

工學碩士 學位論文

**FLUENT를 이용한 2차원 및 3차원 양력체의
성능 해석 및 전개판 설계에의 적용**

Two- and Three-Dimensional Analyses of Lifting Body Using
FLUENT and Its Application to Practical Design of Otterboard

指導教授 趙 孝 濟

2002年 2月

韓國海洋大學校 大學院

海 洋 시 스 템 工 學 科

盧 泳 學

목 차

Nomenclature	4
Abstract	5
1. 서언	7
2. 날개형상 설계이론	9
3. 수치 해석 기법	12
3.1. FLUENT의 개요	12
3.2. Standard $k-\varepsilon$ 난류모델의 지배 방정식	14
3.3. 격자 생성	15
4. 검증 실험	19
4.1. 양·항력 계측시험	19
4.2. PIV 실험	20
5. 수치 해석을 통한 2차원 날개단면 설계	22
5.1. 수치 해석 결과의 검증	22
5.2. 기본형과 단일 슬롯형의 성능 비교	24
5.3. 이중 슬롯형에 대한 성능 해석 (전개판 설계에의 응용)	27
5.3.1. 슬롯의 두께 변화에 따른 성능 해석	31
5.3.2. Second Slot의 위치 변화에 따른 성능 해석	36
5.3.3. First Slot의 위치 변화에 따른 성능 해석	42
5.4. 전개판의 안전성 해석	54
6. 수치 해석을 통한 3차원 날개 성능 해석에의 응용	57
6.1. 계산과정 및 실험조건	57
6.2. PIV 실험을 통한 수치 해석 결과 검증	57
6.3. 이론식을 통한 수치 해석 결과 검증	60

7 . 결론		63
참고문헌		65

Nomenclature

c	Chord length of airfoil
Re	Reynolds No ($Re = \frac{vL}{\nu}$)
V	Velocity
u	Velocity of X -direction
v	Velocity of Y -direction
w	Velocity of Z -direction
α	Angle of attack
C_L	Lift coefficient
C_D	Drag coefficient
C_M	Moment coefficient
ρ	Mass density of fluid
Γ	Strength of circulation flow
k	Turbulent kinetic energy
ϵ	Dissipation rate
μ_t	Eddy viscosity
G_k	Generation of turbulent kinetic energy due to the mean velocity gradients
G_b	Generation of turbulent kinetic energy due to buoyancy
Y_M	Contribution of the fluctuating dilatation in compressible turbulence to the overall dissipation rate
$\sigma_k, \sigma_\epsilon$	Turbulent Prandtl numbers

Abstract

Parametric study using numerical analysis method is used to derive dynamic phase wing shape in this research. FLUENT, commercial CFD code, is used for calculation and RANS (Reynolds time-averaged Navier Stokes) equation is used to analyze turbulent flow near the wings. The gambit program that is the pre-processor of FLUENT generates C-type grid system near the wing and analysis is followed using the standard $k-\epsilon$ model. Cambered wing that is significant at the lifting force is used as basis. Flow boundary is reduced at the suction side of the wing by changing the existence, location and thickness of slot. Double slot wing shape is derived which is significant during the lifting force characteristics section of the experiment. The results from numerical analysis are verified by comparing between lift and drag force measurement and PIV experiment carried out in CWC(Circulating Water Channel) results. Double slot is applied to otterboard to verify the significance of simulation and field study. Also, flow change is seen at the tip of the three dimensional wing through numerical analysis. Based on these results, detail Tip vortex structure, size and shape of the core can be analyzed. PIV experiment is used to verify the physical aspect. The calculations with the numerical result are matched well with experiment data and computations for the detailed vortex structure are verified by experiment result and analytical solution in this research.

요약

본 연구에서는 수치 해석 기법을 이용한 Parametric study를 통해서 고양력 날개형상을 도출하고자 하였다. 유한체적법(FVM)에 의한 범용 CFD코드인 FLUENT를 사용하였으며, 날개 주위의 난류 유동장을 해석하기 위해서 RANS (Reynolds time-averaged Navier-Stokes) 방정식을 이용하였다. 날개 주위의 유동장은 FLUENT의 전처리 프로그램인 GAMBIT을 이용하여 C-type으로 격자계를 형성하였으며, Standard $k-\epsilon$ 모델을 적용하여 해석하였다. 양력 특성이 뛰어난 만곡형 날개를 기본형으로 하여, 슬롯의 유무, 위치, 두께 등을 변화를 통해 날개의 흡입면에서의 유동 박리를 감소시키고, 양력특성도 우수한 이중 슬롯형 날개형상을 도출하였다. 회류수조에서 수행한 양·항력 계측시험과 PIV 실험결과와의 비교를 통해서 수치 해석 결과에 물리적인 타당성을 확인하였다. 수치 해석 기법을 통해 도출한 이중 슬롯형을 전개판(Otterboard)에 적용하여 모형실험과 실험에서의 검증실험을 통해 성능의 우수성을 확인하였다.

또한, 3차원 날개 끝 주위의 유동장의 변화를 수치 해석하고, 이를 토대로 Tip vortex의 상세구조와 Core의 크기와 모양을 밝히고자 하였다. 이에 관해서도 회류수조에서의 PIV실험을 수행하여 계측된 유속분포와 비교함으로써 그 물리적 타당성을 검증하였다. 그 결과 수치 해석된 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.

1. 서언

일반적으로 날개(Airfoil)는 받음각이 증가하면 최대양력까지 양력(Lift)이 증가한 후 날개의 윗면에서 유동의 박리(Separation)가 발생하는 실속이 일어나 양력이 급격히 감소하고 항력(Drag)은 급격히 증가한다. 따라서 큰 양력계수를 얻기 위해서는 날개의 윗면에서 가능한 유동박리가 발생하지 않는 속도 분포를 가지도록 하여야 한다. 날개 주위의 속도 분포는 경계층의 박리가 발생하지 말아야하고, 설계 받음각에서 적당한 양력계수와 작은 항력계수, 즉 양항비가 커야 한다.

항공기뿐만 아니라 선박의 프로펠러나 타(rudder), 그리고 해면효과익 등 많은 분야에서 사용되어지는 날개의 성능에 관한 연구는 지금까지 계속되고 있다.

효율이 높고, 공동(Cavitation)특성이 우수한 프로펠러의 설계는 설계자, 조선소 및 선주들이 큰 관심을 가지고 있는 과제이다. 특히 공동에 의한 프로펠러 손상, 변동 압력 증가에 의한 선체 기진력 과다 및 소음 발생 등 악영향을 최소화하며 효율이 높은 프로펠러를 설계하기 위해, 프로펠러의 반경 방향 부하 및 스큐 분포를 조절하여 프로펠러 성능을 개선하려는 많은 연구가 진행되고 있다. 최근에 이르러 가장 근본적인 날개단면의 효율에 관한 연구도 활발해지고 있다. 이는 프로펠러 성능 해석 및 설계 이론의 향상은 물론, 2차원 날개단면 주위의 유동에 대한 해석 기법의 발전에 힘입은 바 크다.

프로펠러 설계 시 채택하고 있는 2차원 날개단면으로는 NACA계열을 널리 사용하고 있으나, 유럽에서는 아직도 B-계열, 그리고 일본의 MAU 계열단면이 사용되고 있다. B-계열 및 MAU 계열의 프로펠러 날개단면은 효율 및 공동 성능 측면에서 NACA 단면에 비하여 다소 뒤떨어지기 때문에, 각 프로펠러 제작사 및 조선소에서는 날개단면을 지속적으로 개량하고 있다.

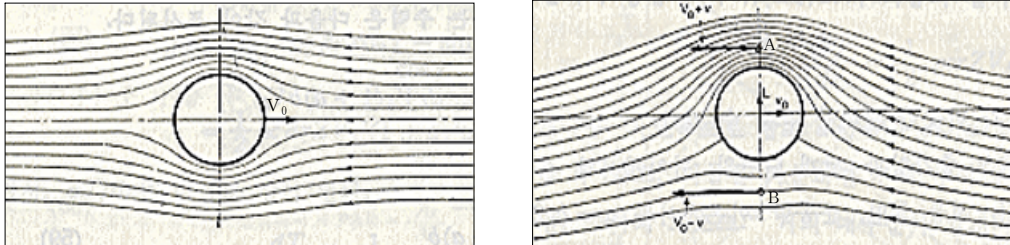
또한, 3차원 날개의 끝 부근에는 날개의 압력면에서의 흐름이 날개 끝을 돌아 흡입면 쪽으로 올라감으로서 날개 뒤에 강한 와류가 형성된다. 이 와류는 날개 주위의 유동을 날개 안쪽과 아래쪽으로 흐르게 하며, 근원적으로는 항공기의 이동으로부터 에너지를 빼앗아 형성되는 것이므로 유기항력을 초래하게 된다. 이렇게 3차원 날개 끝 부분에서 형성되는 날개 끝 보오텍스(Tip Vortex)는 유기항력 뿐만 아니라 여러 분야에서 다양한 형태의 문제를 유발시킴으로서 그에 대한 보다 자세한 연구의 필요성이 대두되어 왔다. 가령 대형 항공기 뒤에서 형성되는 날개 끝 보오텍스의 중심부를 통과하는 소형 항공기는 소용돌이에 휘감겨 비행고도가 낮을 경우 지면으로 추락할 수도 있는 위험성이 존재하며, 극심한 난류성 흐름이 존재하는 해상을 항해하는 항공모함의 경우에도 비행 갑판위와 후방에서 형성되는 날개 끝 보오텍스에 의해 전투기의 이착륙시에 방해요인이 되기도 한다. 선박의 프로펠러에서도 예측된 캐비테이션 발생 조건이 아님에도 이로 인한 캐비테이션이 발생하여 소음과 진동같은 부가적인

문제를 초래하게 된다. 따라서 이러한 날개 끝 보오텍스에 대한 연구는 조선분야에서 프로펠러의 연구, 고속선의 수중익 주위의 유동해석 및 캐비테이션 해석 등에 매우 유용하게 적용될 수 있다.

본 연구에서는 유한체적법(FVM ; Finite Volume Method)에 의한 범용 CFD(Computational Fluid Dynamic) 코드인 FLUENT를 사용하여 고양력 특성을 가진 만곡형 날개단면을 기본형으로 하여 받음각, 슬롯의 유무, 슬롯의 두께, 슬롯의 위치 등을 변수로 하여 이들을 변화시키면서 수치 해석을 통해 앞서 서술한 바와 같이 높은 양력을 가지고, 박리현상을 피하며 항력을 최소화하여 양항비가 큰 날개형상을 도출하고자 하였으며, 수치 해석을 통한 결과를 검증하기 위해서 설계된 날개단면의 모형을 제작하여 회류수조(Circulating Water Channel)에서의 양·항력 계측시험과 유동가시화기법인 PIV(Particle Image Velocimetry) 실험을 수행하였으며, 수치 해석을 통해 얻은 날개단면 형상을 트롤어업에 사용되는 전개판의 설계에 응용하였다.

또한, 3차원 날개 끝 주위의 유동장의 변화를 수치 해석하고, 이를 토대로 Tip vortex의 상세구조와 Core의 크기와 모양을 밝히고자 하였다. 이에 관해서도 회류수조에서의 PIV실험을 수행하여 계측된 유속분포와 비교함으로써 그 물리적 타당성을 검증하였다.

2. 날개형상 설계이론



(a) 순환 운동이 없는 경우

(b) 순환 운동이 있는 경우

Fig. 1 원통 주위의 유선 흐름

원통을 순환 흐름이 없는 이상 유체의 균일한 흐름 속에 놓았다면, Fig. 1(a)에서와 같이, 유선은 흐름 축에 관하여 대칭일 것이며, 그 원통 위에는 아무런 힘도 작용하지 않을 것이다. 만일, 여기에서 그 원통 주위에 순환 흐름을 일으킨다면, 흐름의 양상은 크게 변하여 Fig. 1(b)에 보인 바와 같이 비대칭적으로 될 것이다. 이에 따라, 점 A에서는 흐름축에 평행한 속도가 $(V_0 + v)$ 로 증가되고, 점 B에서는 $(V_0 - v)$ 로 감소된다. 이와 같은 비대칭적인 속도 분포는 또한 비대칭적인 압력 분포를 초래하며, 이에 따라 점 B에서의 압력은 점 A에서의 그것보다 커진다. 그 결과로써, 원통은 균일한 유선 흐름의 방향에 수직한 힘을 받게 된다. 유체의 흐름 속에서 회전하는 원통에 그와 같은 힘이 발생하는 현상을 그 발견자의 이름을 따서 Magnus 효과라고 부른다.

