수 있으므로 30 kts 지점에서도 추가로 계산을 수행하였다.

핀 안정기용 핀의 캐비테이션 발생 가능성을 알아보기 위해 4가지의 선속 (15 kts, 17 kts, 21 kts, 25 kts)과 그에 따른 핀 안정기의 최대 작동

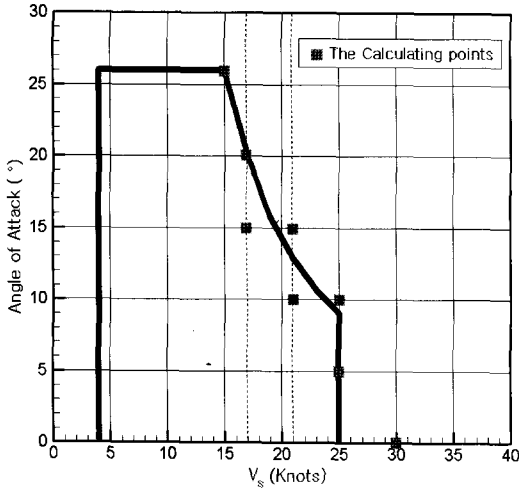


Fig. 6 Maximum angles of attack of the fin stabilizer for various speeds

각 근처에서 수치계산을 수행하였다. 계산점은 Fig. 6에 사각형으로 표시되어 있다.

5. 결과

5.1 주날개와 주날개+꼬리날개의 유동 속도

Fig. 7 ~ 12는 받음각이 각각 10° , 20° , 30° 일 때 주 날개 단독일 경우와 꼬리날개가 붙은 경우에 대한 핀 주위 유동속도 분포를 보이고 있다. 속도 Contour를 그린 위치는 날개의 뿌리로부터 바깥쪽으로 스패의 80%되는 위치이다.

동일한 받음각 10° 일 때 꼬리날개가 없는 경우 (Fig. 7)와 있는 경우 (Fig. 10)를 비교해 보면 앞 날 부근에서는 압력면과 흡입면 모두 속도가 거의 비슷하지만 뒷날 부근에서는 꼬리 날개에 의하여 유동이 가속되어 박리가 지연되고 있음을 볼 수 있다. Fig. 8과 11, 9와 12를 비교하여 보면 받음각이 커지면서 이러한 경향이 더욱 뚜렷하게 나타남을 볼 수 있다. 또한 가속형 꼬리날개에 의하여 주날개 흡입면의 유동은 더욱 빠르게 가속되고, 주날개 압력면의 유동은 느려졌음을 확인할 수 있다. 즉, 아래쪽 꼬리날개가 플랩과 비슷한 역할을 하고 있음을 알 수 있다

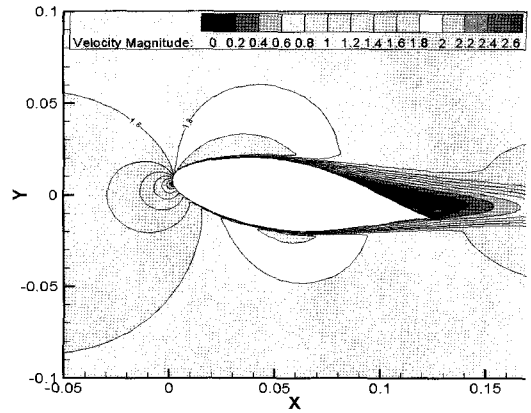


Fig. 7 Velocity magnitude around main blade (angle of attack= 10° , $Ar=2.4 \times 10^5$)

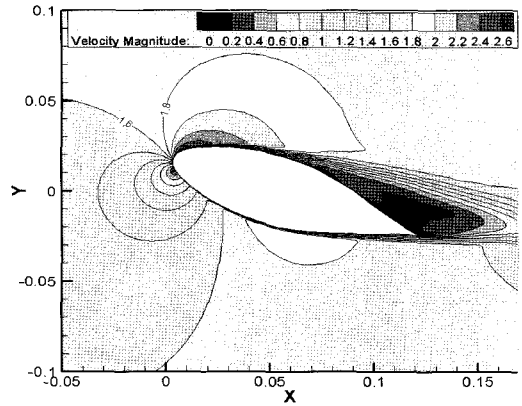


Fig. 8 Velocity magnitude around main blade (angle of attack= 20° , $Ar=2.4 \times 10^5$)

