

FLUENT를 이용한 날개끝 보오텍스 해석

노영학, 이동연, 현범수
한국해양대학교 해양시스템개발공학부

Analysis of Tip Vortex Generated at the Tip of a Rectangular Hydrofoil Using FLUENT

Abstract

FLUENT를 이용하여 사각 수중익 (Rectangular Hydrofoil)의 날개 끝에서 발생하여 전개되는 날개끝 보오텍스 (Tip Vortex)가 날개의 받음각과 위치에 따라 어떻게 전개되는지를 조사하였다. 해석된 결과를 검증하기 위하여 회류수조에서 입자영상유속계 (PIV)를 이용하여 구한 유속계측결과와 비교하고 그 물리적 타당성을 분석하였다. 또한 Vortex Core를 정의하는 방법을 제안하고 그 형상의 대칭성 여부, 받음각에 따른 크기의 변화여부를 면밀히 분석하고자 하였다.

1. 서론

삼차원 날개의 끝 부근에는 날개의 압력면에서의 흐름이 날개 끝을 돌아 흡입면 쪽으로 올라감으로서 날개 뒤에 강한 와류가 형성된다. 이 와류는 날개 주위의 유동을 날개 안쪽과 아래쪽으로 흐르게 하며, 근원적으로 항공기의 이동으로부터 에너지를 빼앗아 형성되는 것이므로 유기항력을 초래하게 된다. 이렇게 3차원 날개 끝 부분에서 형성되는 날개끝 보오텍스는 유기항력 뿐만 아니라 여러 분야에서 다양한 형태의 문제를 유발시킴으로서 그에 대한 보다 자세한 연구의 필요성이 대두되어 왔다. 가령 대형 항공기 뒤에서 형성되는 날개끝 보오텍스의 중심부분을 통과하는 소형 항공기는 소용돌이에 휘감겨 비행고도가 낮을 경우 지면으로 추락할 수도 있는 위험성이 존재하며, 극심한 난류성 흐름이 존재하는 해상을 항해하는 항공모함의 경우에도 항공모함 비행 갑판위와 후방에서 형성되는 날개끝 보오텍스에 의해 전투기의 이착륙시에 방해요인이 되기도 한다. 선박 프로펠러에서도 예측된 캐비테이션 발생 조건이 아님에도 이로 인한 캐비테이션이 발생하여 소음과 진동같은 부가적인 문제를 초래하게 된다. 따라서 이러한 날개끝 보오텍스에 대한 연구는 조선분야에서 프로펠러의 연구, 고속선의 수중익 주위의 유동해석 및 캐비테이션 해석 등에 매우 유용하게 적용될 수 있다.

이에 대한 연구는 19세기부터 많은 학자들에 의하여 수행된 바 있다. 즉, 처음으로 날개 끝 보오텍스를 유기항력과 연관시켰으며 이의 발생을 억제하기 위한 Winglet이라고 하는

익단판을 설계한 Lanchester, 날개끝 보오텍스 모델과 평판의 순환에 대한 가설을 발전시킨 Prandtl, 그리고 몇가지 가정을 도입하여 Navier-Stokes 방정식을 풀고 이에 대한 이론해를 구한 Newman (1959), 양력면 주위의 보오텍스 계에 의해 발생하는 캐비테이션에 대해 연구한 McComick (1962), 유동방향의 축에 대해 대칭이라고 가정된 보오텍스의 접선방향 속도와 압력분포사이의 관계식을 얻어내고 보오텍스 중심에서의 압력계수가 Core의 반지름과 곡부와도강도로 표현됨을 보인 Batchelor와 같은 사람들이 이 분야의 연구를 발전시켰다고 볼 수 있다.

1987년에 Higuchi [1]는 날개끝 보오텍스가 비대칭적 구조를 가지고 있음을 실험적으로 보여주었으며 그 외 캐비테이션에 대해서도 다양한 연구를 수행하였다. 1991년 직사각형 날개에 의해 형성된 날개끝 보오텍스를 가시화하고 그 Core의 크기 변화를 조사한 Liang & Ramaprian [2]은 정상과 비정상 유동의 경우 모두에서 후류로 갈수록, 그리고 받음각이 커질수록 보오텍스의 크기가 커지며 유동방향으로의 역압력구배는 보오텍스의 크기변화에 큰 영향을 끼치지 못함을 밝혔다. Devenport et al. [3]은 열선유속계를 이용하여 날개끝 보오텍스의 구조와 발달과정을 상세하게 연구하여 방대한 양의 의미있는 계측결과를 제공하였다.

본 연구에서는 FLUENT를 이용하여 날개의 받음각과 위치에 따라 수중익의 날개끝 주위의 유동장이 변하는 것을 수치해석하고, 이를 토대로 보오텍스의 상세구조와 Core의 크기와 모양을 밝히고자 하였다. 그리고 회류수조에서 입자영상유속계 (PIV)를 이용하여 계측한 유속분포와 비교함으로써 그 물리적 타당성을 검증하였다. 그 결과 수치해석된 계산치는 실험결과와 정성적으로 매우 잘 일치함을 볼 수 있었으며 보다 세부적인 보오텍스 중심의 구조도 실험결과 및 이론해와 비교할 때 물리적으로 타당한 결과임을 확인할 수 있었다.

2. 계산과정 및 조건

본 연구에서 택한 모형은 2차원 단면을 기준으로 양력계수(C_L)값이 상대적으로 큰 NACA63₂-615 날개를 선택하였다. 날개의 코드와 스패는 각각 20cm, 30cm이나 그 한쪽 끝은 대칭조건을 사용하여 처리하였다. 수중익 주위 유동장의 격자생성을 위하여는 FLUENT사의 격자생성 소프트웨어인 GAMBIT을 이용하여 3차원 격자를 형성하였다. 먼저 수중익 주위의 2차원 유동장의 격자를 C-type으로 생성시킨 후 이를 3차원으로 확장하여 육면체 격자를 형성하였다. 사용한 총 격자수는 $180 \times 20 \times 70 = 252,000$ 개로서 날개 끝부근에 많은 격자들을 집중시켰다. 유동장의 계산은 FLUENT 5.1을 이용하여 정상유동에 대하여 해석하였다. 이때 입구에서의 유속은 0.3 m/s 로 하였으며, 날개의 코드길이를 기준으로 한 Reynolds 수는 약 0.6×10^5 이었다. 계산시간은 펜티엄 컴퓨터 (CPU 333 MHz, RAM 128 Mb) 로 GAMBIT은 10시간, FLUENT는 8시간 정도가 소요되었다. Fig. 1에는 사용한 좌표계와 격자계의 일부가 소개되어 있다.

