

코안다 효과를 이용한 순환 제어 날개의 수치적 연구

박제준*, 이승희**

A Numerical Study on a Circulation Control Foil using Coanda Effect

by

J.-J. Park* and S.-H. Lee**

요 약

2차원 순환 제어 날개 주위의 점성 유동을 수치적으로 해석하여 선박 해양 분야에 적용하기 위한 기초적 연구를 수행하였다.

지배 방정식으로는 2차원 비 압축성 RANS 방정식과 연속 방정식을 사용하였으며, 유한 차분 법과 MAC법을 이용하여 이를 차분화 하였다. 또한, 압력 Poisson 방정식은 SOR 법을 이용하여 계산하였고, 모든 물리량이 격자점에 위치하도록 하였으며, 슬롯의 형상을 잘 표현하기 위해 격자계가 엇갈린 O형 비교차 중첩 격자계를 도입하였다. 코안다 효과는 주로 난류 영역에서 나타나므로 수정된 Baldwin-Lomax 난류 모델을 도입하였다.

본 연구에서는 이러한 수치 계산 조직을 활용하여 뒷날이 원형으로 변형된 20% 두께의 타원 날개에 대한 코안다 효과를 조사하기 위하여 분사 모멘텀을 달리 하며 시간에 따른 양·항력 특성의 변화를 계산하고, 그 결과를 실험치와 비교하여 잘 일치함을 보였다.

Abstract

A numerical study on the viscous flow around a 2-dimensional circulation control foil is carried out for application on the field of naval architecture and ocean engineering. The governing equations are the RANS and the continuity equations. The equations are discretized by finite difference method and MAC method and the pressure poisson equation is calculated by a SOR method and an O-type non-staggered boundary fitted coordinate system which is overlapped near the slot

접수일자 : 1999년 10월 13일, 재접수일자 : 2000년 2월 24일

*인하대학교 선박해양공학과

**정회원, 인하대학교 선박해양공학과

is used to improve the numerical accuracy. Turbulence is approximated by a modified Baldwin-Lomax turbulence model.

In the present paper, the Coanda effect on a 2-dimensional foil of a 20% thickness ellipse with modified rounded trailing edge has been numerically studied. The change in drag and lift of the foil with various jet momentums are calculated and compared to the experimental results to show good agreements.

1. 서론

날개는 항공, 기계 및 선박 해양 등의 여러 분야에서 쓰이는 효율적인 양력발생 및 제어장치이다. 일반적인 날개는 뒷날이 가는 형상으로 날개를 이용하여 얻을 수 있는 양력의 크기는 자유 흐름의 속도와 받음각의 함수이지만, 받음각이 너무 크면 박리(separation) 및 스톨(stall) 현상이 발생하게 된다. 일반 날개로부터 얻어지는 양력보다 더 큰 양력을 얻기 위해서는 날개 단면 형상의 변화, 분사(blowing), 흡입(suction), 그리고 플랩(flap) 등과 같은 부가물을 부착하는 방법 등이 있으나 그 효과에는 한계가 있다. 본 연구에서는 순환 제어 날개에 대하여 코앤다 효과(Coanda effect)에 근거한 분사를 이용해서, 보다 더 효과적으로 높은 양력을 얻고자 하였다. 코앤다 효과란 헨리 코앤다(루마니아, 1886-1972)가 발견한 물리 현상으로 물체 표면에서 수평방향으로 분사되어진 제트는 물체 표면을 따라 빠르게 진행해 나아가며 이로 인해 주위에 낮은 압력 분포가 형성된다 것이다. 날개의 뒷날을 원형으로 변형시킨 순환 제어 날개의 경우, 뒷면(suction side)에서 분사를 수행하면 표면이 급한 곡률을 갖더라도 제트는 뒷날표면을 따라 진행하므로, 뒷날부근의 박리점(separation point)을 밀어내면서 전체적인 유동이 아래면(pressure side)쪽으로 치우치게 된다. 이에 따라, 날개 위 표면에서는 기준 압력에 비해 매우 낮은 압력분포가 형성되어 결과적으로는 일반 날개로부터 얻어지는 양력보다 더 큰 양력을 얻게된다. 이미 항공분야에서는 순환 제어 날개를 근거리 이착륙기 STOL(short take off and landing)이나 뒷 꼬리 날개가 없는 헬기 NOTAR(no tail rotor) 등에 실용화하였으며 최