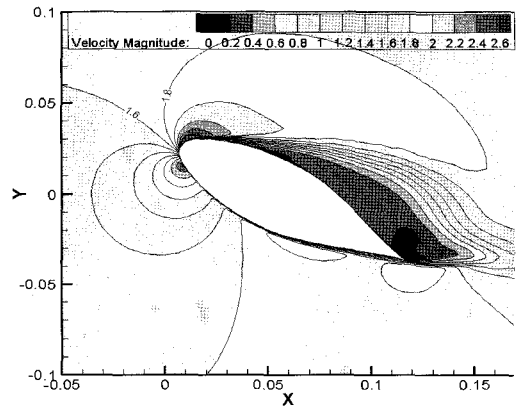


Fig. 9 Velocity magnitude around main blade (angle of attack= 30° , $Ar=2.4 \times 10^5$)

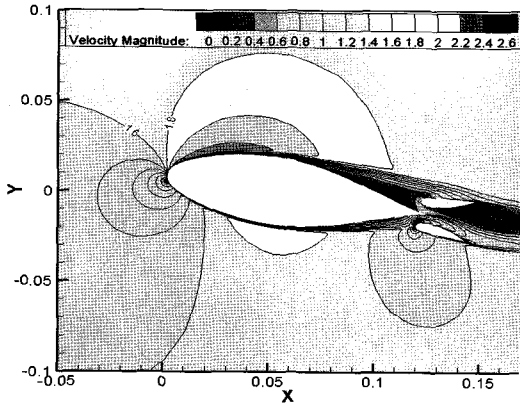


Fig. 10 Velocity magnitude around main blade with tail fins (angle of attack=10°, $Ar=2.4 \times 10^5$)

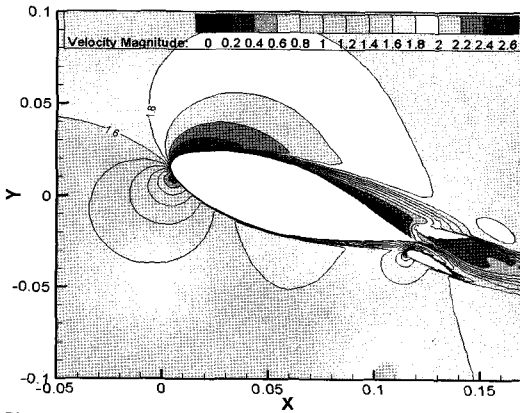


Fig. 11 Velocity magnitude around main blade with tail fins (angle of attack=20°, $Ar=2.4 \times 10^5$)

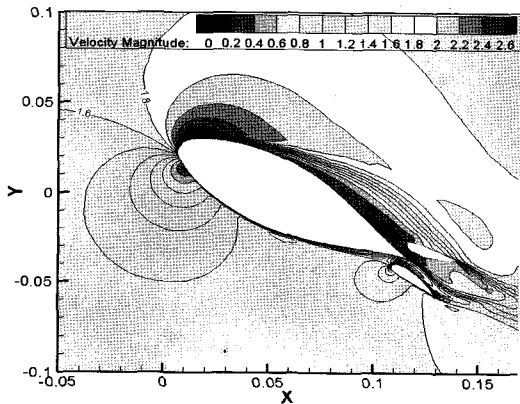


Fig. 12 Velocity magnitude around main blade with tail fins (angle of attack=30°, $Ar=2.4 \times 10^5$).

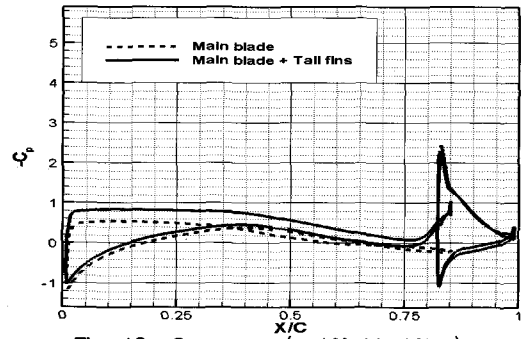


Fig. 13 $-C_p$ contour ($\alpha=10^\circ$, $V_s=10$ kts)

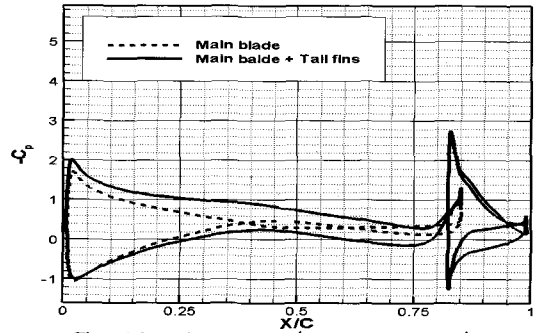


Fig. 14 $-C_p$ contour ($\alpha=20^\circ$, $V_s=10$ kts)