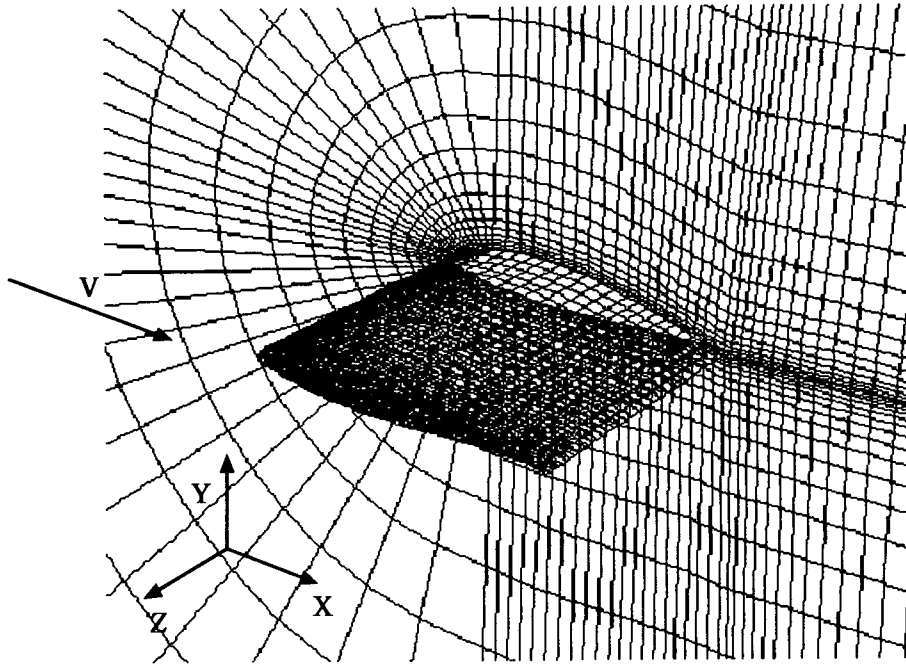


Fig. 1. Computational grid

3. PIV를 이용한 유속계측실험

실험은 한국해양대학교에 설치되어 있는 회류수조 (Circulating Water Channel)에서 수행하였으며, 실험조건은 계산시의 조건과 동일하게 하였다 ($Re=0.6 \times 10^5$). 날개는 나무를 적층하여 직접 제작하였으며, 긴 철봉을 스펀방향으로 삽입하여 수조에 설치된 이송장치에 부착하였다. 사용한 PIV 장치는 6w Ar-Ion 레이저, 화이버 옵틱스, 단면광 발생기, SONY CCD 카메라 및 DT3155 이미지 그래버 등이었다. 이중 레이저 평면광은 y-z 평면의 유속 분포를 측정할 수 있도록 수조의 관측부에서 폭방향으로 비추었으며, 영상은 날개 후방에 충분히 떨어진 위치에 거울을 설치하여 반사된 영상을 평면광 발생기와 동일한 위치에 설치한 CCD 카메라로 획득하여 단면에서의 유속 u , v 를 측정하였다. 날개끝 보오텍스가 날개의 후단 (Trailing Edge)으로부터 하류방향으로 이동하면서 변화하는 양상을 보기 위하여 총 9개의 x 위치에서의 유속분포를 계측하였다. 날개의 받음각은 5° , 15° , 25° 의 3조건에 대하여 실험을 실시하였으나 이중 25° 는 실속 (Stall)이 발생하는 조건으로서 본 계산에는 포함시키지 않았다.

4. 해석결과 및 토의

먼저 Fig.2에는 하류방향으로 전개되면서 날개끝 보오텍스의 와도분포가 변화하는 양상이 나타나 있으며 Fig.3에는 동일한 경우에 대한 실험결과가 주어져 있다. 공히 하류로 갈수

록 Downwash 경향이 두드러지게 나타나고 있으며 수중익의 Root쪽으로 보오텍스 중심이 이동해 가고 있음을 알 수 있는데 이것은 과거의 다른 연구결과들과 정성적으로 일치하는 결과이다. 특히 와도의 크기와 형상이 매우 유사하게 얻어지고 있음을 볼 때 비교적 만족할 만한 결과로 여겨진다. 다만 실험결과는 와류의 크기와 강도가 하류로 진행하여도 계측한 범위 (X/C=5.5)내에서는 거의 변하지 않고 있으나 계산치는 와류의 확산이 더 많이 일어나는 것으로 얻어졌다. 한편 Fig.4에는 보오텍스 중심부근의 축방향 유속분포의 축방향 변화양상도 나타나 있다.

다음으로 날개끝 보오텍스 내부의 유동구조를 보다 정밀하게 조사하기 위하여 와류의 Core 부근 접선속도 (V_θ)와 반경방향 속도(V_r)를 계산하여 실험결과 및 Newman의 이론해 [4]와 비교하여 그 형상과 크기의 변화를 살펴보았다. 이때 보오텍스의 중심은 형성된 와류의 기하학적 중심이 아니라, 와류의 중심 부근에서 접선속도성분이 최소가 되는 점으로 하였는데 이는 보오텍스가 반드시 축대칭적일 필요가 없다는 가정에 근거한다. 그 다음 Core의 형상과 크기를 보다 정확히 파악하기 위하여 회전방향으로 45° 간격으로 총 4개의 축에 대하여 접선속도와 반경방향 속도 분포를 구하였다. 이상을 실험결과와 비교한 그림이 Fig. 5와 6에 나타나 있다. 서로 정성적으로 잘 일치하고 있으며 정량적으로도 Core의 세기는 다소 다르게 나타나 있지만 그 크기는 잘 일치하고 있음을 보여준다. 또한 이 결과는 이론적인 Rankin vortex와는 다소간 다르지만 전체적인 경향은 여러 유사성을 보여주고 있다. Core 내부영역의 속도변화가 비교적 큰 반면 외부영역에서는 거의 1/r에 비례하고 있으며, Core의 내부영역과 외부영역 사이에 속도가 완만하게 변화였다. 또한 보오텍스의 Core는 비대칭성이 있음을 알 수 있었다. 한편 받음각이 5° 일 때와 15° 일 때를 비교해보면 받음각이 커질수록 접선방향 속도 V_θ 의 크기가 상대적으로 커지는 동시에 보오텍스 Core의 크기 도 커지는 것을 확인할 수 있었다.