적화 된 경우에는 기존에 얻어질 수 있는 양력 크기의 6배 이상도 얻을 수 있다고 한다. 선박해양 분야에서도 순환 제어 날개를 쌍동선등의 수중익이나 저속비대선의 타(rudder) 등에 활용할 수 있으리라 예상되므로 본 논문에서는 이에 관한 기초적 연구를 수행하였다.

순환 제어 날개에 대한 실험은 이미 Kind[1], McLachlan[2], Englar[3] 및 안[9], [10] 등을 통해 의해 이뤄졌으며, Shrewburry[4], Holz[5], Kengo[6], Linton[7], 표[11] 등은 수치적인 방법으로 순환 제어 날개에서의 코앤다 현상을 해석하려고 하였다.

이에 본 연구에서는 Kind와 McLachlan의 실험 논문을 참고로 하여 수치 해석을 이용한 2차원 순환 제어 날개 주위의 점성 유동을 시뮬레이션하고 그 결과를 실험치와 비교하였다.

2. 문제의 정식화 및 수치적 방법

2.1 지배방정식

지배 방정식은 다음과 같은 2차원 연속방정식과 Reynolds Averaged Navier-Stokes 방정식을 사용하였다.

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

$$\frac{\partial u_i}{\partial t} + \frac{\partial (u_i u_j)}{\partial x_j} = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j} \tag{2}$$

$$\text{여기서, } \tau_{ij} = \nu_e \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \delta_{ij} k$$

지배 방정식들은 MAC(marker and cell)법에 의해 차분화 하였다.

2.1.1 계산 알고리즘

MAC형의 알고리즘을 적용하여 N-S 방정식에 divergence를 취하고, 연속방정식에 대입하면 아래와 같은 압력에 대한 Poisson 방정식을 얻게 된다.

$$\nabla^2 P = \text{div } W \tag{3}$$

여기서, $W = -(u_j \cdot \text{grad})u_i + \frac{1}{Rn} \nabla^2 u_i + \frac{u_i}{dt}$

이러한 Poisson 방정식은 매시간 마다 SOR (successive over-relaxation)법에 의해 수렴할 때까지 반복적으로 계산한다. 이때의 수렴 여부는 10^{-4} 으로, 완화계수는 0.1 또는 0.7을 사용하였다. 이렇게 얻어진 새로운 압력은 N-S 방정식으로부터 다음 번 계산의 속도를 구하는데 쓰인다.

2.1.2 차분화

지배 방정식은 시간에 대하여는 1차의 전진 차분을, 확산항은 2차 중심 차분, 그리고 대류항은 Agarwal의 3차 정도의 풍상(upwind)차분을 사용하였다.

2.2 순환 제어 날개

순환제어날개(Circulation Control Foil)는 흔히 Coanda-foil, 혹은 CCfoil이라고도 일컬어진다. CCfoil이 일반 날개와 구별되는 가장 큰 특징은 날개의 뒷날이 가는 형상이 아닌 원형이라는 것이며, 이는 코안다 효과를 날개에 더욱 잘 적용하기 위함이다. 또, 앞날도 원형으로 변형시켜 앞, 뒤에서 분사를 하는 경우나 뒷날부근에 슬롯이 하나 이상 있는 경우도 있다. 본 계산에 사용된 날개의 형상은 Kind와 McLachlan의 것과 동일하다.(Table 1) 전자의 경우 슬롯 높이는 전체 날개 길이의 1%, 후자는 1.5%이다.

