

몰수심도가 작은 고속 수중익 주위의 유동장에 대한 수치계산

이정무*, 이승준†*

충남대학교 선박해양공학과*

Numerical Study on Flow Field around High Speed Hydrofoil with Shallow Submergence

Jeong-Moo Lee* and Seung-Joon Lee†*

Chungnam National University Dept. Naval Arch. & Ocean Eng.*

Abstract

In order to better understand the characteristics of the flow field around the submerged hydrofoil of finite span with high speed and shallow submergence, a numerical code which can solve the flow around a fast lifting body under the free surface was developed and used to obtain various interesting features of the flow. The code was based on the panel method of Hess(1972), and the free surface condition was linearized to conform with the assumption of the high Froude number. It is shown that the effect of the change of submerged depth, angle of attack and aspect ratio upon the sectional lift coefficient is rather significant for the case of the chosen example wing, which has the rectangular planform. Since Lee(2002)'s theoretical results were for the wing of elliptical planform, the direct comparison of the two results was not possible. It seems that more computational results are in need to compare the theoretical and the numerical prediction in detail.

※Keywords: panel method(패널법), hydrofoil of finite span(유한한 길이의 수중익), high Froude number approximation(고속근사), shallow submergence(작은 몰수심도), downwash(하향유동), Kutta condition(Kutta 조건)

1. 서론

3차원 수중익에 대한 연구의 역사는 꽤 오래 되었으나 Prandtl의 양력선이론이 수중익에 응용된

것은 Wu(1954)로 볼 수 있다. Prandtl의 양력선이론은 3차원 날개를 양력선으로 대체하고 하향유동(downwash)의 개념을 도입하여, 각 단면에 유입되는 유동이 양력과 반대되는 방향의 속도성분을 가지게 되므로 실제적인 입사각이 기하학적 입사각과 달라지는 점을 고려하여 얻어지는 날개 각 단면에서의 순환을 나타내는 적분방정식을 그 기본으로 한다. 한편 Wu(1954)의 수중익에 대한 양력

접수일: 2004년 5월 18일, 승인일: 2004년 7월 14일

† 주저자, E-mail: sjoonlee@cnu.ac.kr

Tel: 042-821-6627

선이론은 유기유동(induced stream)의 개념을 도입하여 항력 방향의 속도 성분 또한 변화하는 것에 유의하여 상기한 Prandtl의 양력선이론에 자유수면 효과에 기인하는 영향을 추가한 적분방정식을 얻었다. Wu의 결과는 매우 흥미있는 내용을 포함하고 있으나 계산이 복잡하여 공학자들이 직접 사용하기에는 무리가 있으며, 이 점을 감안하여 Lee(2002)는 Froude수가 대단히 크고, 몰수심도가 매우 작다는 가정을 도입하여 일항근사(one-term-approximation)를 시도하였다. Lee는 비교적 간단한 실용성 있는 식을 유도하였으며 극단적인 경우, 날개끝(tip) 부근에서 유기유동 자체의 크기는 유입유동의 10%를 초과할 수도 있고, 또한 하향유동의 크기는 날개끝 부근에서만 매우 급격히 증가함을 보였다.

본 논문에서는 위에서 논의한 바와 같이 Wu 및 Lee의 결론을 패널법에 의한 계산 결과에 근거하여 비교 검토하고자 한다. 패널법은 비양력물체에 대한 Hess/ Smith(1962)를 시초로 포텐셜 유동을 다루는 유체역학의 전반적 문제 해결에 매우 광범위하게 사용되고 있으며, 양력문제에 대해서는 Hess(1972)가 그 기본적 방법론을 제시하고 있으며 본 연구에서도 대부분 그의 방법을 따랐다. 기하학적 형상이 복잡한 경우에는 고차패널법이 일반적으로 사용되고 있고 이 분야에 대해서도 역시 Hess(1979)가 기본적 이론 및 방법론을 밝힌 바 있다. 본 논문에서는 Froude수가 크다는 소위 고속근사의 가정 아래 자유수면조건을 정수 상태의 수평면에 근사적으로 적용하였으므로 보통의 소위 저차패널법을 사용하여 결과를 얻었으나, 보다 정밀하게 자유수면 효과를 고려하고자 하는 경우에는 고차패널법의 도입이 불가결할 것이다. 국내의 이 분야 연구로는 김부기(1992), 이흥기/배광준(1993) 등이 있으나, 대부분 조파현상에 대한 계산에 치중하고 있어 수중익 주위의 유동장 특성이나 몰수심도에 따른 양력의 변화 등에 대한 연구 결과는 찾아 보기 쉽지 않다.