끝으로 계산결과를 Newman의 이론식 [4]과 비교하여 보았다. 그는 다음과 같은 가정 하에서 Navier-Stokes 방정식을 해석하였다.

1. 축방향 속도결손과 접선속도 V_θ 는 무한원방에서의 유입속도 U_∞ 에 비하여 작다.
2. 반경방향속도 V_r 도 U_∞ 에 비하여 작다.
3. U_∞ 를 사용한 Reynolds수는 충분히 크다.

이로부터 얻어진 이론해는 다음과 같다.

$$\frac{V_\theta}{V_{\theta_m}} = \frac{1.4}{(r/r_\theta)} \cdot \left\{ 1 - \exp \left[-1.26 \cdot \left(\frac{r}{r_\theta} \right)^2 \right] \right\} \quad (1)$$

$$\frac{V_r}{V_{r_m}} = 1.65 \cdot \left(\frac{r}{r_r} \right) \cdot \exp \left[-0.5 \cdot \left(\frac{r}{r_r} \right)^2 \right] \quad (2)$$

이를 계산결과와 비교한 것이 Fig. 7과 8에 나타나 있다. 그림에서 나타낸 바와 같이 계산결과가 실선으로 표시된 이론식 결과와 완전히 일치하지는 않지만 전체적으로 잘 일치하는 경향을 보이고 있음을 알 수 있다. 물론 식(1)과 식(2)가 완벽한 해석결과는 아니나 적어도 본 계산결과는 물리적으로 매우 유용하고 타당한 결과를 제공하고 있다고 하겠다.

5. 결 론

사각 수중익 날개 끝에서 발생하는 날개끝 보오텍스 주위 유동장을 FLUENT를 이용하여 계산하였고, 받음각과 하류방향의 위치 변화에 따른 보오텍스 유동장의 변화를 조사하였다. 계산결과는 PIV를 이용한 실험결과 및 이론식과도 비교하여 그 정성적 및 정량적인 타당성을 살펴 보았다. 그 결과 본 계산은 전체적인 날개주위 유동장을 잘 모사 함을 확인할 수 있었으며, 보다 상세한 보오텍스 Core의 구조와 크기도 비교적 잘 예측함을 확인할 수 있었다. 그리고 받음각의 변화에 따른 보오텍스 Core의 크기와 세기변화도 살펴 보았는데, 계산결과가 다소간 와류의 확산이 빨리 일어나는 경향이 있었던 것을 제외하고는 만족할 만한 결과로 판단되었다. 특히 Core의 형상이 와류의 중심에 대해서 비대칭적인 구조를 가지고 있음을 확인하는 부수적인 소득도 있었다.

본 연구는 CFD 전문가가 아닌 학생들이 스스로 공부하면서 수치해석한 결과로서 아무런 수치적인 트릭이나 편법을 사용하지 않고 순진하게 얻어진 결과이다. 따라서 FLUENT의 견고성과 범용성에 대하여 어느 정도 신뢰할 수 있는 계기가 되었다. 추후 비정상유동의 계산과 다양한 Reynolds 수 및 받음각에 대한 계산을 실시하여 수치해석 프로그램의 성능을 종합 점검한 후에 여러 종류의 날개끝 보오텍스 감쇠장치 들에 대한 체계적인 해석을 시도하고자 한다.

참고문헌

- [1] Higuchi H., Quadrelli J. C. & Farell C. (1987), "Vortex roll-up from an elliptic wing at moderately low Reynolds number", AIAA Journal., Vol. 25, pp. 1537-1542.
- [2] Liang X. & Ramaprian B. R. (1991), "Visualization of the wing-tip vortex in temporal and spatial pressure gradients", J. Fluids Eng., Vol. 113, pp. 511-515.
- [3] Devenport W. J., Rife M. C., Liapis S. I. & Follin G. J. (1996), "The structure and development of a wing-tip vortex", J. Fluid Mech., Vol. 312, pp. 67-106, 1996.
- [4] Ogawa A. (1993), "Vortex flow", CRC Press, Inc., pp. 203-214.