Fig. 1에서는 각 순환제어 날개의 형상을 보이고 있다.

Table 1 Geometry of ccofoil

	rounded edge	section	radius/C	slot height/C
Kind	T.E	20% ellipse	0.0365	0.001
McLach	L.E & T.E	20% ellipse	0.04	0.0015

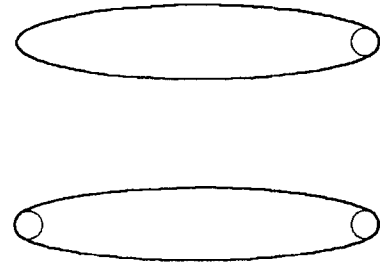


Fig. 1 Circulation control foil

2.3 격자계 및 경계 조건

계산 대상 날개 형상이 뒷날, 혹은 앞, 뒷날 모두가 원형이므로, O-type의 물체 적합 격자계 (body fitted coordinate system)를 사용하였으며, 모든 물리량이 격자점에 위치한 비교차 격자계(non-staggered grid)를 사용하였다. 최소 격자의 크기는 Shrewburry등을 참고로 날개 길이가 1일 때 0.00007 ~ 0.0001이 되게 하였다.

슬롯의 형상을 잘 표현하고, 좀더 정확한 분사 조건을 만족시키기 위하여 슬롯의 위치를 기준으로 앞, 뒤 격자계가 엇갈린 중첩(overlapped) 격자계를 사용하였다. 이때 중첩된 영역은 계산하지 않고, 단순히 내삽하여 경계 조건으로 처리하였다. 내삽(interpolation)법은 Shepard(12)법을 사용하였으며 경계 조건으로 날개의 표면에서는 No-slip 조건을, 그리고 외부의 유입과 유출 경계로는 각각 Dirchlet, Neumann 조건을 주었다.

2.3.1 중첩 격자계

다음의 Fig. 2와 같이 A는 슬롯 뒷 영역이고, B는 슬롯 앞 영역이며, C는 중첩된 영역을 나타낸다. A영역을 계산하기 위해서 C와 중첩된 A의 경계에는 B로부터 물리량을 내삽하고, B의 경계 안쪽을 계산하기 위해서는 이미 계산된 A로부터 내삽된 C의 경계조건이 필요하다. 이때의 A영역으로부터의 내삽은 단순히 중첩된 C의 각 격자점으로부터 떨어진 A 격자 점들의 거리에 의한다.

이렇게 A-B-C 순으로 매 시간 반복 계산하여 중첩된 구간에서 물리량의 변화를 원활하게 하였다.

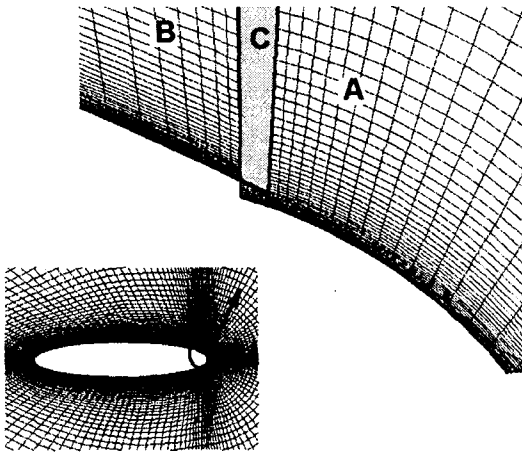


Fig. 2 Overlapped grid near the slot

2.4 분사 조건

제트를 분사하는 슬롯의 높이는 날개 길이에 비해 매우 작고, 분사유량과 직접적인 관계가 있으므로 실험이나 계산 모두 슬롯에서의 유량과 형상을 정확하게 표현하는 것이 중요한 사항이 된다. Fig. 3은 코앤다 효과의 기본 개념을 나타내고 있다.