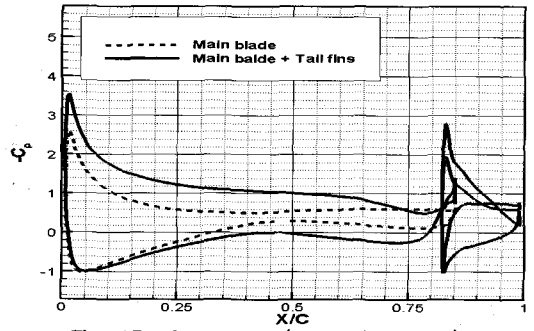


Fig. 15 $-C_p$ contour ($\alpha=30^\circ$, $V_s=10$ kts)

5.2 꼬리날개에 의한 압력분포의 변화

Fig. 13 ~ Fig. 15는 받음각이 각각 10°, 20°, 30° 일 때 스패의 80% 위치에서의 주 날개와 핀 안정기 표면 압력계수 $-C_p$ 의 분포를 나타낸다. 점선은 주 날개 단독일 때의 $-C_p$ 값이고, 실선은 꼬리날개를 붙였을 때의 $-C_p$ 값이다. Fig. 13을 보면 받음각이 10° 일 때에는 꼬리날개를 부착한 경우에도 주 날개의 압력면(pressure side)에서의 표면압력 분포에는 큰 변화가 나타나지 않지만 흡입면에서는 압력이 다름을 알 수 있다. 또한 Fig.

14, 15에서 볼 수 있듯이 받음각이 커질수록 꼬리 날개의 영향이 증가하여 압력면에서는 $-C_p$ 값이 낮아지고, 흡입면에서는 $-C_p$ 가 증가하였다. 꼬리 날개를 제외한 주날개 부분만 비교하여도 압력차가 많이 발생하여 양력이 증가했음을 볼 수 있다.

양력증가에 크게 기여하는 또 하나는 꼬리날개 그 자체이다. 가속형 꼬리날개로 설계되어 있어서 받음각이 증가하면 아래 꼬리날개에서도 많은 양력이 발생함을 볼 수 있다.

5.3 꼬리날개에 의한 양력증가 및 유동특성

꼬리날개가 있을 경우에도 양력계수 및 항력계수를 무차원화 할 때는 특성면적으로 주날개의 코드와 스패를 곱한 값을 사용하였다.

Fig. 16은 모형시험과 수치계산에 의한 주 날개와 꼬리날개가 장착된 핀의 양력성능을 비교하고 있다. 점선은 실험값, 실선은 수치계산 값으로 실험값과 계산값이 정성적으로나 정량적으로 잘 일치하고 있음을 알 수 있다.

핀 안정기의 선속 10kts, 최대 작동각 26° 부근에서 주 날개 단독 양력계수와 꼬리날개가 장착된 핀의 양력계수를 비교해 보면 주 날개 단독의 경우 양력계수는 0.82, 꼬리날개를 부착한 경우는 1.08이다. 따라서 꼬리날개를 설치함으로써 약 21%의 양력이 증가했음을 알 수 있다. 그러나 이 경우 항력도 약 45% 정도 증가함을 알 수 있다.

Fig. 17~19는 주날개와 꼬리날개가 부착된 핀

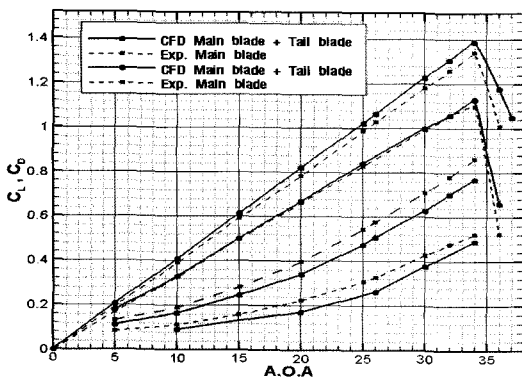
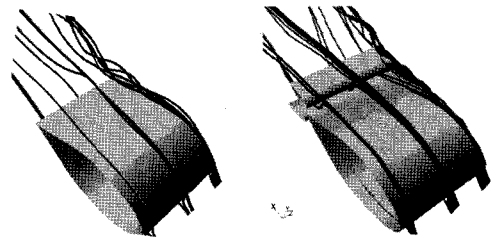