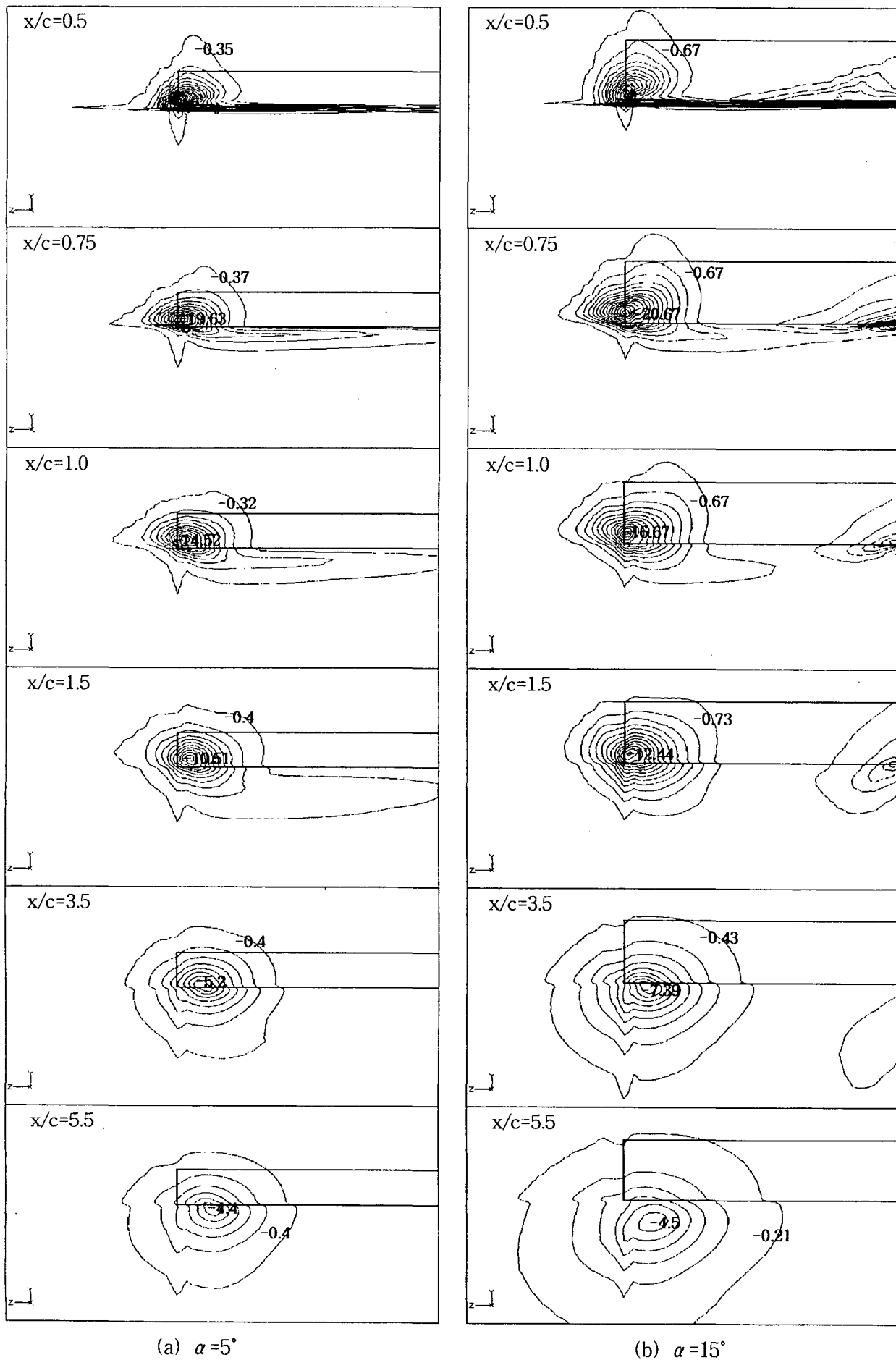
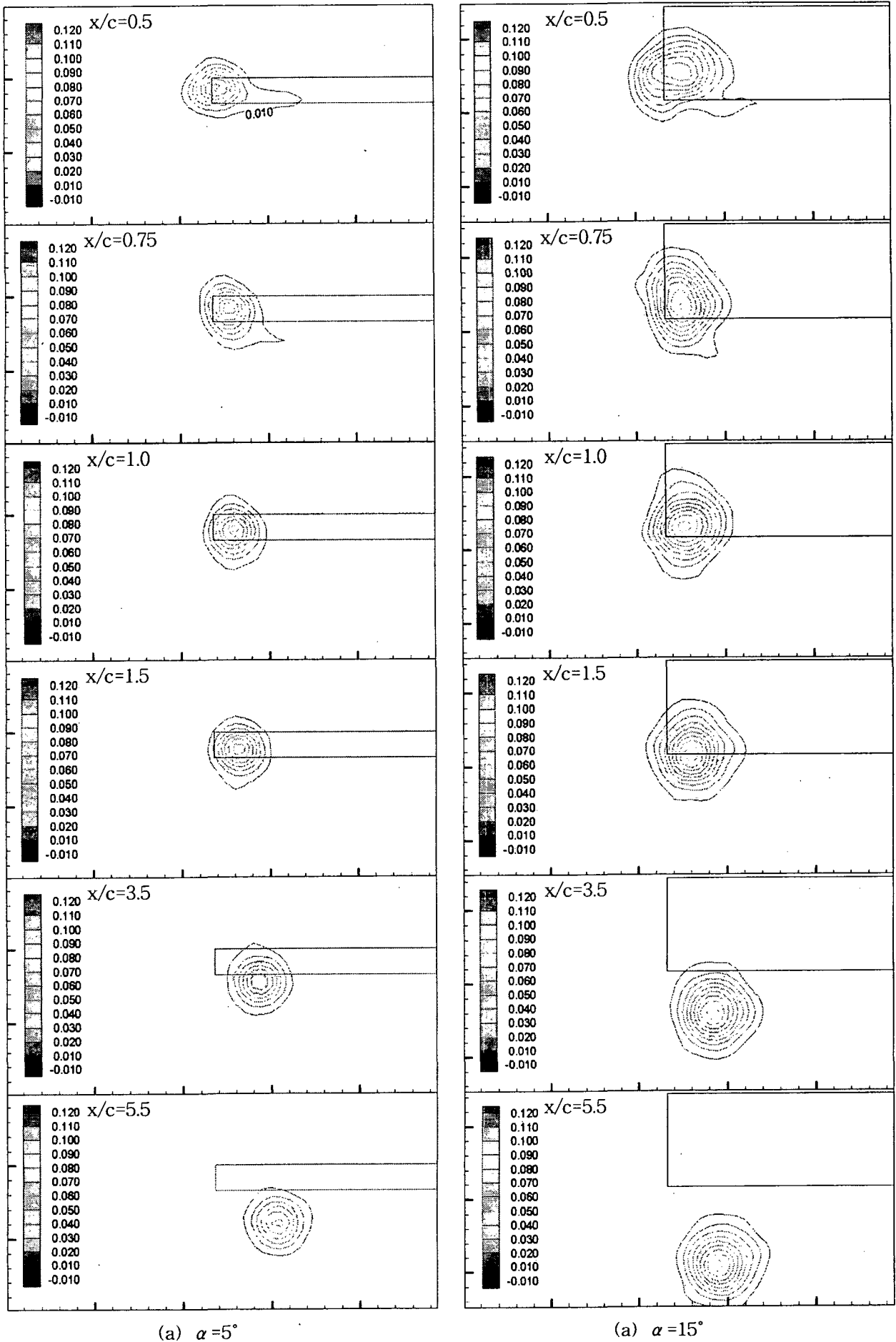