다음 절에서는 3차원 수중익 문제의 정식화와 본 연구에서 사용된 패널법의 기본적 사항에 대해 간략히 기술한 뒤, 3절에서는 개발된 코드를 사용하여 얻어진 계산결과를 보이고, 다른 수치계산 결

과들과 비교 검토하여 본 연구를 통해서 얻어진 결과들에 대한 토론을 행할 것이며, 4절에서는 마지막으로 결론과 차후의 연구과제에 대해 논의할 것이다.

2. 문제의 정식화와 패널법

이상유체의 비회전성유동은 속도포텐셜을 사용하여 나타낼 수 있으며, 비양력물체 주위의 유동에 대한 속도포텐셜 ϕ 는 다음과 같은 경계치문제를 만족해야 하며, Fig. 1에 좌표계와 고려하는 문제의 개략도를 보였다. 그림에 보인 바와 같이 h 는 몰수심도, b 는 날개의 반폭, c 는 날개단면의 코드, U 는 속도이며, g 는 중력가속도이고, F 는 U/\sqrt{gh} 로 정의된 Froude수이다. 먼저 유체 내부에서는 질량보존법칙으로부터 얻어지는 Laplace방정식을 만족해야 하고,

$$\nabla^2 \phi = 0 \tag{1}$$

물체표면에서는 비침투조건으로부터 다음을 만족해야 하며,

$$\partial\phi/\partial n = 0 \tag{2}$$

고속근사의 경우 자유표면조건으로부터 얻어지는 다음 조건을 $z = 0$ 에서 만족해야 한다.

$$\phi = 0 \tag{3}$$

한편 양력물체의 경우에는 추가적으로 Kutta조건을 만족해야 하는데, Kutta조건은 여러가지 형태로 쓸 수 있으나 여기서는 계산의 안정성을 고려하여 다음과 같은 동일압력(equal-pressure)조건을 사용하기로 한다. 각 날개단면에서 뒷면(back)과 아랫면(face)을 따라 뒷날(trailing edge)에 접근할 때의 압력은 동일한 극한값을 가져야 한다고

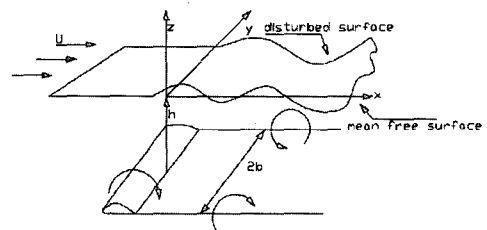


Fig. 1 Schematic diagram and co-ordinate system

표현 할 수 있는 이 조건은 패널법을 사용하는 경우, 뒷날을 공유하는 윗면과 아랫면의 두 패널의 제어점(control point)에서의 동일한 압력을 가져야 한다는 조건으로 부과될 수 있다. 여기서 제어점은 각 패널에서 비침투조건이 만족되는 점을 뜻한다.

위와 같은 경계치문제의 해를 구하기 위해 패널법을 사용하는 경우, 먼저 물체표면을 적절한 수의 패널로 이산화하고, 각 패널 상에는 Laplace 방정식의 기본해인 소오스와 보텍스를 분포하여 물체표면과 자유표면에서의 경계조건과 Kutta조건을 만족시키도록 그 세기를 결정할 수 있다. 각 패널 상에서 소오스의 세기는 일정하다고 가정하며, 發源유동(onset flow)의 개념을 도입하기로 하면, 균일유동을 하나의 발원유동으로 간주하여 비침투조건을 만족하기 위한 소오스의 세기를 결정할 수 있다. 양력문제의 해결을 위해 고려되는 보텍스 패널은 날개 뒤에 생성되는 후류면(wake surface)까지 연장되는데, 균일유동과 평행한 방향 즉 x -축과 평행한 인접한 두 평면으로 날개를 잘라 얻어지는 코드방향 단면 사이의 부분을 스트립(strip)이라고 부르기로 한다. 한개의 스트립과 그 뒤에 연결된 후류면에 분포된 보텍스는 확장된 Ampere의 정리(이승준 2004)에 의해 표면에 대해 법선방향 축을 갖는 다이폴 분포로 대체될 수 있으며, 한 스트립과 그 뒤의 후류면에 분포된 단위 세기의 다이폴에 기인하는 유동을 하나의 발원유동으로 간주하면 이에 기인하는 속도들 역시 비침투조건을 만족하도록 각 소오스 패널이 가져야 하는 세기의 추가적 변화량을 구할 수 있다. 아직까지 고려하지 않은 Kutta조건에 대해서는 동일압력 조건이 각 스트립에 대해 하나의 방정식만 제공하므로 각 스트립은 하나의 미지수밖에 가질 수 없다는 점을 고려해야 한다. 여기서는 각 스트립에서의 다이폴의 세기는 뒷날에서부터 아랫면을 따라 앞날을 지난 뒤, 다시 윗면을 따라 뒷날로 진행할 때 얻어지는 호의 길이에 비례한다고 가정하여 구하기로 한다. 또한 각 스트립에서 다이폴 세기의 폭방향 변화는 없다고 간주하는 소위 '계단함수(step function)'의 가정을 사용하기로 한다. 주지하는 바와 같이 압력은 Bernoulli방정식에 의해 속도의 제곱의 함수로 주어지므로 동일압력 조