Fig. 1(b)에서와 같이, 순환 흐름이 있는 균일한 흐름 속에 놓인 원통에 작용하는 가로 방향의 힘 L 은 다음과 같이 주어진다.

$$L = \rho \Gamma V_0 \quad (1)$$

여기에서, ρ = 유체의 질량 밀도

$\Gamma = 2\pi c$ = 순환 흐름의 세기

V_0 = 균일한 흐름의 속도

위의 식(1)은 Kutta-Joukowski의 식으로 알려져 있는데, 이 식은 물체의 모양에 따르는 인자를 순환 Γ 속에 포함하므로, 물체의 모양에 관계없이 사용할 수 있기 때문

에 역학의 중요한 일반 법칙으로 생각되고 있다. 이 식을 이용하여 프로펠러 작용을 수학적으로 해석하는 경우에는, 그 날개의 모양을 고려할 필요가 없고, 그것을 순환 흐름으로 둘러싸인 와류 필라멘트(vortex filament) 또는 양력 발생선(lifting line)들로 생각하기 때문에, 그 해석 과정이 매우 간단해진다.

그러나, 이들 양력 발생선은 날개의 길이에 해당하는 한정된 길이를 가지고 있으며, 날개 끝에서 갑자기 끝나는 것이 아니고, 이른바 날개 끝 와류라 불리는 와류들이 자유단에 있기 때문에 연속성이 유지된다고 생각한다. 이와 같은 날개 끝 와류는 항공기 날개의 끝이나 프로펠러 날개의 끝과 뿌리에 실제로 존재하는 것이며, 풍동이나 회류수조실험에서 흔히 볼 수 있는 현상이다. 항공기 날개나 프로펠러 날개에서 발생하는 양력은 날개 앞면에서의 압력 상승과 뒷면에서의 압력 강하의 결과이다. 유체는 압력 구배를 따라 흐르므로, 날개의 자유단을 넘어 앞면으로부터 뒷면으로 흐르려는 경향이 있고, 이에 따라 강력한 와류가 발생한다. 이 와류의 축은 날개의 축과 거의 직각을 이루며, 날개와 접촉하고 있는 유체층의 경계를 형성한다. 따라서, 날개 끝에서 생성되는 와류를 고려함으로써 순환이론을 3차원 즉 유한 스펜을 갖는 날개(Finite-Wing)의 설계에 적용할 수 있다.

날개를 양력선들로 취급하면, 유기 속도들이 결정된다. 그러나, 실제의 날개를 생각한다면, 날개의 폭과 두께와 그리고 그들의 상호 간섭으로 인한 곡률 효과들이 흐름에 영향을 주게 된다. 그러므로, 양력선 이론만을 사용하여 계산하면, 날개의 영각 또는 피치가 너무 작아지는 결과가 되며, 따라서 날개의 모양을 고려하여 적절한 수정을 가해야 한다는 것을 알게 되었다. 다시 말하면, 양력선 이론으로부터 양력면 이론(lifting surface theory)으로 옮겨가야 한다는 것이다. Sparenberg, Cox, Kerwin, Pien, English, 및 Nelson들이 양력선 이론을 바탕으로 하여 양력면 이론을 연구 개발하였고, 확고한 이론에 입각한 수정 계수들을 제시하였다.

날개단면 설계를 위한 이론적 방법은 1979년 Eppler가 새로운 날개단면 개발 기법을 소개하면서 획기적으로 발전하게 되었다. 이 방법은 날개단면을 등각사상법에 기초한 비선형 포텐셜 문제로 해석할 수 있으며, 주어진 단면형상에 대한 성능 해석과 주어진 압력 분포에 대한 단면의 형상 설계가 가능하다. 또한 날개단면 주위의 얇은 경계층에서 난류 및 층류 이론을 적용, 점성 효과까지 고려할 수 있는 점이 Eppler 설계법의 가장 중요한 특징이다. 즉, 날개단면 앞날(leading edge) 근방 속도 분포 및 뒷날(tailing edge) 근처의 박리 발생 가능성을 정성적으로 제시할 수 있어 이 방법에 의한 날개단면 개발에 관한 연구가 계속되고 있다. 그러나 이 방법은 점성영향을 표현하기가 용이하지 않으며, 초기에 압력 분포가 주어져야 하므로 이에 따른 단면형상 제어가 용이하지 않고, 수치적이 압력 분포의 입력 결과 생성되는 날개단면이 물리적으로 타당하지 않을 수도 있다.

본 연구에서는 날개단면 주위의 난류 유동장을 근본적으로 수치 해석하는 유한체적

법에 의한 범용 CFD코드인 FLUENT를 사용하여 RANS(Reynolds time-averaged Navier-Stokes)방정식의 수치 해석 기법을 도입하여 Parametric Study를 통해 최적 특성을 갖는 2차원 날개단면형상을 도출하고자 하였으며, 3차원 날개 주위의 유동장을 수치 해석함으로서 날개 끝에서 생성되는 와류에 대해서도 조사하였다.

3. 수치 해석 기법

3.1. FLUENT의 개요

FLUENT는 유한체적법(FVM)에 의한 범용 CFD코드으로써, 유동의 흐름과 열전달 등과 같은 복잡한 기하학적 현상을 모델링하기 위한 첨단 컴퓨터 프로그램이다. FLUENT는 일정하지 않은 유동문제를 해석하는데 있어서 복잡한 형상문제를 비교적 쉽게 해결할 수 있도록 완전한 mesh 유연성을 가지고 있다. 지원되는 mesh의 종류는 2차원일 때 삼각형, 사각형, 3차원일 때 4면체, 5면체, 6면체, 피라미드, 쉼기, 그리고 혼합 mesh가 있다. 또한 유동해석에 적합하고 복잡하게 격자를 배열한다. 이러한 적합하고 복잡한 격자 배열은 특히 자유전단면과 경계층과 같은 큰 변화를 가지는 유동 영역을 정확히 예측하는데 매우 유용하다. 그러나, FLUENT에서 유동장 형태의 변화를 해석하기 위해서는 모든 종류의 mesh를 적용시킬 수 있지만, FLUENT가 아닌 GAMBIT, T-Grid 또는 CAD를 이용하여 초기 mesh를 만들어야하는 단점이 있다.

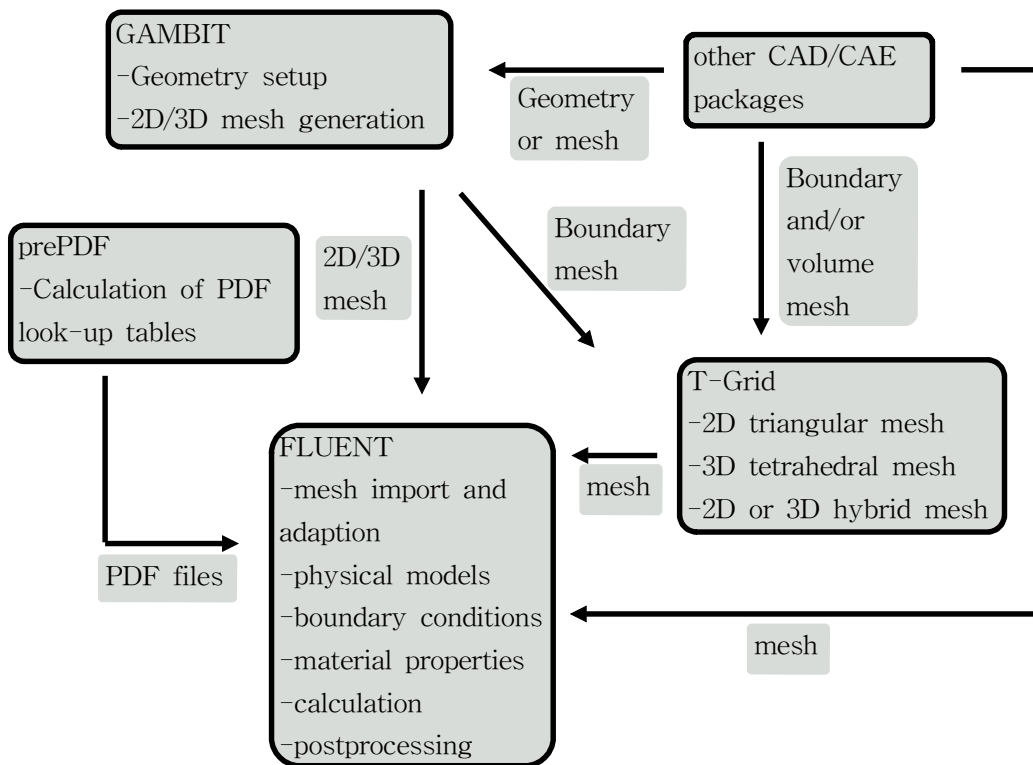


Fig. 2 FLUENT의 구성 개요

FLUENT는 격자와 Boundary를 형성하는 Pre-Processor와 유한체적법에 의한 Iteration을 통해 내부계산을 수행하는 Solver, 그리고 계산되어진 결과를 Display하는 Post-Processor의 3가지 Part로 구성되었다. Fig. 2는 이러한 FLUENT의 구성을 간략하게 표시한 것이다.

FLUENT를 이용하여 해석하고자 하는 문제의 중요한 형상이 결정되었다면 다음의 기본적인 절차에 따라서 해석을 수행해야 한다.

- Create the model geometry and grid.
- Start the appropriate solver for 2D or 3D modeling.
- Import the grid.
- Check the grid.
- Select the solver formulation
- Choose the basic equations to be solved : laminar or turbulent (or inviscid), chemical species or reaction, heat transfer models, etc. Identify additional models needed : fans, heat exchangers, porous media, etc.
- Specify material properties.
- Specify the boundary conditions.
- Adjust the solution control parameters.
- Initialize the flow field.
- Calculate a solution.
- Examine the results.
- Save the results.
- If necessary, refine the grid or consider revisions to the numerical or physical model.

FLUENT는 유체 해석 프로그램으로서 다음과 같은 능력을 가지고 있다.

- 2차원과 3차원 흐름의 기하학은 프리즘이나 피라미드를 포함하여, 삼각형/사각형, 4면체/6면체, 또는 혼합된 격자 등과 같은 일정하지 않은 Solution-adaptive를 이용
- 비압축성(Incompressible)흐름과 압축성(Compressible)흐름
- 정상(Steady) 또는 비정상(Unsteady)유동 해석
- 비점성(inviscid), 층류(laminar) 와 난류(turbulent flows)
- Newtonian 또는 Non-newtonian 유동
- 자연대류와 강제대류를 포함한 대류

- 상호간 전도/ 대류 열전달
- 열전달 및 방출
- 정지하고 있거나 회전하는 frame 모델
- Sliding mesh interfaces와 Rotor/Stator의 상호작용 모델링에 대한 Mixing planes를 포함한 다수의 움직이는 frame
- 연소와 표면 침전반응 모델을 포함한 화학물질 혼합과 반응
- 열, 질량, 운동량, 난류, 그리고 화학물질 종류의 임의 체적 종류의 혼합과 반응
- 연속적 phase을 가지는 결합을 포함하여 입자들, 작은 방울, 기포와 같은 흩어진 phase에 대한 Lagrangian trajectory 계산
- 다공성 매체를 통한 유체유동
- 1차원 Fan/heat-exchanger 실행 모델
- Cavitation을 포함한 two-phase 흐름
- 복잡한 표면상태인 자유표면 흐름

FLUENT는 이러한 능력을 바탕으로 기하학적으로 복잡한 유체유동을 이상적으로 시뮬레이션함으로써 조선 및 항공우주, 자동차를 비롯하여 반도체와 공해에 관련한 환경 분야 등 다양한 분야에서 적용되고 있으며, 국내에서도 연구소를 비롯하여, 대학 및 기업체 등에서 기존의 많은 시간과 비용이 소요되는 실험에 의존하여 측정하던 물리적 현상에 대한 예측과 측정하기 어려운 복잡한 형상에 대한 유체 유동을 계산하는데 널리 사용하고 있다.

3.2. Standard $k-\epsilon$ 난류모델의 지배 방정식

유체 유동의 해석은 연속 방정식과 Reynolds time-averaged Navier-Stokes 방정식으로 나타낼 수 있다. 상기 방정식들은 직교 좌표계에서 tensor 형태로 다음과 같이 표현된다.