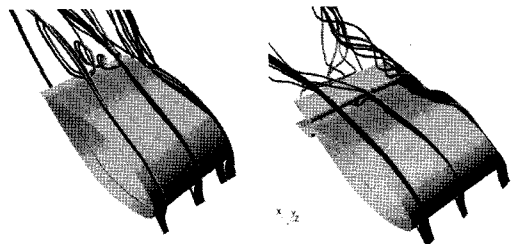
Fig. 16 Comparison of the computed and measured lift and drag

주위 유동의 path line을 나타낸다. Fig. 17의 받음각에서 주날개의 흡입면을 타고 넘어가는 유동이 꼬리날개사이로 잘 가속되어 들어가는 것을 볼 수 있다. 특히 받음각이 20° 를 넘어서면 주날개 단독일 경우에는 박리현상이 관찰되나 꼬리날개가 부착된 핀에서는 유동이 가속되어 박리가 지연됨을 알 수 있다.



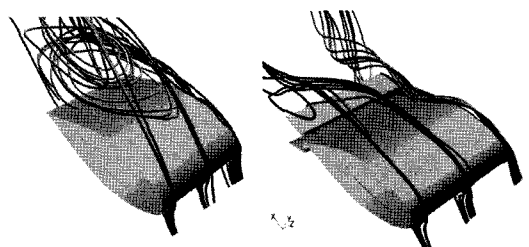
(Angle of attack =10°, Vs=10kts)

Fig. 17 Path-lines around main blade with and without tail fins (angle of attack=10°, Vs=10kts)



(Angle of attack =20°, Vs=10kts)

Fig. 18 Path-lines around main blade with and without tail fins (angle of attack=20°, Vs=10kts)



(Angle of attack =30°, Vs=10kts)

Fig. 19 Path-lines around main blade with and without tail fins(angle of attack=30°, Vs=10kts)

5.4 압력분포와 캐비테이션

Fig. 20은 선속 10 kts, 받음각 20°일때 스패의 위치에 따른 음의 표면 압력 분포를 나타낸다. 주 날개의 경우 스패의 뿌리 쪽으로 갈수록 음의 압력계수가 커지고, 꼬리날개는 스패의 뿌리로부터 멀어질수록 음의 압력계수(-C_p)가 커진다. 하지만 꼬리날개의 캐비테이션 가능성이 주 날개 보다 크므로 꼬리날개의 캐비테이션의 발생가능성이 큰 80% 위치를 Contour 위치로 선택하였다.

난류·점성 유동장 수치해석 프로그램은 캐비테이션 초기 발생 특성을 정성적으로 예측할 수 있다고 판단된다(송인행 등 2000, 부경태 등 2004). 그래서 본 절에서도 캐비테이션 모델을 쓰지 않고 날개표면에서의 압력분포를 비교하여 정성적으로 예측 해 보았다.

Fig. 21 ~ 24는 핀 안정기 표면에서의 -C_p 분포와 선속에 따른 캐비테이션 수를 나타내고 있다. Fig. 22에서 볼 수 있듯이 선속 21 kts 이고, 핀 안정기의 최대 작동각 15°일 때에는 꼬리날개 부근에서의 -C_p가 캐비테이션 수보다 크다. 즉 꼬리날개에서 국부 캐비테이션 발생 가능성이 있는 것으로 판단된다. 또 Fig. 23, 24에서 볼 수 있듯이 선속이 25 kts 이상일 경우에 꼬리날개 표면에서 꼬리날개 코드의 40% 정도의 구간에서 -C_p가 캐비테이션 수보다 높은 영역이 나타난다. 이는 꼬리날개 근처에서 국부 캐비테이션이 발생할 가능성이 있다는 것을 보여준다. 그러나 핀 안정기의 속도에 따른 최대 작동각 범위내에서는 주 날개 주위에서 캐비테이션이 발생할 가능성이 희박 할 것으로 판단된다.