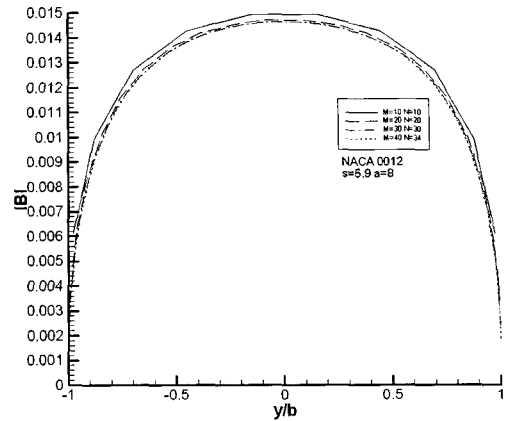


Fig. 2 Convergence test

건은 미지수인 각 스트립에서의 다이폴 세기의 비례상수의 2차식으로 주어지며, 따라서 반복법, 예를 들면 Newton-Raphson 반복법 등을 사용하여 구할 수 있다. 계산 경험에 따르면 5회 이하의 반복으로 충분히 정확한 다이폴 세기의 비례상수 B 를 구할 수 있으며, 이 비례상수는 본질적으로 날개의 구속와도(bound vorticity)와 동일하다.

이제 최종적으로 자유표면조건을 만족시켜야 하는데, 이는 식(3)으로부터 $z=0$ 인 평면에 대해 대칭위치에 물체의 경상(mirror image)을 동으로 써 해결할 수 있다. 단 소오스 패널은 세기의 부호를 반대로 바꾸어 주어야 하고, 다이폴 패널의 세기는 그대로 유지하도록 한다.

3. 계산결과 및 토론

먼저 개발된 수치코드의 수렴성을 조사하기 위해 NACA 0012 단면을 갖는 종횡비 5.9의 사각날개가 받음각 8° 로 무한유체의 균일유동 중에 놓여 있을 때 얻은 $|B|$ 의 폭방향 분포에 대한 계산 결과를 Fig. 2에 보였다. 여기서 M 은 스트립의 수, N 은 한 스트립에 분포된 패널의 수이다. $M=10, N=10$ 인 경우와 $M=40, N=34$ 인 경우의 계산 결과에 큰 차가 없음을 알 수 있으며, 대부분의 경우 $M=30, N=30$ 으로 충분히 수렴된 값을 얻을 수 있음을 알 수 있다.

Fig. 3에는 위에서 언급한 것과 같은 날개에 대해 얻은 코드방향 C_p 의 윗면과 아랫면에서의 차이값을 Lee(1987)의 계산 결과와 비교하여 보았다. 여기서 $M = 50$, $N = 38$ 이며, 이하에서는 모두 NACA 0012 단면을 갖는 사각날개에 대해 고려하기로 한다. 중앙단면에서 날개끝 쪽으로 각각 b 의 7.8%, 64.7%, 96.9%만큼 떨어진 위치에서의 코드방향 압력 분포를 나타내고 있으며, 앞날에서의 최대치가 약간 작게 예측되는 것과, 날개끝의 뒷날 부근에서 약간 작은 압력차를 주고 있기는 하지만, 폭방향의 모든 단면에서 코드의 전 길이에 걸쳐 충분히 믿을 만한 계산 결과를 주고 있음을 알 수 있다.