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho u_i) = 0 \quad (2)$$

$$\begin{aligned} \rho \frac{Du_i}{Dt} = & -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\mu \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \delta_{ij} \frac{\partial u_l}{\partial x_l} \right) \right] \\ & + \frac{\partial}{\partial x_j} (-\rho \overline{u_i' u_j'}) \end{aligned} \quad (3)$$

$$-\rho \overline{u_i' u_j'} = \mu_t \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \left(\rho k + \mu_t \frac{\partial u_i}{\partial x_i} \right) \delta_{ij} \quad (4)$$

Standard $k-\epsilon$ 난류모델에서 난류 운동 에너지(turbulent kinetic energy) k 와 난류 운동 에너지 소멸율(dissipation rate) ϵ 에 대한 전달 방정식들은 Navier-Stokes 방정식에서 얻을 수 있으며, 항목별로 적합하게 모형화하면 다음과 같이 표현된다.

$$\rho \frac{Dk}{Dt} = \frac{\partial}{\partial x_i} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_i} \right] + G_k + G_b - \rho \epsilon - Y_M \quad (5)$$

$$\begin{aligned} \rho \frac{D\epsilon}{Dt} = & \frac{\partial}{\partial x_i} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\epsilon} \right) \frac{\partial \epsilon}{\partial x_i} \right] + C_{1\epsilon} \frac{\epsilon}{k} (G_k + C_{3\epsilon} G_b) \\ & - C_{2\epsilon} \rho \frac{\epsilon^2}{k} \end{aligned} \quad (6)$$

Standard $k-\epsilon$ 난류 모델에서 eddy viscosity는 난류 운동 에너지 k 와 난류 운동 에너지 소멸율 ϵ 의 관계로 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$\mu_t = \rho C_\mu \frac{k^2}{\epsilon} \quad (7)$$

여기에서 G_k 는 평균 속도 구배에 의한 난류 운동 에너지의 생성률, G_b 는 부력에 의한 난류 운동 에너지의 생성률, Y_M 은 압축성 난류에서의 전체 소멸율의 변화량이다. $C_{1\epsilon}$, $C_{2\epsilon}$, 그리고 $C_{3\epsilon}$ 은 실험에 의해 결정되어진 경험적인 상수이며, σ_k 와 σ_ϵ 는 난류 운동 에너지 k 와 난류 운동 에너지 소멸율 ϵ 에 대한 난류 Prandtl number이며, 이때 상수는 $C_{1\epsilon} = 1.44$, $C_{2\epsilon} = 1.92$, $C_\mu = 0.09$, $\sigma_k = 1.0$, $\sigma_\epsilon = 1.3$ 을 사용한다.

3.3. 격자 생성

본 연구에서는 양력특성이 뛰어난 만곡형 날개단면을 기본형으로 하였으며, 슬롯의 유무, 위치, 두께 등을 변형하며 CAD를 이용하여 2차원 날개 단면을 설계하였다. Fig. 3은 본 연구에 사용되어진 기본 만곡형 날개단면과 슬롯이 하나 존재하는 날개

단면에 대한 개략도를 나타내고 있다.

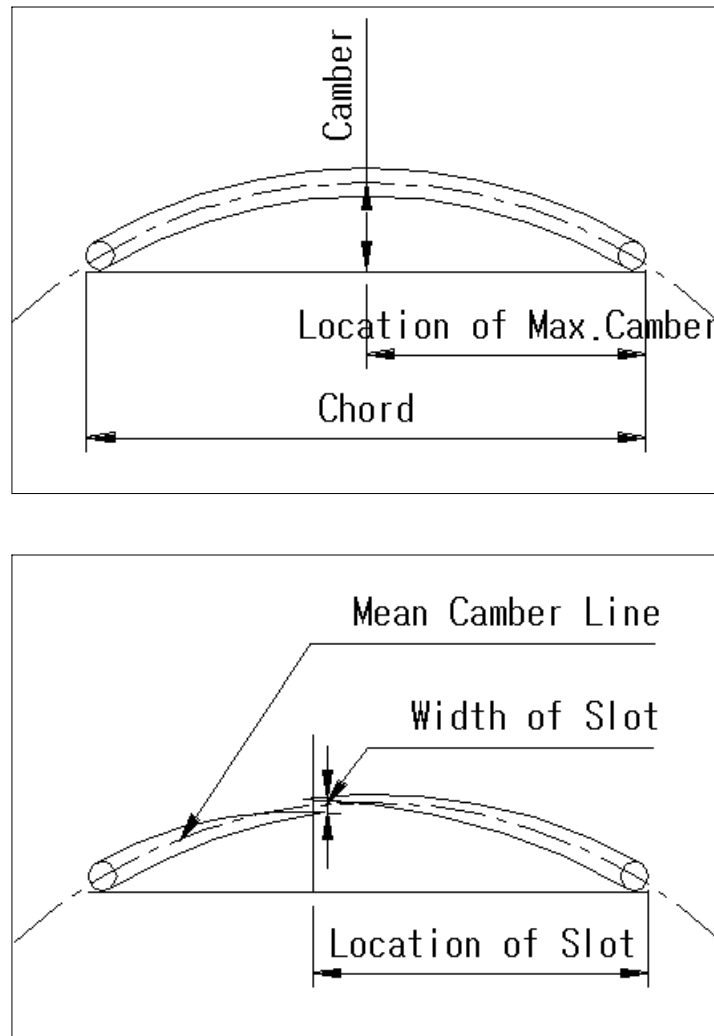


Fig. 3 Structure of the cambered foil

Fig. 3과 같이 CAD를 이용하여 설계된 날개단면을 FLUENT의 Pre-Processor 프로그램인 GAMBIT을 이용하여 날개단면 주위의 유동장에 대한 격자를 형성하였다.

CFD 코드를 이용하여 유동장을 해석할 때 모든 경계조건을 고려하여 임의의 물체에 적합한 격자를 생성하기 위해서는 많은 시간과 노력이 계산 전에 소요된다.

본 연구에서는 보통 날개 주위의 유동장을 계산할 때 주로 사용하는 C-type 격자계를 사용하였다. 이 방법은 O-type 격자계를 사용하여 기하학적 받음각 0° 에서 격자

를 형성한 후, 유입 유동의 유입 각도를 바꾸어 계산하는 방법에 비해 격자 생성에 많은 시간이 소요되나, 날개 주위 유동장의 해석에 있어서는 후류의 유선을 따라 격자를 생성해 주어야 좋은 결과를 얻을 수 있으므로, 각각의 받음각에서 격자를 형성하여 유동장 해석을 수행하였다. Fig. 4는 날개단면 주위의 유동장을 GAMBIT을 이용하여 C-type으로 형성된 격자계를 나타낸 것이다. 3차원의 경우에는 2차원 날개에 대해 C-type의 격자를 형성한 후 이를 날개의 스펠 방향으로 확장하여 육면체 격자를 형성, 해석을 실시하였다.

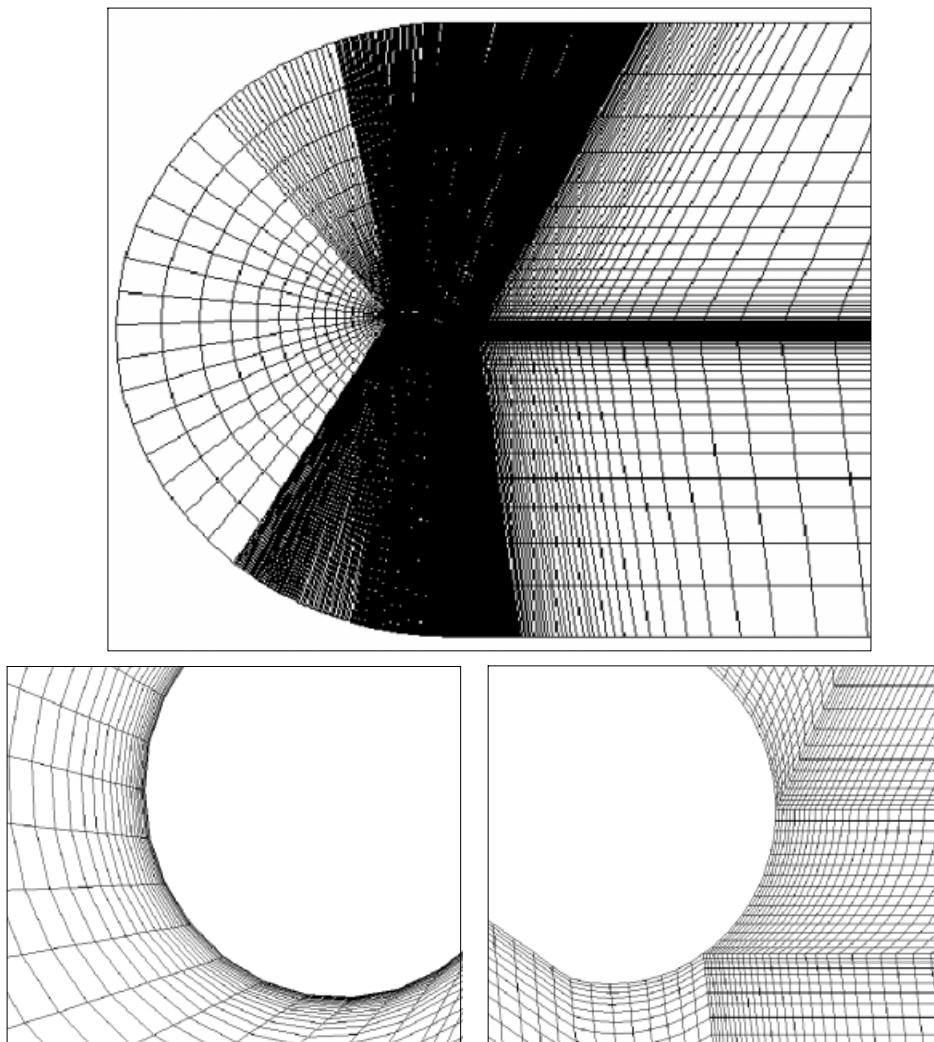


Fig. 4 Computational grid system (2D)

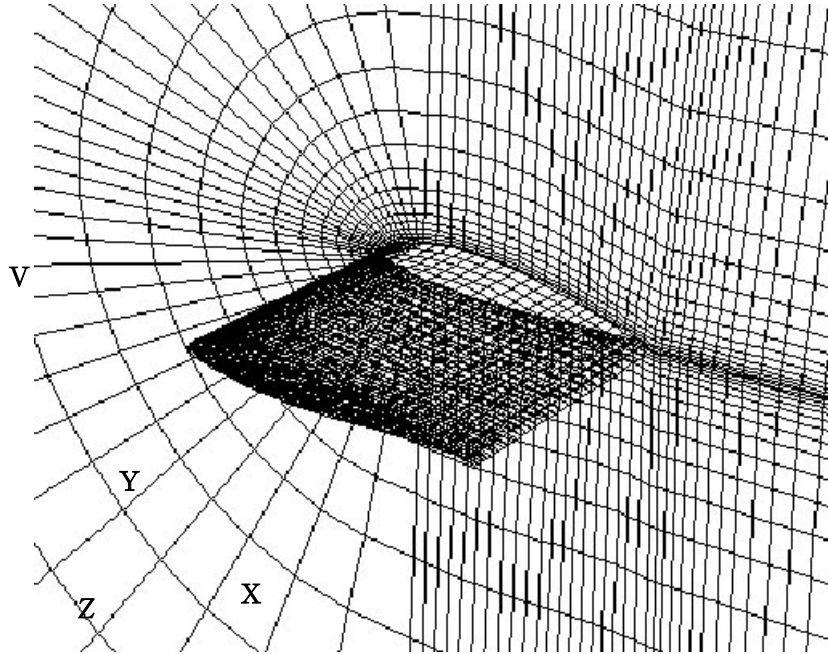


Fig. 5 Computational grid system (3D)

Fig. 5는 GAMBIT을 이용하여 형성된 3차원 날개 주위의 유동장에 대한 격자계를 보여주고 있다.

GAMBIT은 유동장의 격자와 기본적인 경계조건을 형성하는 Pre-Processor로, 크게 "top-down"(3차원 입체의 조합을 통하여 복잡한 기하학적 형상 묘사)와 "bottom-up"(point, curve 및 surface를 기본으로 하여 기하학적 현상을 묘사하는 방식)으로 구분되어 있다. 또한, GUI(Graphical user interface)환경을 통해 사용이 매우 간편하고, 강력한 격자생성 기술을 제공하고 있고, 상당부분에 있어서 자동화되어 있는 격자생성 기능으로 인하여 격자생성 시간을 단축시켜 준다. 실시간 graphical feedback기능을 통해서 node의 분포 상황을 알 수 있으며, smoothing기능을 통하여 mesh quality를 개선시킬 수도 있다. 이상과 같이 GAMBIT을 이용하여 격자를 생성한 후 Solver인 FLUENT에서 import하여 해석을 수행하게 된다. FLUENT에서는 우선 import한 격자를 check한 후 유동을 해석하기 위한 지배방정식을 선택하고, 밀도나 점성 등의 유체에 대한 정보를 입력한 후, 경계조건, 초기조건 등을 입력하여 iteration을 통한 해석을 수행하게 된다. 또한, FLUENT는 계산결과를 다양하게 Display 할 수 있는 Post-Processor의 기능도 가지고 있다.