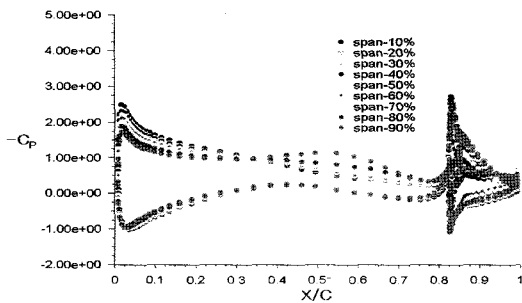


Fig. 20 -C_p curves at various span locations

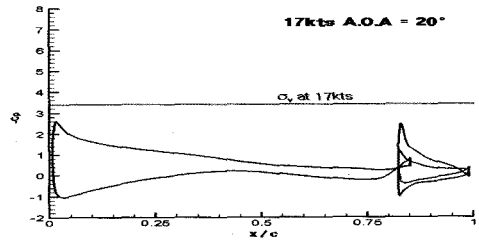


Fig. 21 -C_p contour and cavitation number(σ_v) (angle of attack=20°, V_s=17kts)

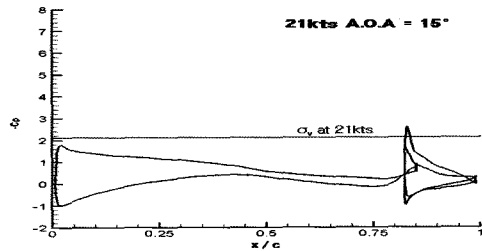


Fig. 22 -C_p contour and cavitation number(σ_v) (angle of attack=15°, V_s=21kts)

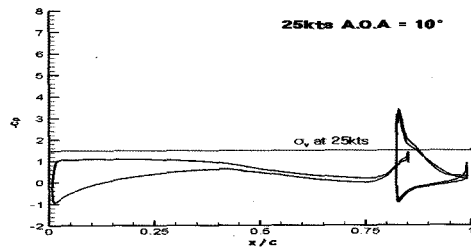


Fig. 23 -C_p contour and cavitation number(σ_v) (angle of attack=10°, V_s=25kts)

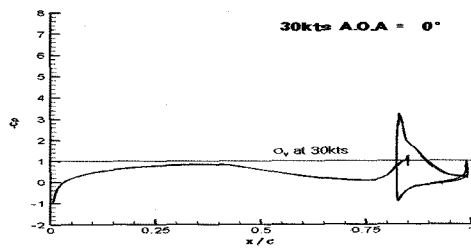


Fig. 24 -C_p contour and cavitation number(σ_v) (angle of attack=0°, V_s=30kts)

6. 결론

본 연구에서는 꼬리날개가 부착된 3엽 핀 안정기용 핀의 성능을 수치적인 방법과 실험적인 방법을 통해 조사하여 다음과 같은 결과를 얻었다.

1) 꼬리날개를 부착하면 박리현상의 지연과 꼬리날개 자체의 양력발생으로 양력이 크게 증가한다

2) 꼬리날개가 부착된 경우에도 핀 안정기의 최대 작동각 범위내에서는 주 날개 캐비테이션이 발생할 위험성이 높지 않다. 그러나 선속이 21 knots 이상으로 증가하면 꼬리날개 (tail blade) 부근에서 부분 캐비테이션이 발생할 가능성이 있다.

3) 꼬리날개의 부착에 따라 양력뿐만 아니라 항력도 증가하므로 꼬리날개의 간극변화에 따른 핀 안정기의 유체역학적 성능의 변화를 조사하기 위한 후속 연구가 필요할 것으로 보인다.

후 기

본 연구는 인하대학교의 지원을 받아 수행되었습니다.

참 고 문 헌

- 나윤철, 송인행, 안종우, 1997, "선박 프로펠러용 고효율 2차원 날개단면 개발," 대한조선학회 논문집, 제 34권, 제 1호, pp. 11-23.

- 박재준, 이승희, 2000, "코엔다 효과를 이용한 순환 제어 날개의 수치적 연구," 대한조선학회 논문집, 제 37권, 제 2호, pp. 70-76.
- 부경태, 지용해, 김윤수, 신수철, 2004, "수치해석에 의한 단독 타 유체력 계산," 대한조선학회 논문집, 제 41권, 제 2호, pp. 61-69.
- 송인행, 안종우, 문일성, 김기섭, 2000, "2차원 날개단면의 앞날 형상 변화에 따른 캐비테이션 특성 연구," 대한조선학회 논문집, 제 37권, 제 1호, pp. 60-66.
- 안해성, 김효철, 2003, "관다효과를 응용한 플랩이 달린 고양력 날개장치에 대한 실험적 연구," 대한조선학회 논문집, 제 40권, 제 5호, pp. 10-16.
- 조석규, 홍사영, 장택수, 2004, "핀 안정기의 설계와 성능 평가를 위한 모형시험과 시뮬레이션 연구," 대한조선학회 논문집, 제 41권, 제 6호, pp. 1-7.
- FLUENT 6.1 User's Guide Vol. 2, 2000.



< 서 대 원 >



< 정 성 욱 >



< 이 승 희 >