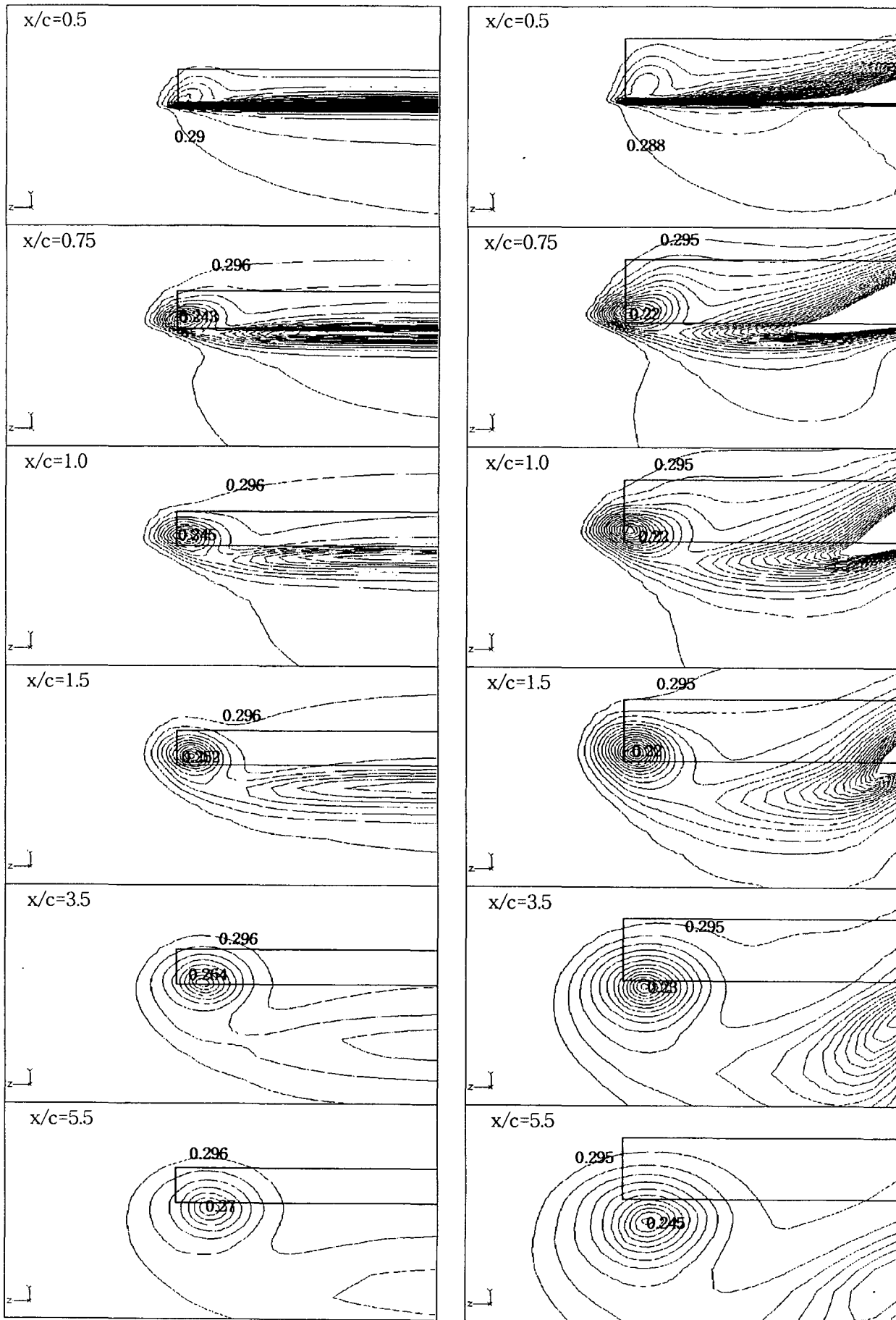
Fig. 2. Vorticity Contour (Calculation)



(a) $\alpha = 5^\circ$

(a) $\alpha = 15^\circ$

Fig. 3. Vorticity Contour (Experiment)