4. 검증실험

4.1. 양 · 항력 계측시험

CFD코드를 이용한 수치 해석 결과를 검증하기 위해서 설계된 날개단면의 모형을 제작하여 (주)백경공업의 회류수조(Circulating Water Channel)에서 양 · 항력 계측시험을 하였다. Fig. 6은 실험에 사용된 수조의 모식도이다. 수조는 수직순환형 회류수조로써 수조의 전체크기는 $L11,500 \times W2,300 \times H4,200(\text{mm})$ 이고, 관측창은 $L3,200 \times H1,400(\text{mm})$ 이며, axial type인 2개의 impeller에 의해 작동된다.

수조의 상부에는 정류망, 정류격자, 기포제거기, 표층가속기, 조파제거판 등의 정류장치가 있어 수로 내에서 유속이 일정하게 흐르도록 제작되었으며, 유속의 범위는 $0 \sim 1.0\text{m/s}$ 이고, 관측부의 단면유속편차는 수면, 수조바닥, 벽면으로부터 100mm 이내를 제외한 구간에서 유속 0.8m/s 일 때 $\pm 6\%$ 이내였다.

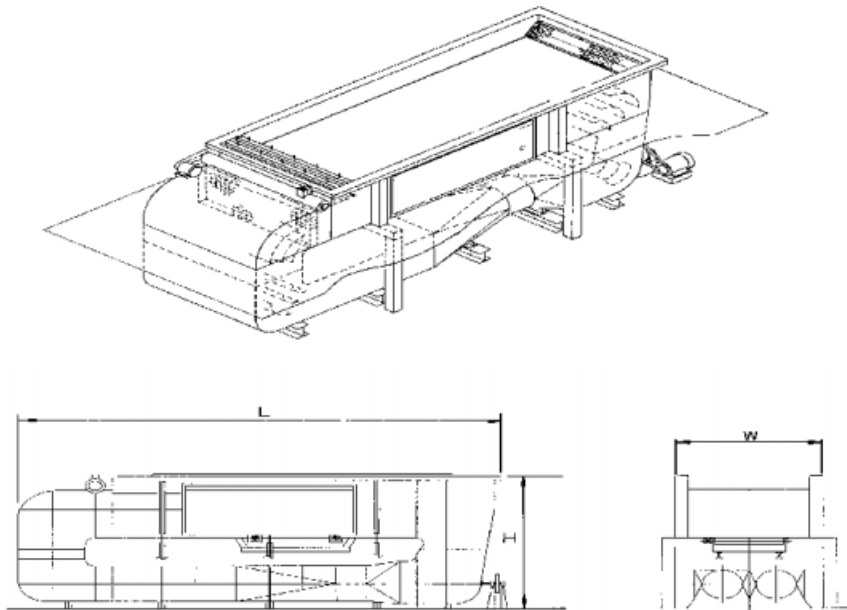


Fig. 6 Circulating Water Channel (백경공업)

실험에서 양·항력의 측정방법은 날개모형과 연결된 삼분력계측기에서 유체의 흐름 방향을 X축, 흐름방향과 수직인 방향을 Y축으로 하여 날개에 작용하는 힘을 측정하였다. 측정치는 증폭기와 A/D변환기를 통하여 컴퓨터에 입력되도록 하였다.

주요 측정 장치로는 측정범위 0~5kgf인 삼분력계측기, 증폭기, A/D 변환기, 컴퓨터이다. 유속의 측정은 프로펠러 유속계를 사용하였다.

Y축으로 측정된 힘이 양력 L , X축으로 측정된 힘이 항력 D 이며, 유체의 밀도 ρ , 유속 V , 날개면적 S 을 이용하면, 무차원화된 양력계수(Lift Coefficient) C_L 과 항력계수(Drag Coefficient) C_D 는 다음의 식과 같이 나타낼 수 있다.

$$C_L = \frac{L}{\frac{1}{2} \rho V^2 S} \quad (8)$$

$$C_D = \frac{D}{\frac{1}{2} \rho V^2 S} \quad (9)$$

4.2. PIV 실험

유동가시화기법인 PIV(Particle Image Velocimetry)를 이용하여 수치 해석을 통한 결과와 비교함으로서 날개단면 주위의 유동장의 형태에 대해 검증해 보았다. 실험은 한국해양대학교 해양과학기술대학 회류수조 실험실에 설치되어 있는 회류수조에서 수행하였다. 회류수조에서 유속의 발생은 2 Impeller Vertical Type(OV2-60B)을 이용하며, 수조 전체의 크기는 L12,500×W2,200×H5,200(mm)이며, 실험이 행해진 관측부의 크기는 L5,000×W1,300×1,200(mm)이다. 수조의 가동시 사용되는 물의 용량은 60ton이며 수조의 발생유속은 0.1~2.0m/sec까지 이다. 그리고 수조의 구동은 AC 22kw × 2set Impeller Motor로 구동된다. 그리고 수조에 부착된 Traverse에 날개모형을 부착하여 받음각(Angle of attack)을 변화시키며 실험하였다.

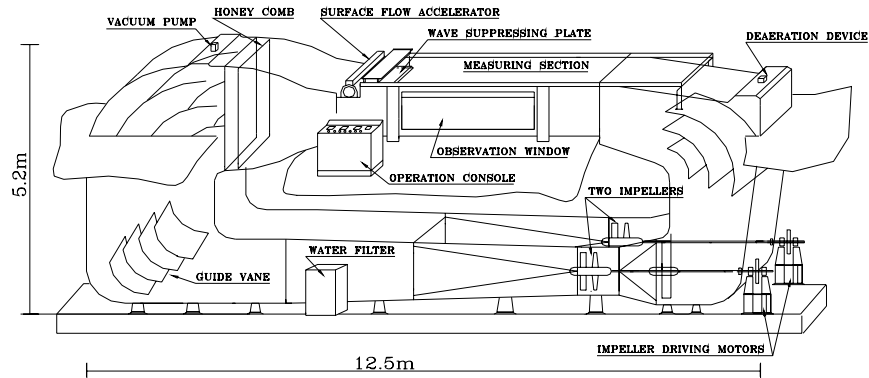


Fig. 7 Circulating Water Channel (한국해양대학교)

유동가시화 장치는 6W Ar-Ion LASER, Fiber Optic Cable 및 Cylindrical Lens가 부착된 Probe를 사용하였다. 최적의 LASER Sheet를 형성하기 위해서 조사용 Probe를 수밀 아크릴 통에 삽입하고, Traverse를 이용하여 수중에 직접 설치하였으며, 산란입자로는 비중이 1.1인 Vinyl Chloride Polymer를 사용하였다. 조사된 2차원 영상은 CCD Camera(Sony SSC - M370)로 640×480 Pixel 해상도로 촬영과 동시에 Video Cassette Recorder(Panasonic AG - 7350)에 녹화한 후 Image Grabber(DT 3155)를 사용하여 1/30초 동안의 순간 이미지를 P/C로 받아들여 단일조명/이중프레임 상호상관법(Cross-correlation method)으로 속도를 구하였다. PIV 기법에 대한 보다 자세한 내용은 현범수 & 최경신[16] "PIV를 이용한 수중의 주위 복잡유동장의 정량적 계측"를 참고하였으며, Fig. 8은 실험에 사용된 유동가시화 장치를 보여주고 있다.

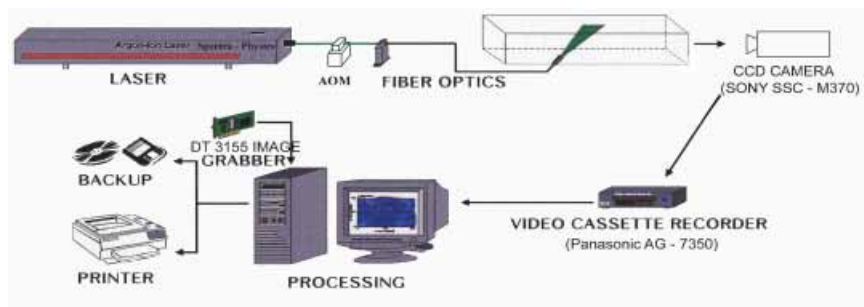


Fig. 8 PIV System

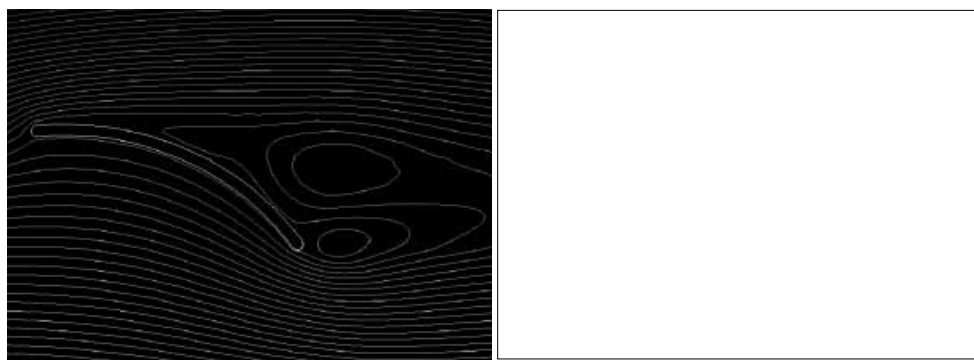
5. 수치 해석을 통한 2차원 날개단면 설계

5.1. 수치 해석 결과의 검증

	Calculation			Experiment		
	C_L	C_D	C_L / C_D	C_L	C_D	C_L / C_D
Without Slot	1.29	0.49	2.65	1.41	0.55	2.59
With Slot(1%)	1.52	0.43	3.52	1.53	0.46	3.32
With Slot(2%)	1.76	0.38	4.69	1.72	0.42	4.06
With Slot(3%)	1.48	0.44	3.37	1.63	0.51	3.22

Table. 1 양 · 항력 계측시험을 통한 결과 검증

Table.1 은 기본형과 두께가 1%, 2%, 3%인 단일 슬롯형에 대한 수치 해석과 모형을 이용한 양 · 항력 계측시험의 결과를 나타낸 것이다. 두 결과를 비교하면, 정량적으로는 다소 차이가 있으나 정성적으로는 잘 일치하고 있음을 알 수 있다. 수치 해석의 경우는 2차원 단면에 대하여 계산을 수행하였으므로 3차원 날개 모형으로 실시한 모형시험과는 다소 정량적인 차이가 발생할 수 있을 것이라고 생각된다.



(a) Calculation

(b) PIV Experiment

Fig. 9 PIV 실험을 통한 결과검증 (기본형)

다음으로, PIV 실험을 통해 얻은 2차원 날개단면 주위 유동장의 속도성분으로부터 유선(Streamline)을 얻어 비교함으로써 수치 계산을 통해 얻은 결과의 타당성을 검증해 보았다.

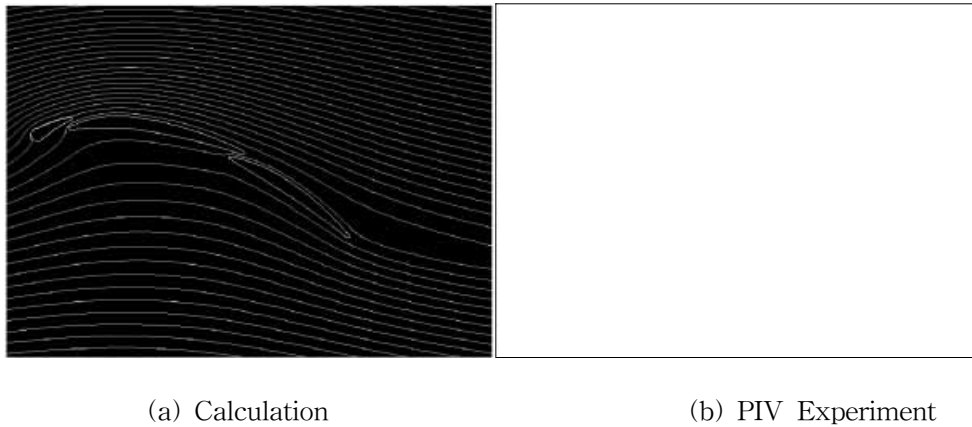


Fig. 10 PIV 실험을 통한 결과검증 (이중 슬롯형)

Fig. 9 과 Fig. 10에 기본형과 이중 슬롯형 날개단면에 대해 수치 해석과 PIV 실험을 통해 얻은 유선을 나타내어 보았는데 두 경우가 상당히 유사한 결과를 보여줌을 확인할 수 있었다. 이는 두 결과가 정성적으로 일치한다고 말할 수 있을 것이다.

이상과 같이, 양·항력 계측시험과 PIV 실험을 통해서 수치 해석 결과의 정성적인 타당성을 확인할 수 있었고, CFD를 이용한 수치 해석이 날개단면의 성능예측에 사용될 수 있다는 가능성을 발견하였으며, 날개단면의 양력과 항력뿐만 아니라 모멘트(Moment)의 계산을 함에 있어서도 모형시험보다 손쉽게 이용될 수 있으므로 날개의 안정성 해석에도 그 활용이 가능할 것이라 생각된다.