Fig. 4에는 종횡비 2.4의 날개가 받음각 6° 로 무한유체의 균일유동 중에 놓여 있을 때 Singh(1983)이 얻은 두 단면에서의 코드방향 압력분포와 비교 도시하였다. 여기서 $M = 20$, $N = 38$ 이며, 두 단면의 위치는 중앙단면에서 날개끝 쪽으로 각각 b 의 10%, 90%만큼 떨어져 있다. Fig. 3에서와 마찬가지로 중앙단면 부근에서의 압력분포는 매우 유사한 성향을 보여주고 있으며, 앞날에서의 최대치가 약간 작게 그리고 날개끝의 뒷날 부근에서도 압력이 약간 작게 예측되고 있음을 알 수 있다.

이하에서는 자유표면이 있는 경우, 자유표면의 영향에 대해 사각날개를 예로 들어 생각해 보기로 한다. Fig. 5에 종횡비 6, 받음각이 3° 인 때, 물

수심도 h/c 가 100, 50, 10, 5, 2.5, 1.0, 0.5, 0.25, 0.12인 각 경우에 대해 단면양력계수의 폭방향 분포를 보였다. 여기서 $M = 30$, $N = 40$ 이다. 무한유체 중 또는 몰수심도가 대단히 클 때에 비해 몰수심도가 감소함에 따라 단면양력계수가 단조적으로 감소함을 알 수 있으며, 몰수심도가 5보다 작아지면 급격한 감소를 보이고 있다. 이 결과는 NACA에서의 실험결과에 대한 Wu(1954)의 요약과 일치하는 결과이다.

Fig. 6에는 종횡비 6, 몰수심도 h/c 가 0.25일 때, 날개의 받음각이 0° , 3° , 6° , 9° 인 각 경우에 대해 단면양력계수의 폭방향 분포를 보였다. 여기서 $M = 30$, $N = 40$ 이다. 받음각이 0° 일

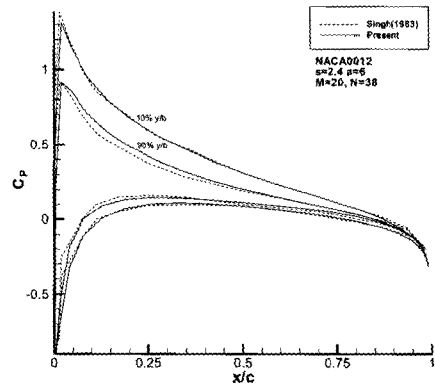


Fig. 4 Chordwise distribution of the pressure

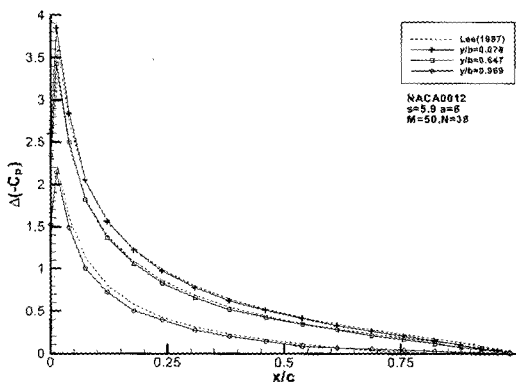


Fig. 3 Chordwise distribution of the pressure difference

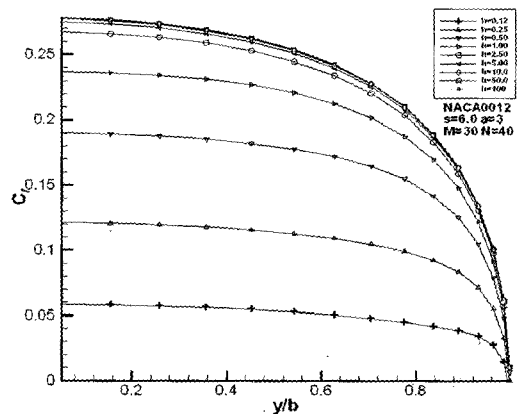


Fig. 5 Spanwise distribution of sectional lift coefficient for varying submerged depth