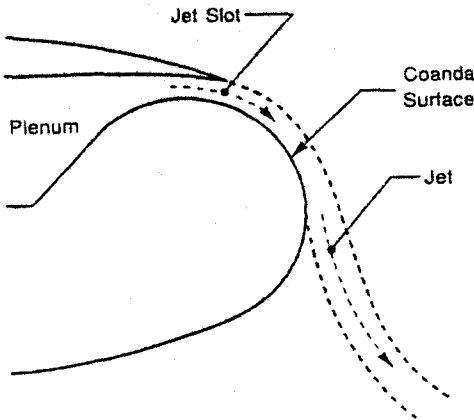


Fig. 3 Basic concept of Coanda effect

분사유량과 분사속도에 의한 분사 모멘텀 계수 C_μ 는 다음과 같은 식으로 나타내며 이 계수가 클수록 일정한 높이를 갖는 슬롯에서 분사되는 제트의 속도가 크을 알 수 있다.

$$C_\mu = \frac{\dot{m}_j V_j}{\frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^2 C} \quad (4)$$

\dot{m}_j : 분사유량
 V_j : 분사속도
 ρ : 밀도
 C : 날개길이

Shrewburry와 Holz는 슬롯의 형상을 경사를 갖는 격자계를 이용하여 표현했으며, 분사 속도를 고려한 경계조건으로 슬롯조건을 처리하였다. 또, Linton은 직사각형이 아닌 수치영역을 이용하여, 슬롯 안쪽의 공극부를 표현하여 좀 더 정확한 슬롯에서의 분사조건을 만족시키고자 하였다. 본 연구에서는 Shrewburry등의 방법을 이용하여, 슬롯에서의 속도는 (4)식을 적용하여 Dirchlet 조건을 적용하고, 압력은 주변 점들로부터 외삽하였다. 이때, 슬롯을 2차원 duct와 같다는 가정을 적용하여 분사 속도의 크기는 fully-developed duct 조건을 만족하도록 하였다. 또한, 분사 모멘텀 계수가 커질수록 분사 속도의 크기가 커지므로, 더 작은 시간 증분과 더 많은 계산 시간을 요하게 된다. 실험치와의 비교를 위하여 Kind의 경우, $Rn = 7.5 \times 10^5$ 이고 $C_\mu = 0.028, 0.055, 0.083$ 에 대하여, McLachlan의 경우에는 $Rn = 2.0 \times 10^5$ 에 $C_\mu = 0.032, 0.05, 0.0743, 0.1$ 인 경우에 대하여 계산을 수행하였다.

2.5 난류 모델

주로 난류 영역에서 일어나는 코앤다 효과를 수치적 방법으로 가시화하기 위해서는 원형의 뒷날 부근의 곡률에 대한 영향을 고려할 수 있는 난류 모델의 적용이 요구된다. 비교적 단순한 Baldwin-Lomax 난류모델은 박리 현상이 고려되지 않은 평판에 적용되는 것으로, 본 계산에서는 날개의 후류와 원형으로 변형된 뒷날을 고려할 수 있는, 수정된 Baldwin-Lomax 모델을 사용하였다. 즉, 박리 현상이 일어나는 영역에서는 eddy viscosity를 주변값을 이용하여 내삽 하였으며, 다음과 같은 Shrewburry의 경험적 곡률 수정치 F를 난류 모델의 혼합 거리에 곱하여 곡률의 영향을 고려하였다[4].

$$F = 1 - \alpha \frac{U/r}{\partial U/\partial n} \quad (5)$$

여기서, α 는 경험 상수로 본 계산에서는 25를 사용하였고, n 은 물체 경계로부터의 직교 방향을 r 은 유선을 고려한 곡률 반경을 뜻한다.