5.2. 기본형과 단일 슬롯형의 성능 비교

우선 Fig. 3에서 보여진 기본형과 단일 슬롯형의 성능을 수치 해석을 통해 비교해 보았다. 단일 슬롯형의 경우, 슬롯의 위치는 기존의 연구 결과에 따라서 양력계수가 가장 큰값을 갖는 코드(Chord)의 0.6의 위치(0.6C)로 하였으며, 슬롯의 두께는 코드의 2%로 하였다. 계산시의 Reynolds Number는 $Re = 6.4 \times 10^6$ 이다.

Location of slot	Angle of Attack(°)	$C_{L_{max}}$	C_D	C_L / C_D
Without Slot	27	1.50	0.57	2.64
0.2C	22	1.50	0.45	3.36
0.4C	25	1.51	0.58	3.13
0.6C	27	1.59	0.50	3.19
0.8C	27	1.45	0.43	3.32

* At Slot size=0.04×Chord, Location of Max. Camber ratio=0.5×Chord

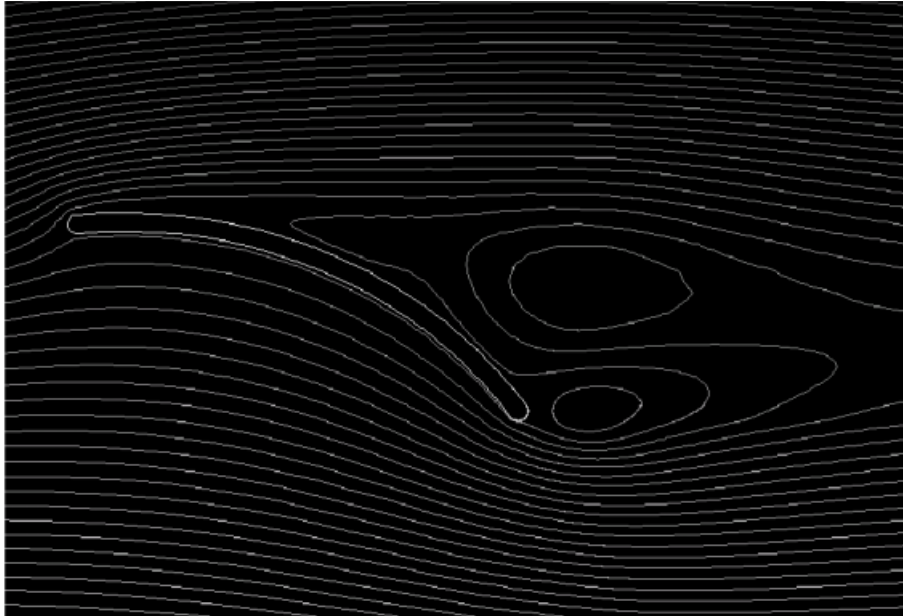
Table. 2 The Maximum C_L of the cambered foil in accordance with the location of slot

기본형과 단일 슬롯형에 대한 수치 해석 결과는 다음과 같다.

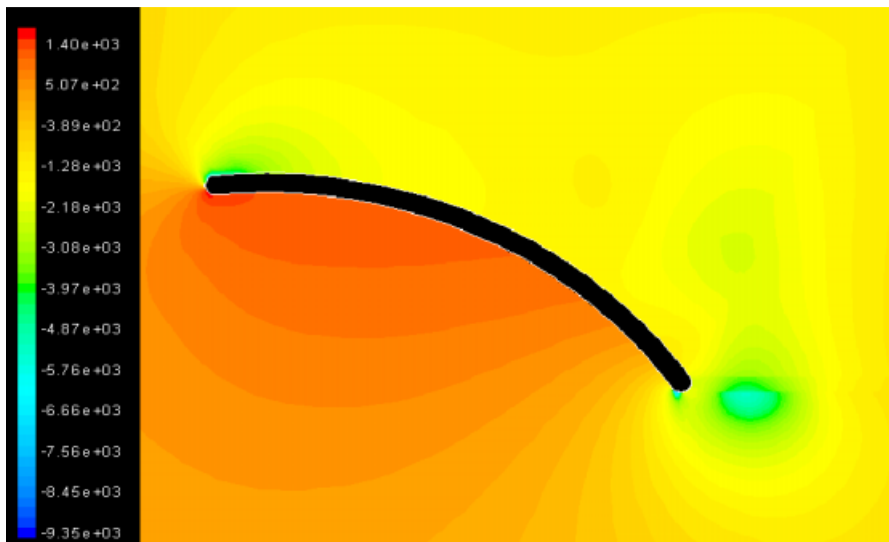
	Angle of Attack(°)	C_L	C_D	C_L / C_D
Without Slot	21	1.33	0.43	3.09
With Slot(2%)	21	1.96	0.34	5.72

Table. 3 기본형과 단일 슬롯형의 성능 비교

수치 해석 결과 단일 슬롯형이 기본형에 비해 매우 우수한 성능을 가짐을 확인할 수 있었다. Fig. 11와 Fig. 12을 비교해보면 알 수 있듯이 단일 슬롯형의 경우, 슬롯을 통한 유체의 흐름이 날개의 흡입면(Suction Side)에서 발생하는 유동의 박리를 지연시키거나 감소시키는 효과가 있다는 것을 확인할 수 있었다.

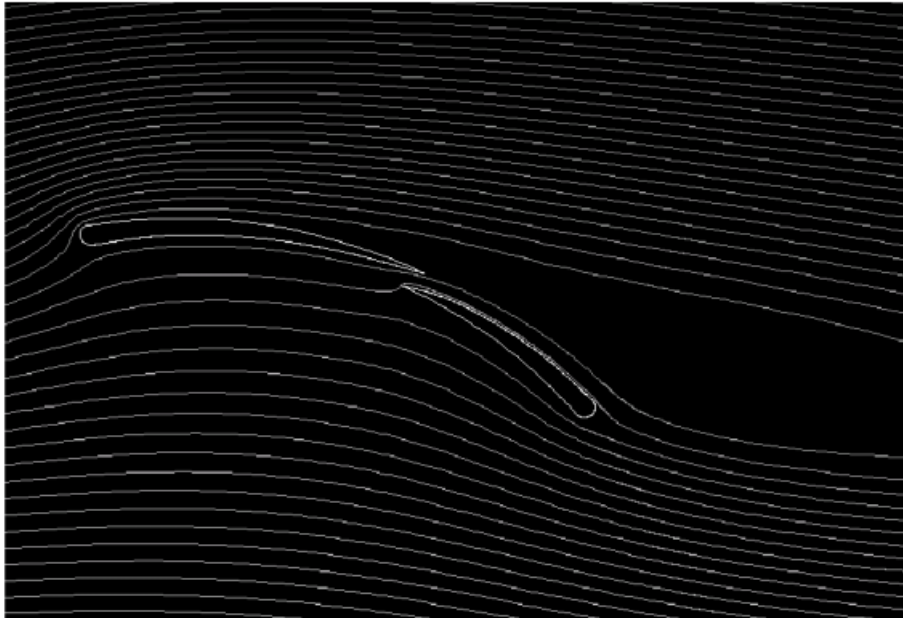


(a) Streamline

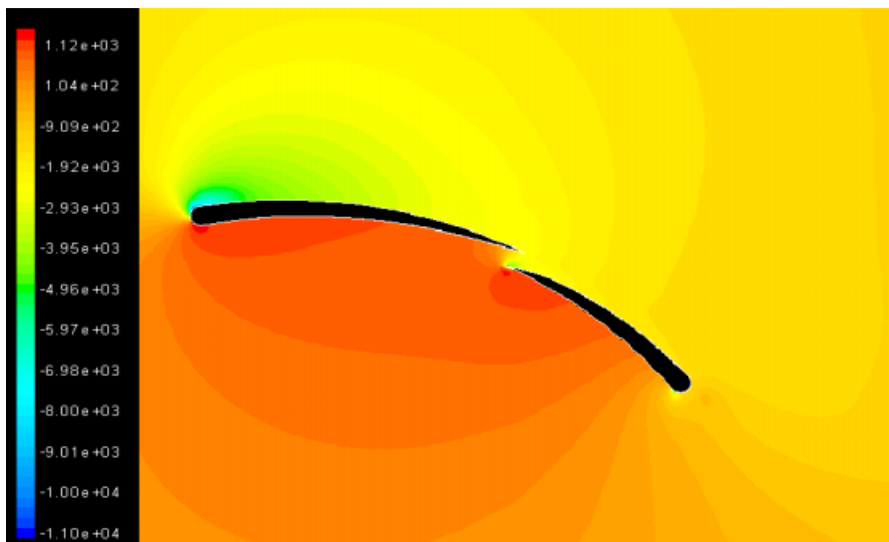


(b) Pressure Contour

Fig. 11 기본형의 해석 결과 ($\alpha = 25^\circ$)



(a) Streamline



(b) Pressure Contour

Fig. 12 단일 슬롯형의 해석 결과 ($\alpha = 25^\circ$)

5.3. 이중 슬롯형에 대한 성능 해석 (전개판 설계에의 응용)

앞선 수치 해석을 통해 단일 슬롯형이 기본형보다 우수한 성능을 가짐을 확인하였으며, 이를 토대로 이중 슬롯형이 보다 우수한 성능을 가질 수 있을 것이라는 가정 하에 받음각, 슬롯의 두께, 슬롯의 위치를 변화시키는 Parametric Study를 통해 최적 성능의 날개단면 형상을 도출하고자 하였다.

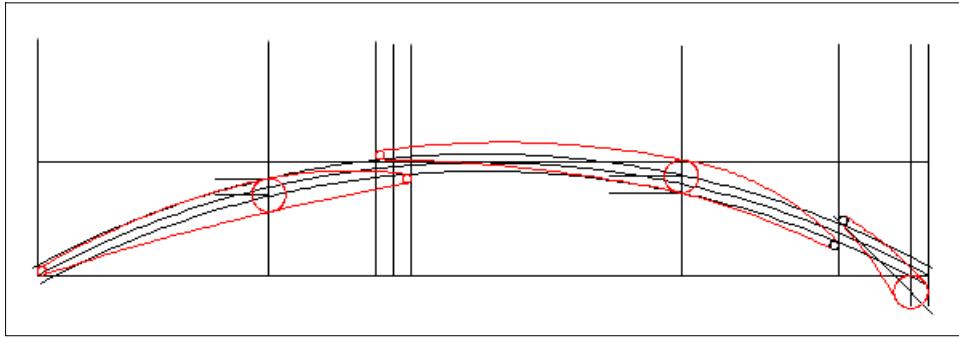


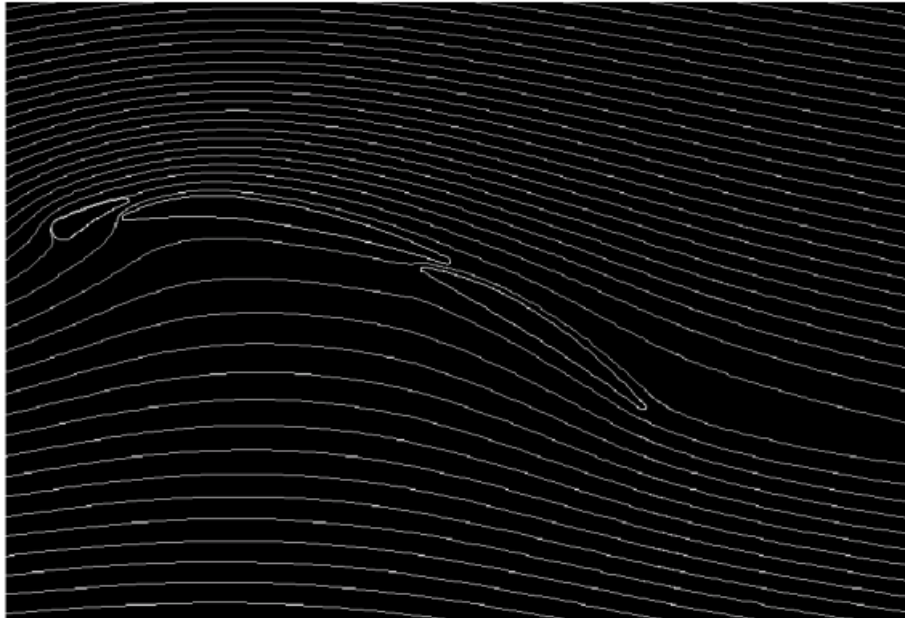
Fig. 13 초기 설계한 이중 슬롯형 날개단면

초기에 설계한 이중 슬롯형은 0.1C와 0.6C에 두 개의 슬롯을 위치시켰으며, 슬롯의 두께는 코드의 2%로 하였다. 계산시의 Reynolds Number는 $Re = 6.4 \times 10^6$ 이다.