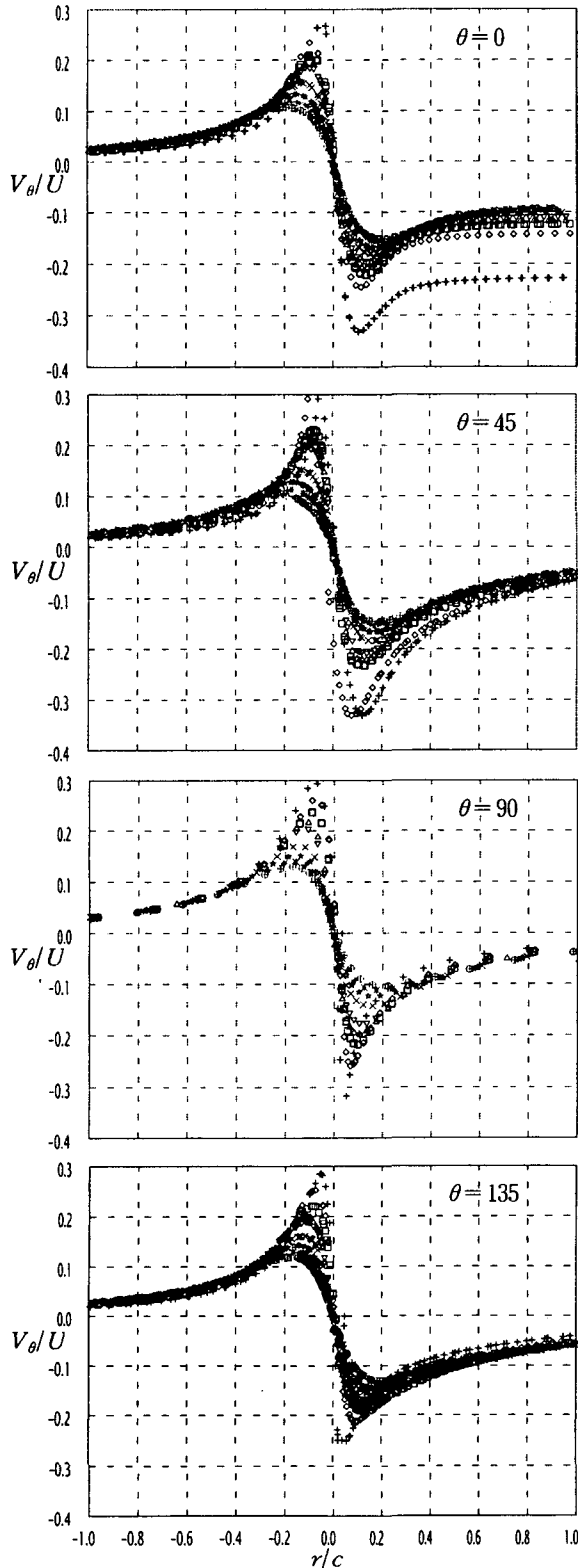
(a) $\alpha = 5^\circ$

(b) $\alpha = 15^\circ$

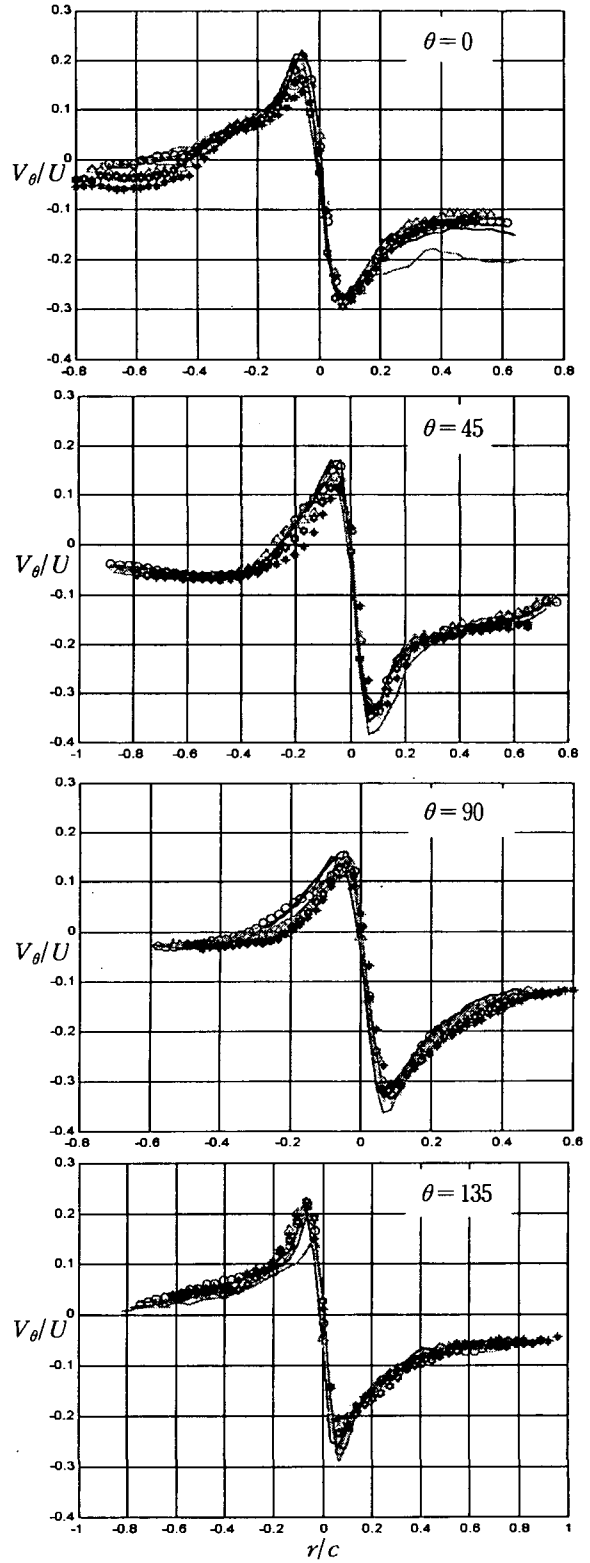
Fig. 4. Axial Velocity Contour (Calculation)