3. 계산결과 및 고찰

3.1 분사를 하지 않은 경우

Fig. 4는 각각 $Rn = 7.5 \times 10^5$ 이고 Kind날개 주위의 분사를 하지 않았을 때의 ($C\mu = 0$) x 방향 속도 성분 U 분포를 나타낸다.

슬롯 부근에서 물리량이 매끄러운 분포를 이루고 있음과, 본 계산에 사용된 중첩 격자계가 유효함을 보여준다. Fig. 5는 슬롯 부근에서의 속도 벡터와 유선을 나타내며, 2차원 back-step 문제의 경우와 마찬가지로, 슬롯 뒤쪽에 와류(vortex)가 형성되고 있음을 알 수 있다.

3.2 분사를 한 경우

3.1절과 동일한 계산 조건에 대하여 분사 모멘텀 계수 $C\mu = 0.028$ 로 제트를 분사하면, Fig. 5와는 달리 슬롯 부근에서 발생하던 와류가 사라짐을 볼 수 있다(Fig. 6).

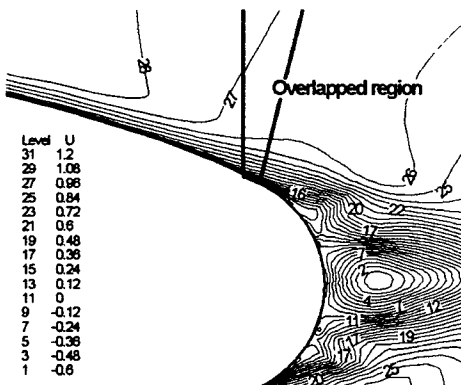


Fig. 4 U-velocity contour $Rn = 7.5 \times 10^5, C\mu = 0, (Kind)$

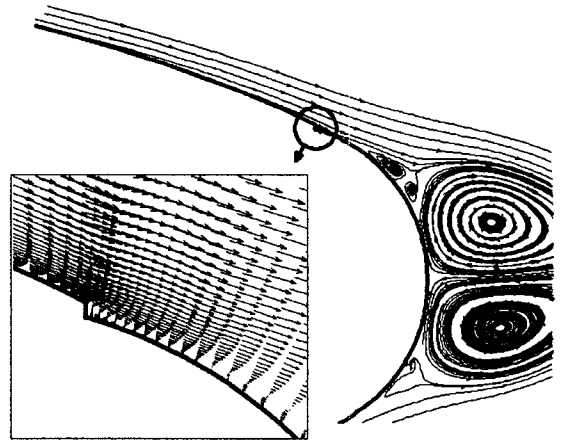


Fig. 5 Velocity vectors and streamlines $Rn = 7.5 \times 10^5, C\mu = 0, (Kind)$

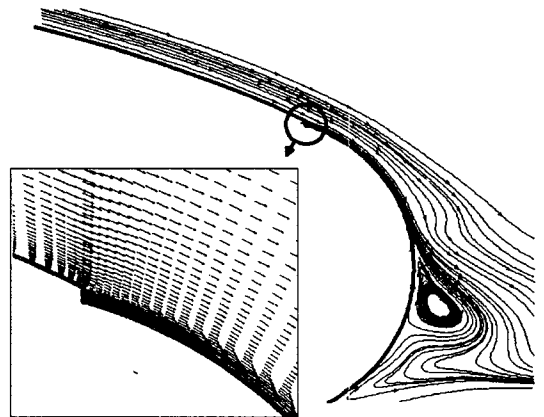


Fig. 6 Velocity vectors and streamlines $Rn = 7.5 \times 10^5, C\mu = 0.028, (Kind)$

또한, 슬롯에서 분사된 제트에 의해 원형의 뒷날에서의 박리점(separation point)이 시계 방향으로 더 밀려나 유동의 흐름이 뒷날을 따라 아래로 처지게 됨을 알 수 있으며, 이에 따라 양력이 증가하게 됨을 예상 할 수 있다.