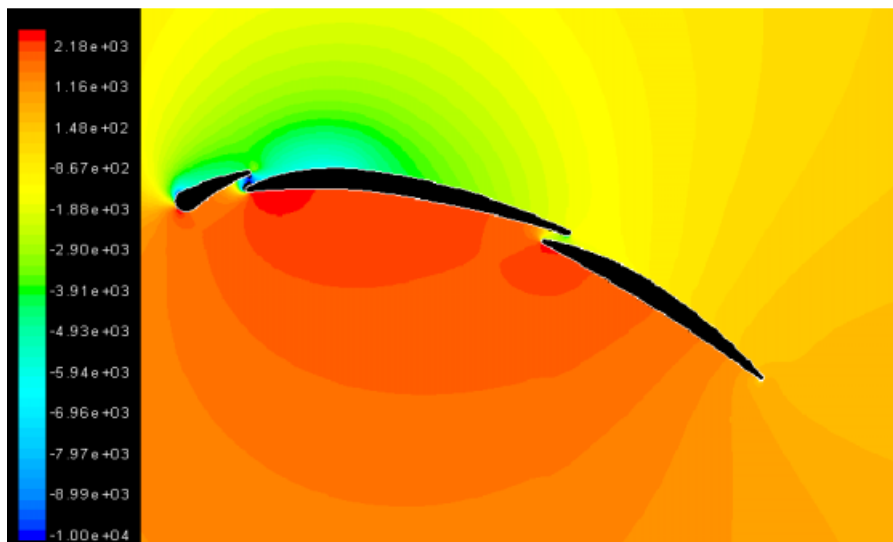
수치 해석 결과 초기 설계된 이중 슬롯형이 단일 슬롯형에 비해 매우 우수한 성능을 가진다는 것을 확인할 수 있었다.

Angle of Attack(°)	C_L	C_D	C_L / C_D
$\alpha = 15^\circ$	2.15	0.15	14.33
$\alpha = 18^\circ$	2.25	0.19	11.84
$\alpha = 20^\circ$	2.42	0.21	11.52
$\alpha = 22^\circ$	2.46	0.24	10.25
$\alpha = 25^\circ$	2.36	0.30	7.87
$\alpha = 27^\circ$	1.99	0.42	4.74

Table. 4 초기 설계한 이중 슬롯형에 대한 해석결과

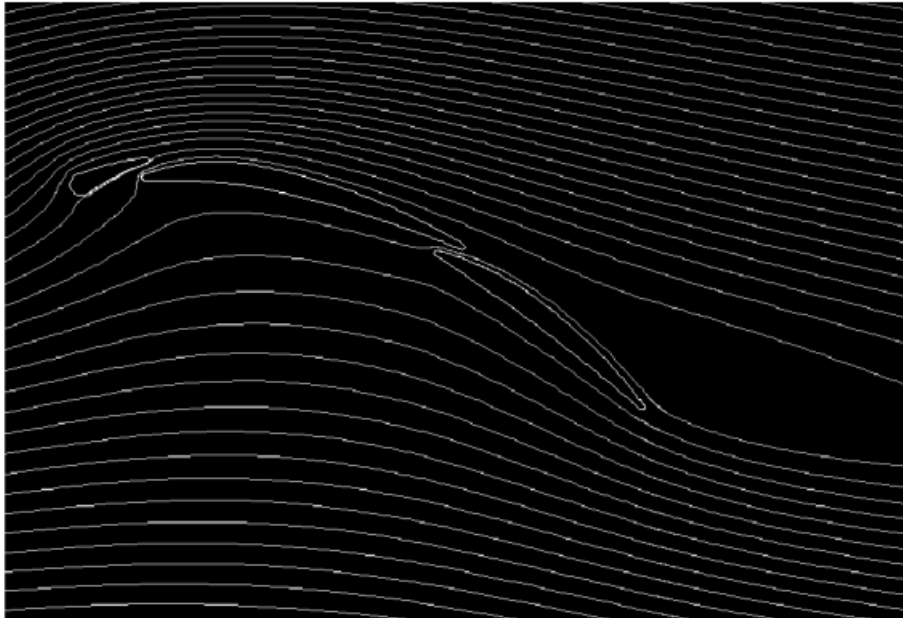


(a) Streamline

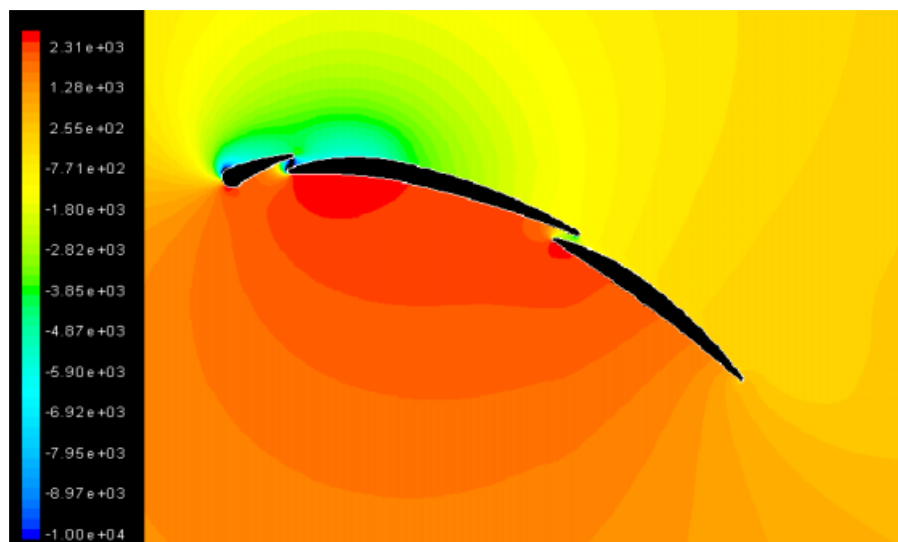


(b) Pressure Contour

Fig. 14 초기 설계된 이중 슬롯형의 해석 결과 ($\alpha = 20^\circ$)



(a) Streamline



(b) Pressure Contour

Fig. 15 초기 설계된 이중 슬롯형의 해석 결과 ($\alpha = 25^\circ$)

이와 같이, 수치 해석을 통해 설계한 이중 슬롯형 날개단면은 받음각 20° 이상의 대 각도에서도 양·항력 특성뿐만 아니라 날개의 윗면인 흡입면에서의 유동박리도 크게 발생하지 않는 우수한 성능을 가지고 있다. 따라서, 이중 슬롯형의 날개단면은 트롤어업에 사용되는 전개판(Otterboard)에 잘 응용될 수 있을 것이다.

전개판(Otterboard, Trawl Door)은 트롤어선의 어망을 펼치기 위한 날개형태의 양력면으로서, 과거에 두 척의 어선이 펼쳐야 했던 어망을 아래의 같이 1척의 어선만으로도 펼칠 수 있도록 고안된 일종의 그물 전개장치이다.

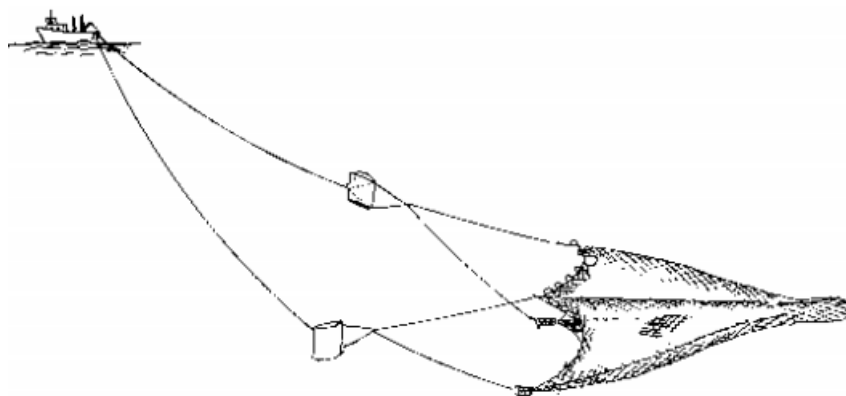


Fig. 16 트롤 조업 모식도

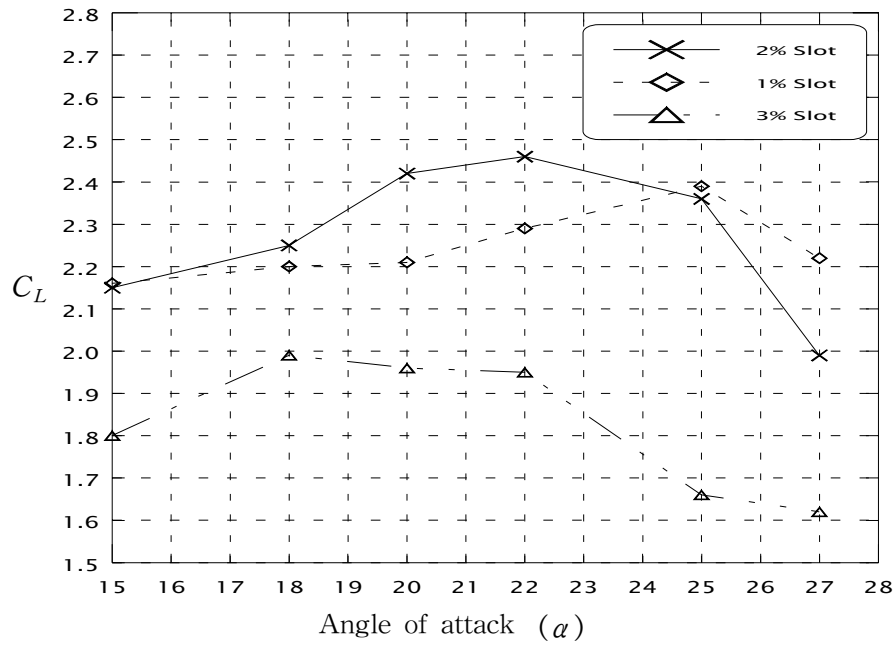
즉, 항공기의 날개와 유사한 날개를 어망의 양쪽선단에 부착하여 어선이 전진할 때 발생하는 유속에 일정하게 정해진 받음각으로 전개판을 설치하여 유체동력학적 양력으로 인하여 스스로 펼쳐지게끔 고안된 것이다. 따라서 전개판의 형상과 받음각에 따라 양력, 항력이 어떻게 변화하며 날개면에서의 유동 박리, 실속등의 현상이 어떻게 발생하는지의 여부를 확인하기 위한 유체역학적인 연구가 필요하다.

전개판의 성능은 크게 전개력과 안전성측면에서 측정되어지는데, 이중 전개력은 양력은 크면서 항력은 작은 날개의 설계와 관련되며, 안정성은 거칠고 비정상적인 작업 환경에서도 작업성능을 얼마만큼 안정되게 유지하는냐 하는 것과 관련이 있다.

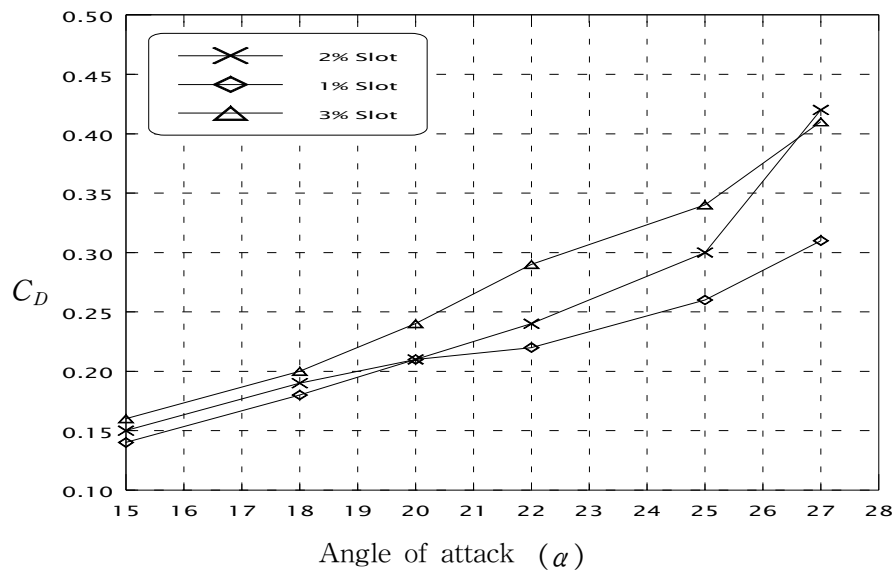
특히 노르웨이, 덴마크 등 선진국가 업체들의 경우 국가단위 또는 지역단위의 연구센터를 중심으로 첨단 기술을 업체에 제공하여 산업체의 기술력이 비약적인 발전을 이루고 있었으며, 특히 컴퓨터를 이용한 설계시스템, 모의실험시스템 등을 구축하여 여타 국가와의 기술 격차를 커지게 하고 있었다.