x/c			
+	0.5	×	2.5
◇	0.75	☆	3.5
□	1.0	✱	4.5
△	1.25	·	5.5
▽	1.5		

x/c			
—	0.5	·	2.5
—	0.75	△	3.5
—	1.0	◇	4.5
—	1.25	✱	5.5
○	1.5		



(a) Calculation

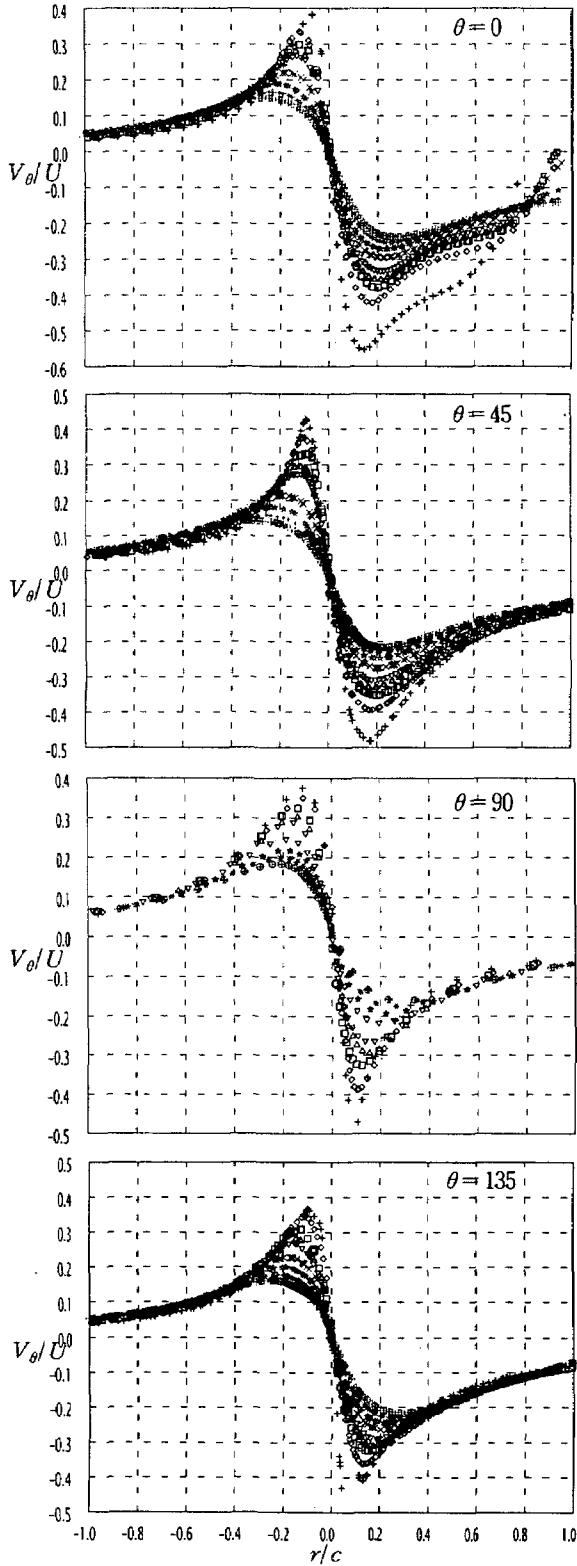


(b) Experiment

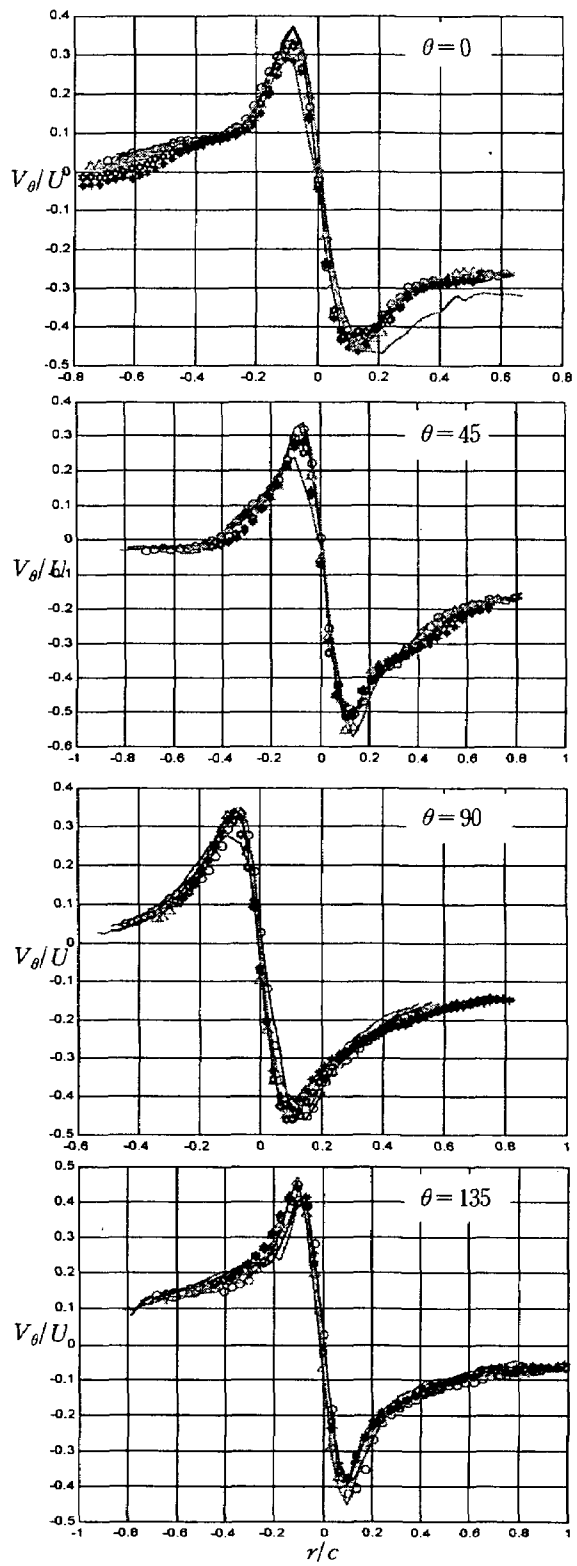
Fig. 5. Tangential Velocity Distribution ($\alpha = 5^\circ$)