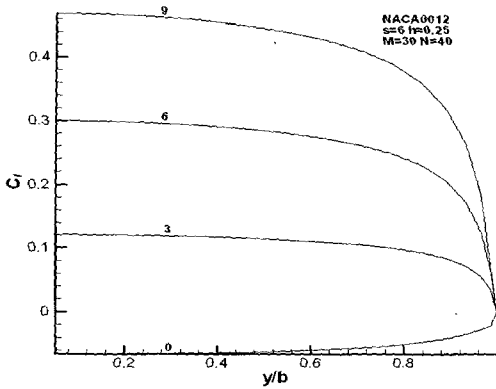


Fig. 6 Spanwise distribution of sectional lift coefficient for varying angle of attack

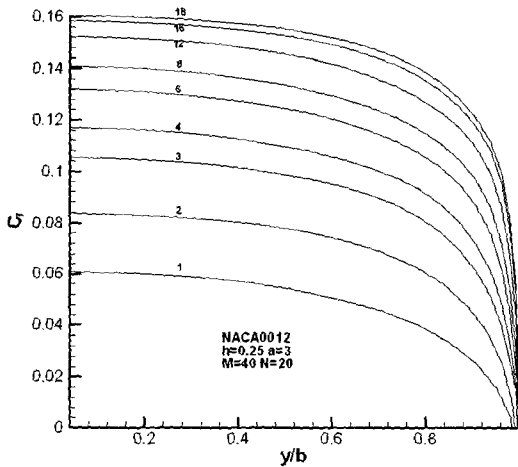


Fig. 7 Spanwise distribution of sectional lift coefficient for varying aspect ratio

때, 무시할 수 없을만한 음의 양력이 발생됨을 알 수 있으며, 받음각이 증가함에 따라 중앙단면에서의 단면양력계수를 기준으로 보면 거의 선형적인 증가를 보인다. 물론 이러한 경향은 특정한 몰수심도에 대해서만 발생할 가능성이 있기는 하나 상당히 넓은 범위의 몰수심도에 대해 일반적으로 적용할 수 있는 가능성도 배제할 수 없다.

Fig. 7에는 몰수심도 h/c 가 0.25, 받음각이 3° 일 때, 날개의 종횡비가 1, 2, 3, 4, 6, 8, 12, 16, 18인 각 경우에 대해 단면양력계수의 폭방향 분포를 보였다. 여기서 $M = 40$, $N = 20$ 이다.

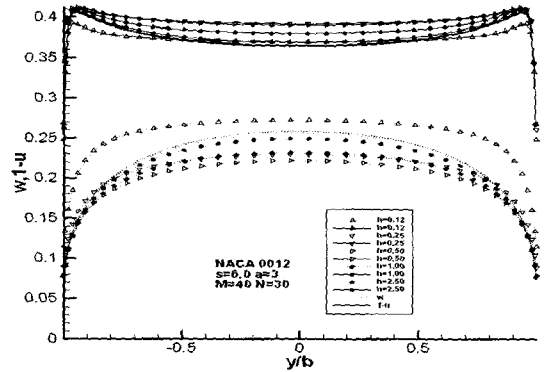


Fig. 8 Spanwise distribution of induced stream and downwash for varying submerged depth

종횡비가 무한대인 2차원 날개에 비해 종횡비가 대략 10보다 작아지면 날개끝으로 갈수록 단면양력계수의 감소가 현저하여 유기항력의 효과가 날개 안쪽까지 증대됨을 알 수 있다. 위의 결과를 h/c 가 50인 경우와 비교하면 전반적으로 단면양력계수가 감소할뿐만 아니라 그 감소율도 몰수심도가 작아질수록 증가함을 알 수 있다.

Fig. 8에는 종횡비 6, 받음각이 3° 인 때, 몰수심도 h/c 가 100, 50, 10, 5, 2.5, 1.0, 0.5, 0.25, 0.12인 각 경우에 대해 유기유동과 하향유동의 폭방향 분포를 보였다.

여기서 $M = 40$, $N = 30$ 이며, 이하에서 속도들은 날개의 앞날 보다 코드의 2% 앞에서 계산된 값이다. 먼저 유기유동의 크기가 전 구간에 걸쳐 하향유동의 크기보다 크다는 점을 우선 지적할 수 있다. 유기유동은 몰수심도가 0.5보다 클 때는 몰수심도의 감소에 따라 증가하나, 0.5보다 작을 때에는 감소한다. 한편 하향유동은 몰수심도가 0.5보다 크면 몰수심도의 감소에 따라 감소하고, 0.5보다 작으면 증가한다. 양력선이론에 따르면 유기유동이나 하향유동의 증가는 단면양력계수를 감소시켜야 하는데, 그림에서 보이고 있는 변화는 단면양력계수가 양력선이론에 의해 주어진 것 이외의 다른 요소들에 대해서도 무시할 수 없을만한 영향을 받고 있음을 보여준다고 생각된다.