국내에서는 현재 전개판에 대한 성능해석 방법으로 모형실험에만 의존하고 있는 실정이나, 본 연구의 CFD를 이용한 수치 해석 기법이 체계적인 전개판의 성능해석과 형상설계를 할 수 있는 방법으로 사용될 수 있을 것이다.

5.3.1. 슬롯의 두께 변화에 따른 성능 해석

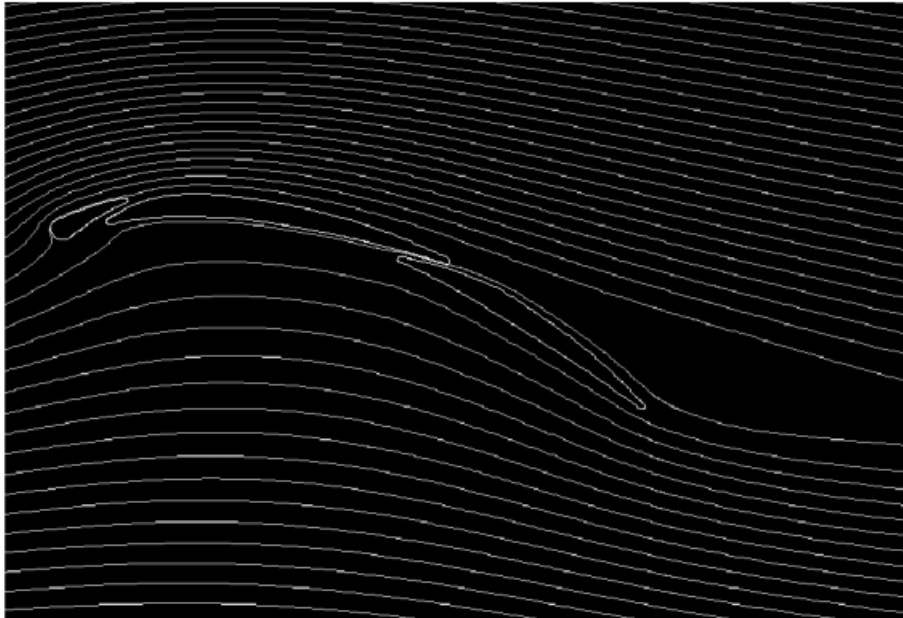


(a) Lift Coefficient



(b) Drag Coefficient

Fig. 17 Slot의 두께 변화에 따른 양 · 항력 비교

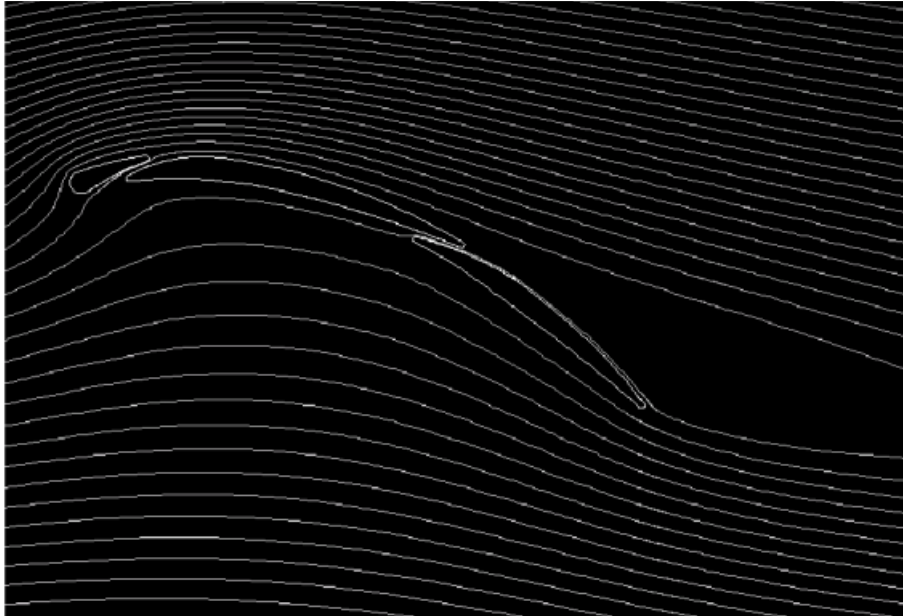


(a) Streamline

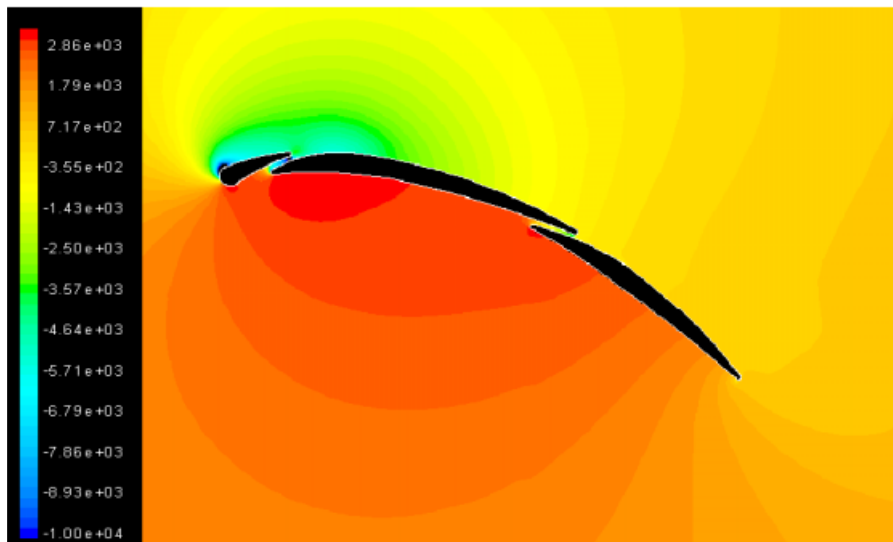


(b) Pressure Contour

Fig. 18 이중 슬롯형(두께 1%)의 해석 결과 ($\alpha = 20^\circ$)

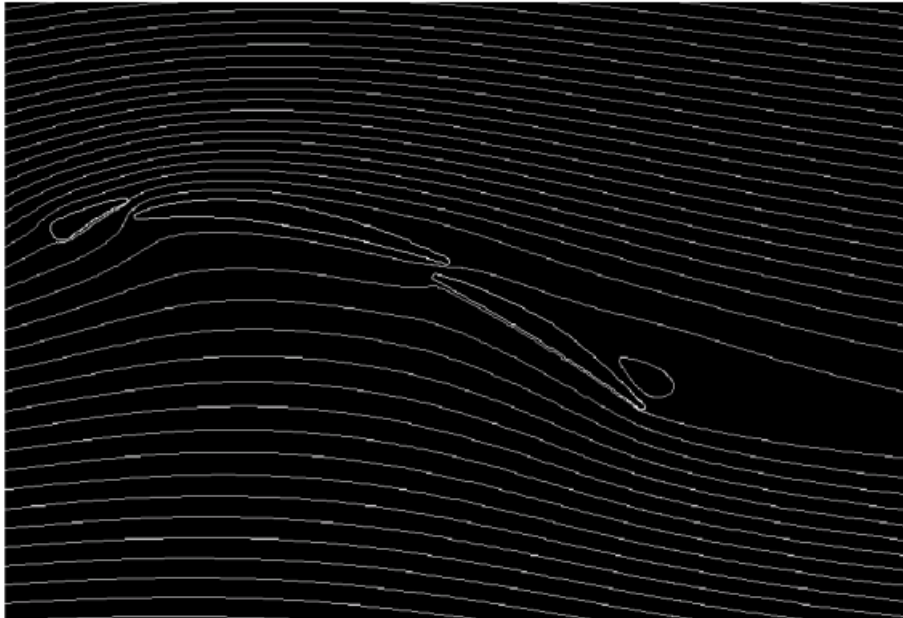


(a) Streamline

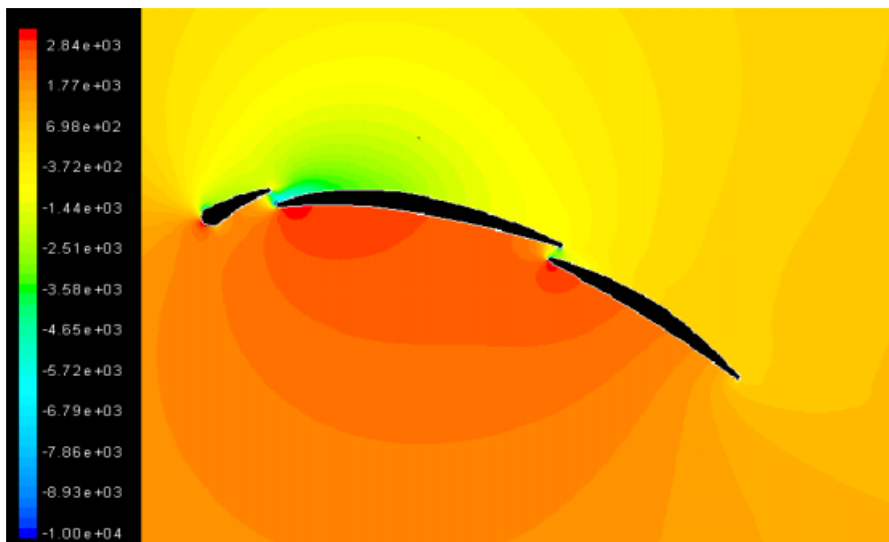


(b) Pressure Contour

Fig. 19 이중 슬롯형(두께 1%)의 해석 결과 ($\alpha = 25^\circ$)

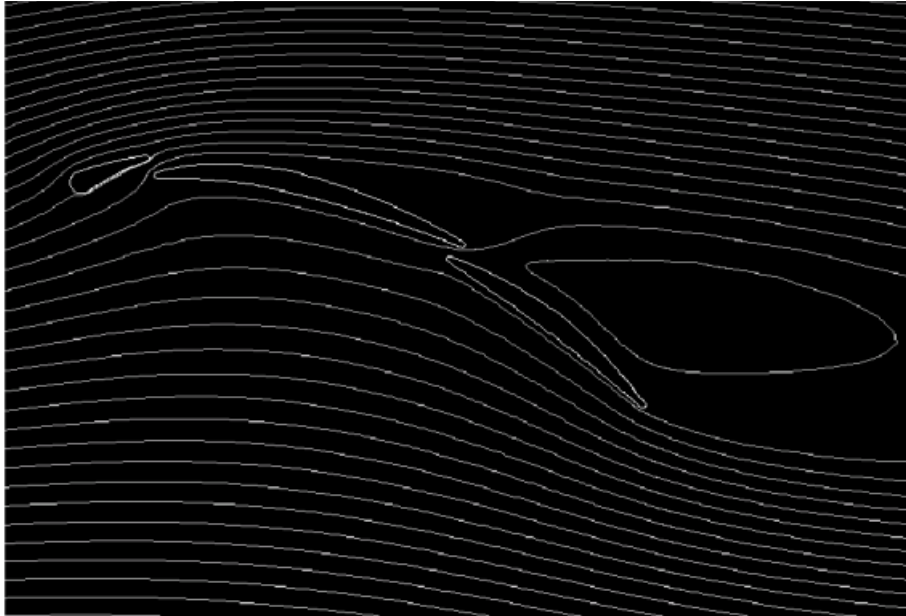


(a) Streamline

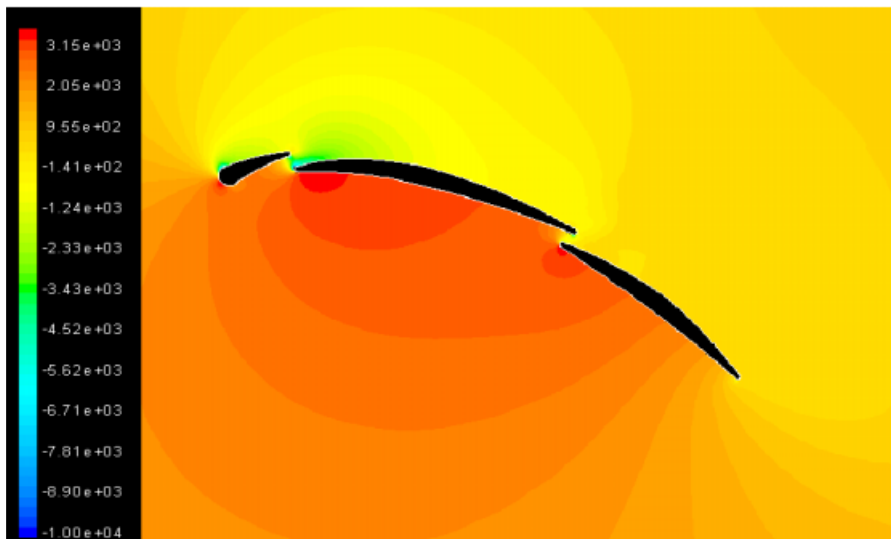


(b) Pressure Contour

Fig. 20 이중 슬롯형(두께 3%)의 해석 결과 ($\alpha = 20^\circ$)



(a) Streamline



(b) Pressure Contour

Fig. 21 이중 슬롯형(두께 3%)의 해석 결과 ($\alpha = 25^\circ$)

단일 슬롯형에 대한 결과와 마찬가지로 슬롯의 두께에 따른 성능변화를 확인하기 위해서 슬롯의 두께를 1%와 3%로 변화시켜서 계산을 수행하였다.