Fig. 7은 분사 모멘텀 크기에 따른 유선의 변화를 보이고 있다. 분사 모멘텀 계수 $C\mu$ 가 클수록 박리점이 더 아래로 치우치고 있음을 알 수 있다.

Fig. 8, 9는 각 계산 결과의 Cp 곡선으로, 빠

른 속도로 유체를 분사하는 슬롯 부근에서 압력이 급격히 변화하고 있음을 보이고 있으며, 분사에 의해 뒷날 부근뿐 아니라 앞날 부근에까지 압력이 낮아짐을 알 수 있다. 이는, 양력의 증가에 크게 기인하는 것으로 받음각이 없는 상태에서도 받음각이 있는 것과 같은 효과를 보여 주었다.

압력의 변화가 준 정상(quasi-steady)상태에 이른 구간에 대하여 양·항력의 평균값을 Fig. 10과 11에서 실험치와 비교하여 보이고 있다. 분사량이 커질수록 양력은 증가하지만, 이에 따라 항력도 증가함을 알 수 있다.

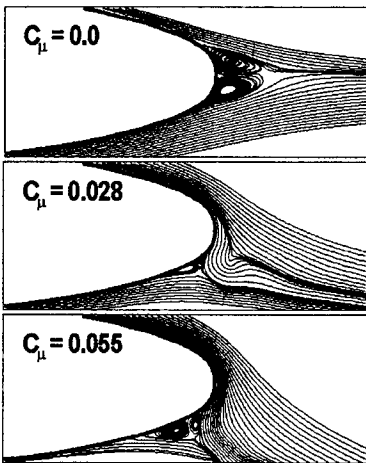


Fig. 7 Streamlines for various jet momentum (Kind, $Rn = 7.5 \times 10^5$)

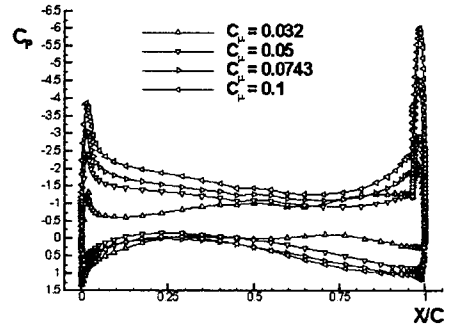


Fig. 9 C_p distribution (Mclachlan, $Rn = 2.0 \times 10^5$)

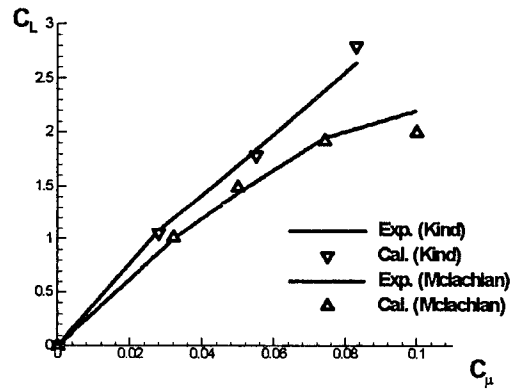


Fig. 10 Lift vs. jet momentum (Kind, $Rn = 7.5 \times 10^5$) (Mclachlan, $Rn = 2.0 \times 10^5$)

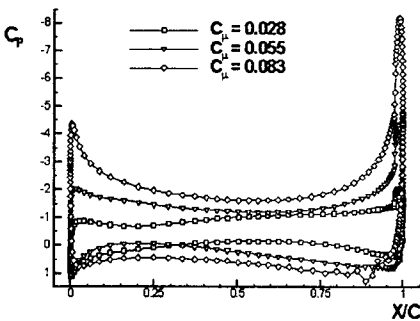


Fig. 8 C_p distribution (Kind, $Rn = 7.5 \times 10^5$)