Fig. 9에는 종횡비 6, 몰수심도 0.25인 때, 날개의 받음각이 0° , 3° , 6° , 9° 인 각 경우에 대해 유기유동과 하향유동의 폭방향 분포를 보였

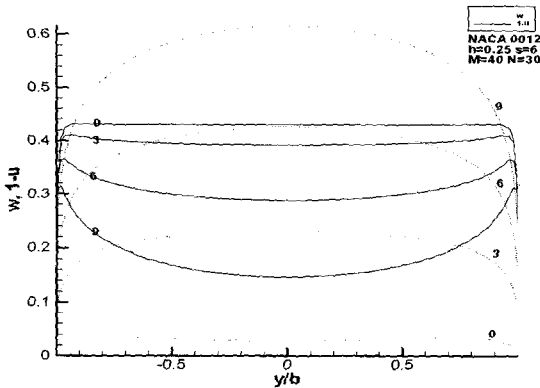


Fig. 9 Spanwise distribution of induced stream and downwash for varying angle of attack

다. 여기서 $M = 40$, $N = 30$ 이다. 받음각의 증가에 따라 유기유동은 급격히 감소하고, 하향유동은 증가하고 있다. 유기유동의 감소는 단면양력계수의 증가로 이어지며, 한편 하향유동의 증가는 받음각의 증가보다는 작은 양이므로 받음각의 증가에 따라 결국 단면양력계수의 증가를 초래할 것이므로, 이러한 변화는 Fig. 6의 결과와 일관된다.

4. 결론 및 차후의 연구

이상에서 살펴본 사각날개에 대한 계산 결과로부터, 개발된 계산 코드를 자유수면의 효과를 고려한 날개의 양력 특성을 밝히는데 매우 유용하게 쓸 수 있음을 알 수 있다. Lee(2002)의 결과는 탄원날개에 대한 이론적 결과이므로 보다 직접적인 비교를 위해서는 보다 많은 계산 결과가 요구된다.

후 기

본 논문은 과학재단의 지역대학우수과학자육성지원연구(R05-2002-000-00695-0)의 일부로 수행되었으며, 과학재단의 후원에 감사드린다.

참 고 문 헌

- 김부기, 1992, "자유표면하에서 전진하는 3차원 물체 주위의 양력 흐름 수치 해석," 대한조선학회 논문집, 제 29권, 제 3호, pp. 21-32.

- 이승준, 2004, 조파저항 강의노트, 충남대학교 선박해양공학과.
- 이흥기, 배광준, 1993, "수중익에 의한 비선형 조파현상의 수치해석," 대한조선학회 논문집, 제 30권, 제 3호, pp. 29-40.
- Hess, J.L. and Smith, A.M.O., 1962, "Calculation of non-lifting potential flow about arbitrary three-dimensional bodies," Rpt. No. E.S. 40622, Douglas Aircraft Co., Inc.
- Hess, J.L., 1972, "Calculation of potential flow about three-dimensional lifting bodies," Rpt. No. MDC J5679-01, Douglas Aircraft Co., Inc.
- Hess, J.L., 1979, "A higher order panel method for three-dimensional potential flow," Rpt. No. MDC J8519, Douglas Aircraft Co., Inc.
- Lee, J.T., 1987, A potential based panel method for the analysis of marine propellers in steady flow, Ph.D. Dissertation, Dept. of Ocean Engineering, MIT.
- Lee, S.J., 2002, "A note on the lifting-line theory for hydrofoils," Proc. 5th International Conf. on Hydrodynamics, Tainan, Taiwan, pp. 111-116.
- Singh, N., Bandyopadhyay G. and, Basu, B.C., 1983, "Calculation of potential flow about arbitrary three dimensional wings using internal singularity distributions," Aeronautical Quarterly, pp. Vol.34, Part3, 197-211.
- Wu, T.Y., 1954, "A theory for hydrofoils of finite span," J. of Mathematics & Physics, Vol. 33, pp. 207-248.



< 이 정 무 >



< 이 승 준 >