x/c			
+	0.5	×	2.5
◇	0.75	⊙	3.5
□	1.0	⊛	4.5
△	1.25	*	5.5
▽	1.5		

x/c			
—	0.5	○	2.5
—	0.75	△	3.5
—	1.0	⊙	4.5
—	1.25	*	5.5
○	1.5		



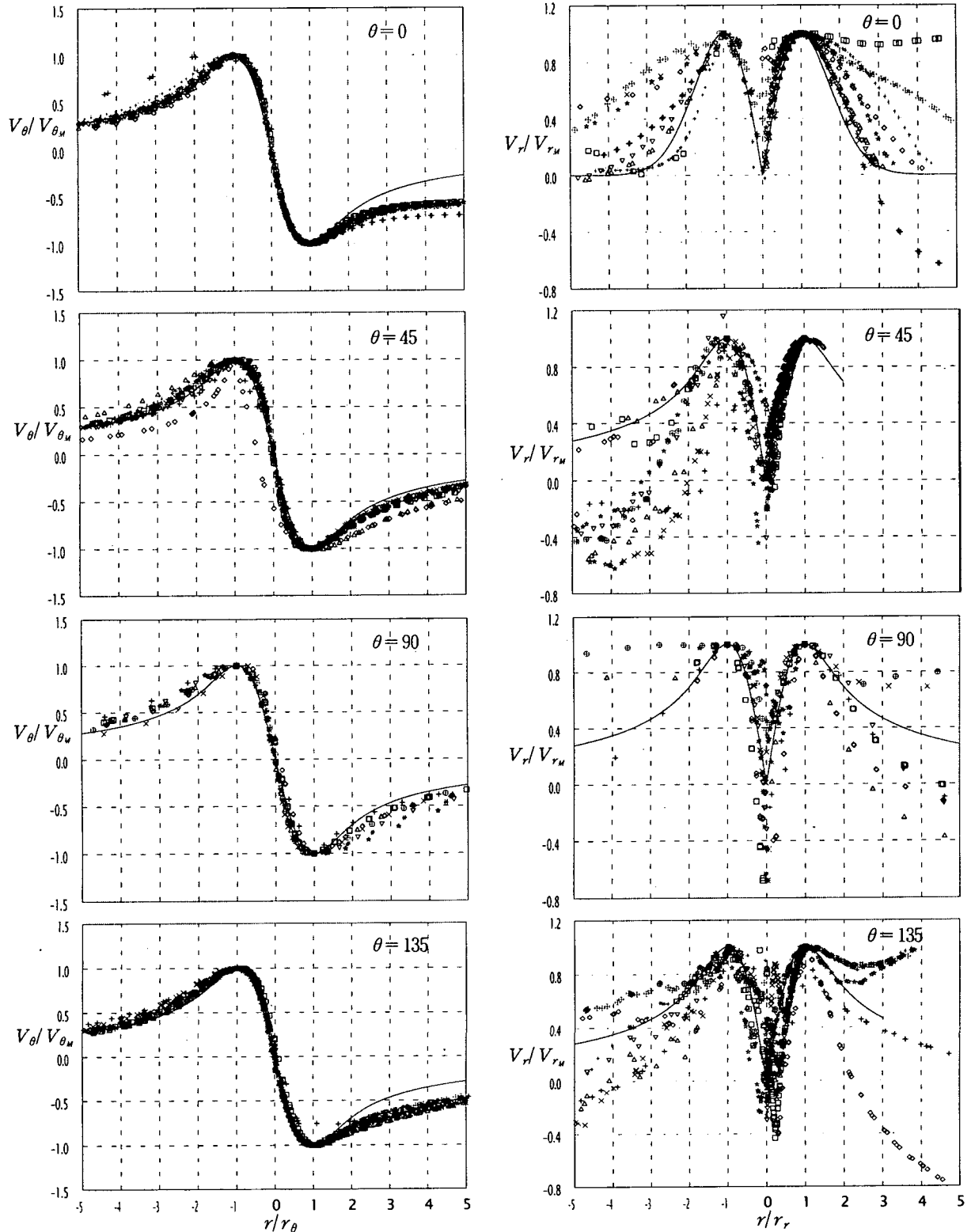
(a) Calculation



(b) Experiment

Fig. 6. Tangential Velocity Distribution ($\alpha=15^\circ$)

x/c			
+	0.5	×	2.5
◇	0.75	☆	3.5
□	1.0	⊠	4.5
△	1.25	▽	5.5
▽	1.5	—	Newman

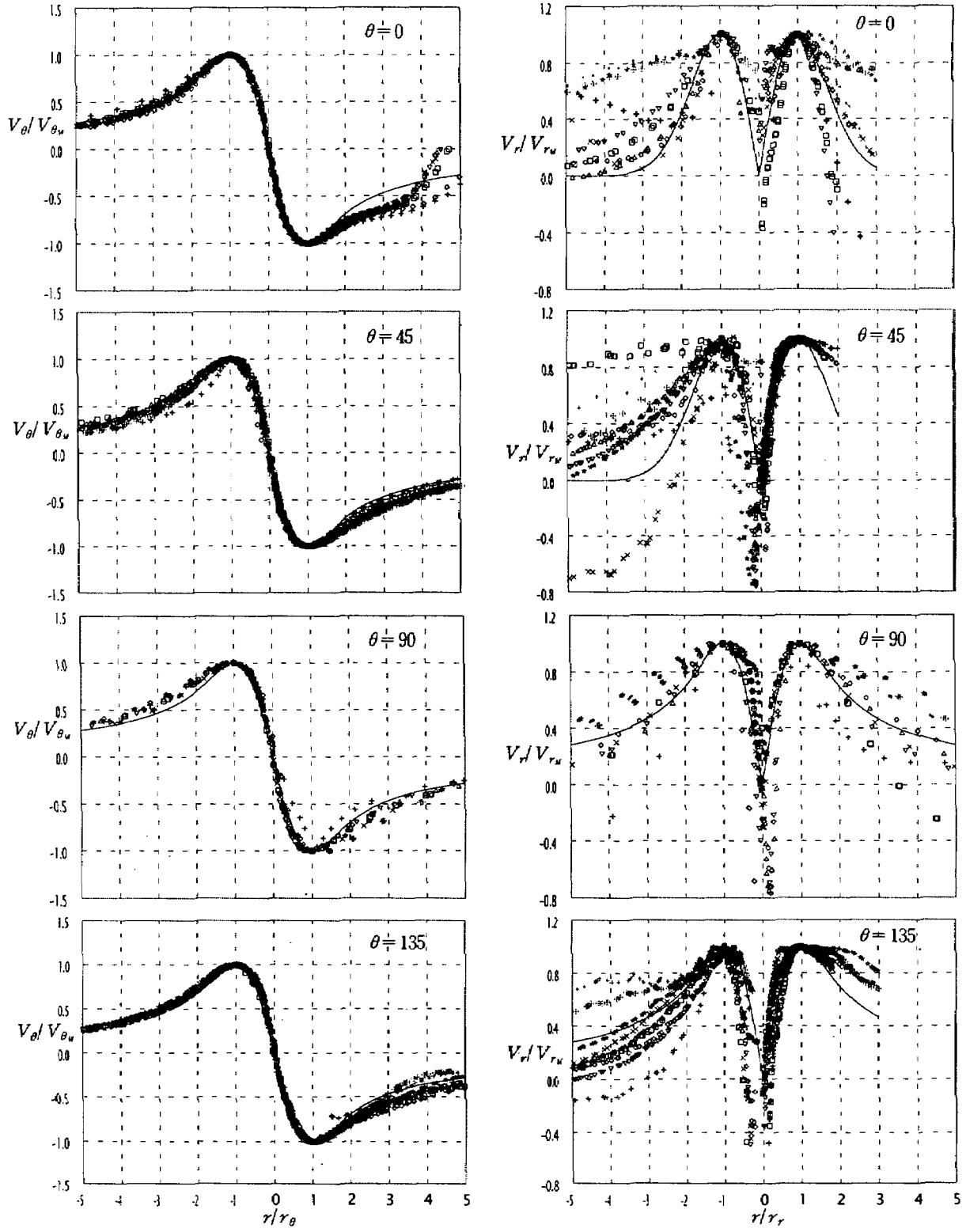


(a) Tangential Velocity

(b) Radial Velocity

Fig. 7. Comparison between theoretical and calculated results ($\alpha = 5^\circ$)

x/c			
+	0.5	×	2.5
◇	0.75	○	3.5
□	1.0	△	4.5
△	1.25	▽	5.5
▽	1.5	—	Newman



(a) Tangential Velocity

(b) Radial Velocity

Fig. 8. Comparison between theoretical and calculated results ($\alpha = 15^\circ$)