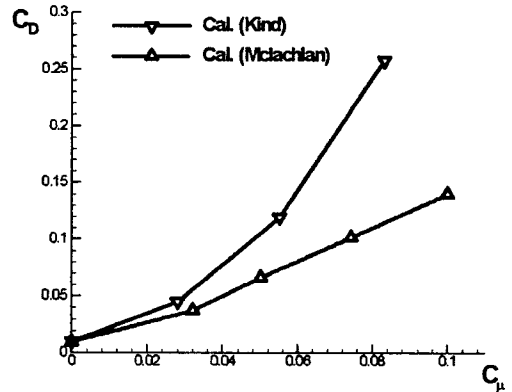


Fig. 11 Drag vs. jet momentum (Kind, $Rn = 7.5 \times 10^5$) (Mclachlan, $Rn = 2.0 \times 10^5$)

4. 결 론

2차원 순환 제어 날개 주위의 유동을 수치적으로 계산하고, 제트 분사에 의한 양력의 변화를 실험치와 비교하여 좋은 일치값을 얻었다.

순환 제어 날개를 사용하면 기존의 일반 날개를 이용하여 얻어지는 양력보다 더 큰 양력을 얻을 수 있음을 확인하였으며, 분사의 크기가 커질수록 항력이 증가함을 알 수 있었다. 좀더 최적화된 분사 조건(슬롯 형상, 분사 제트 속도)들을 찾아, 순환 제어 날개를 선박 해양 분야에 실용적으로 적용하기 위한 연구로서 앞으로 받음각이 있는 경우와 플랩(flap)이 있는 경우, 그리고 궁극적으로 는 3차원 문제로 연구가 확장되어야 할 것이다.

참 고 문 헌

- [1] Kind, R. J. and Maull, D. J. An Experiment Investigation of a Low Speed Circulation Controlled Aerofoil, *The Aeronautical Quarterly*, Vol. 2, May 1968, pp. 170~182
- [2] McLachlan, B. G., Study of Circulation Control Airfoil with Leading / Trailing Edge Blowing, *Journal of Aircraft*, Vol. 26, NO. 9, Sept. 1989, pp. 817~821
- [3] Robert J. Englar, Circulation Control for High Lift and Drag Generation on STOL Aircraft, *Journal of Aircraft*, Vol. 12, NO. 5, May 1975, pp. 457~463
- [4] Geoge D. Shrewburry, Numerical Study of a Research Circulation Control Airfoil Using Navier-Stokes Methods, *Journal of Aircraft*, Vol. 26, NO. 1, Jan. 1989
- [5] Richard G. Holz, Ahmed A. Hassan, Numerical Model for Circulation-Control Flows, *AIAA*, Vol. 32, NO. 4, April 1994
- [6] Kengo Asami, Keisike Sawada, Numerical Study on the Underexpanded Coanda Jet, *AIAA-96-1936*
- [7] Samuel W. Linton, Computation of the Poststall Behavior of a Circulation Controlled Airfoil, *Journal of Aircraft*, Vol. 31, NO. 6, November-December 1994
- [8] 박제준, 이승희, Circulation Control Foil의 성능해석을 위한 수치적 연구, 대한 조선학회 추계 학술대회 논문집, 1997
- [9] 안해성, 김효철, 플랩이 부착된 타의 유체력에 미치는 제트 분사효과에 대한 실험적 연구, 대한 조선학회 춘계 학술대회 논문집, 1999
- [10] 안해성, 김효철, 플랩이 부착된 타에 미치는 물 제트 분사효과에 관한 실험적 연구, 대한 조선학회 논문집 제 36권 제 1호, 1999
- [11] 표상우, 표면 유체분출 수중날개의 유동해석, 대한 조선학회 논문집 제 36권 제 4호, 1999
- [12] Chering-yeu Shen, Helen L. Reed, Shepard's Interpolation for Solution-Adaptive Methods, *J. of Computational Physics* 106, 1993