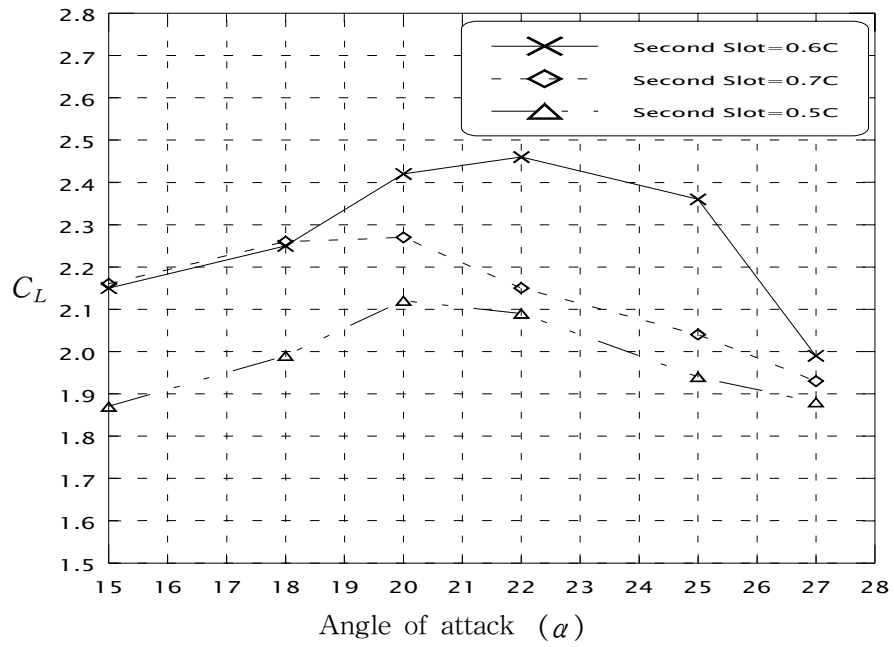
계산한 결과 단일 슬롯형의 경우와 동일하게 슬롯의 두께가 코드의 2%일 때가 양력 측면에서 가장 우수한 결과를 나타내었으며, 각각의 경우에 대한 유선을 비교해 보았을 때에도 2%일 때가 날개의 흡입면에서의 유동 박리를 개선할 수 있는 가장 적절한 슬롯의 두께임을 확인할 수 있었다.

5.3.2. Second Slot의 위치 변화에 따른 성능 해석

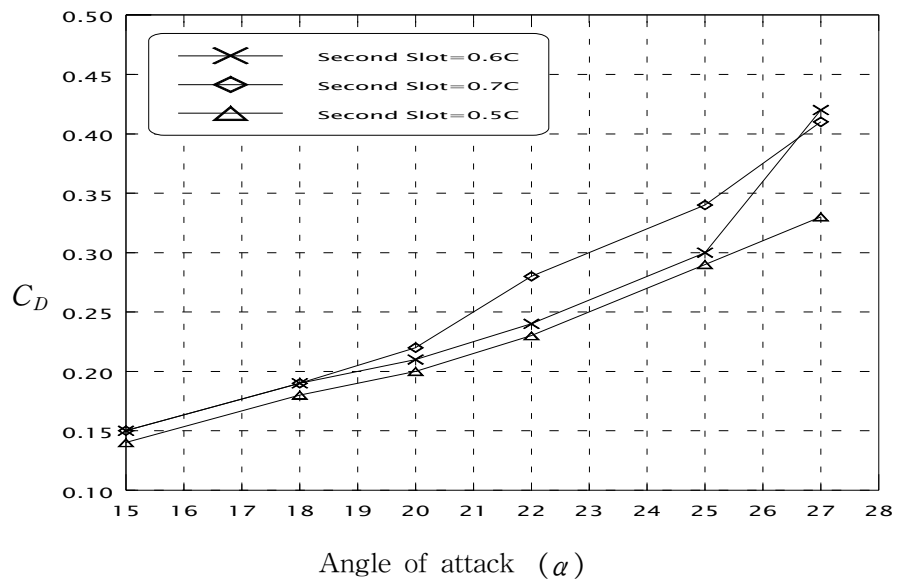
이중 슬롯형을 초기에 설계할 때 Second Slot의 위치는 단일 슬롯형의 경우에서 최적의 위치였던 0.6C로 하였다. 그러나 이중 슬롯의 경우에는 각각의 슬롯의 위치에 따라서 날개 주위의 유동특성이 변화될 것이며, 슬롯의 위치 변화가 우수한 성능의 날개 단면을 찾기 위한 매우 중요한 변수가 된다. 따라서 본 연구에서는 각각의 슬롯의 위치를 변수로 하여 계산을 수행하였다.

우선, First Slot의 위치는 고정된 상태에서 Second Slot의 위치만을 0.7C와 0.5C로 변화시키며 계산을 수행하였다.

계산 결과, 두 경우가 모두 초기 설계상태인 Second Slot의 위치가 0.6C일 때보다 성능이 떨어짐을 확인할 수 있었다. 이는 초기 설계 시에 Second Slot의 위치로 선택한 0.6C가 단일 슬롯형에서와 동일하게 이중 슬롯형에서도 적용됨을 나타내는 것이다.

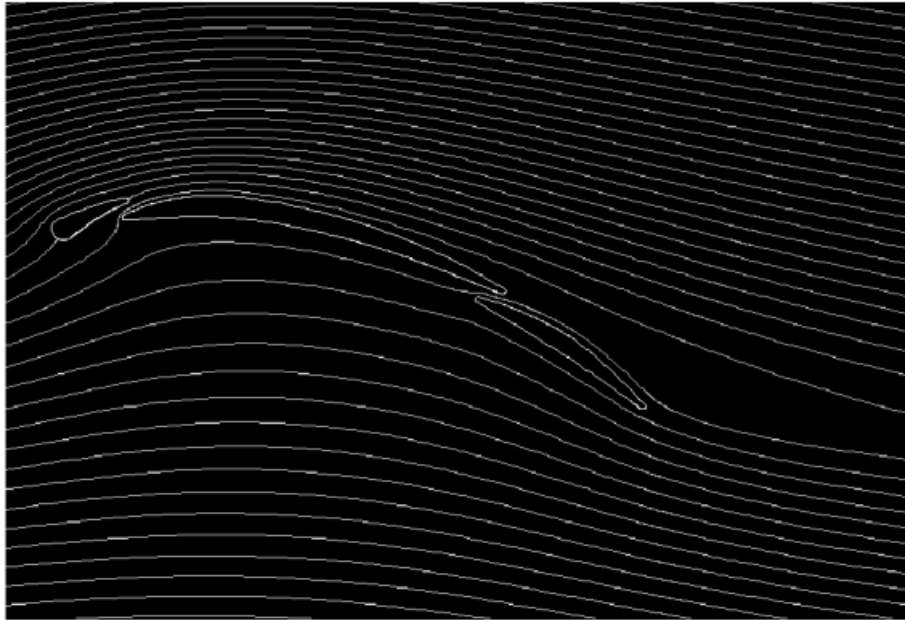


(a) Lift Coefficient

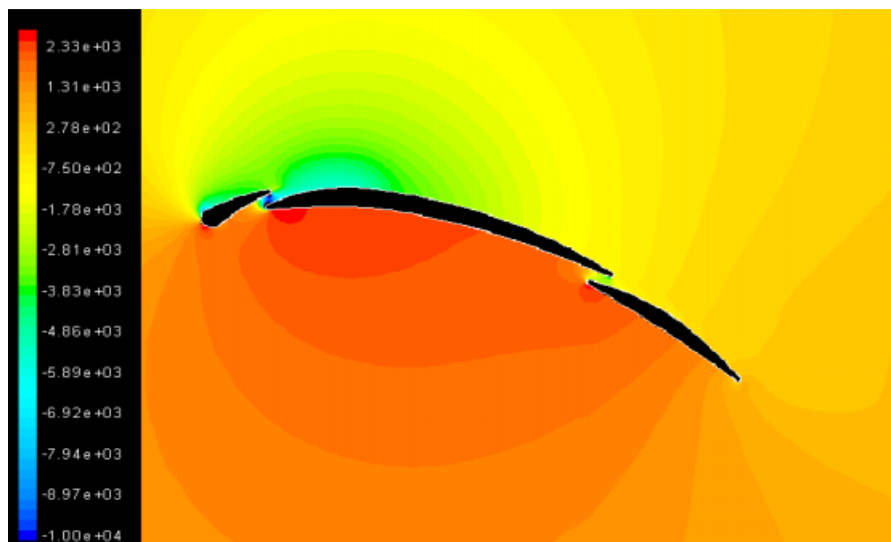


(b) Drag Coefficient

Fig. 22 Second Slot의 위치 변화에 따른 양·항력 비교

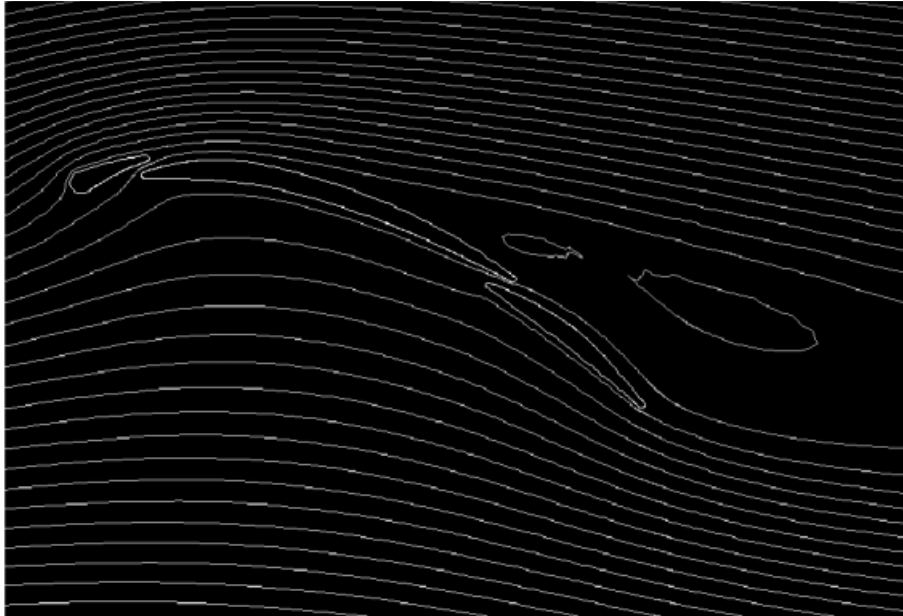


(a) Streamline

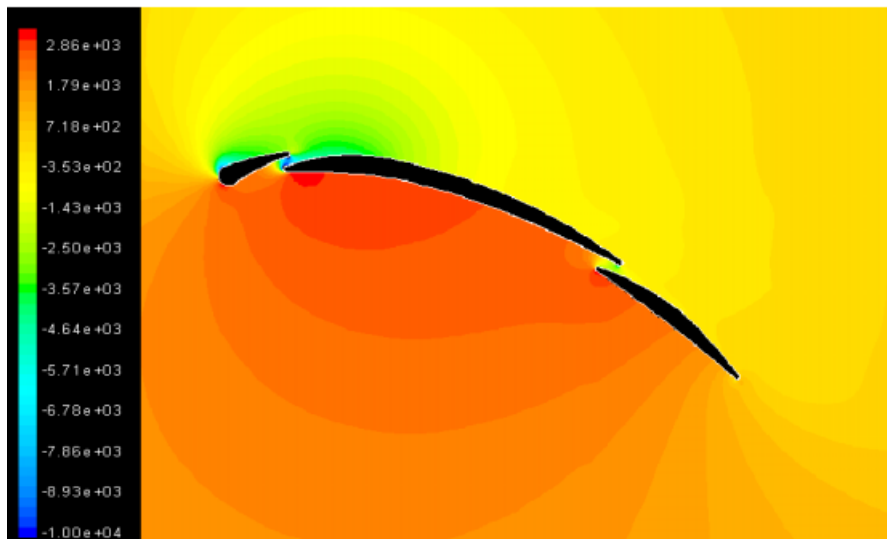


(b) Pressure Contour

Fig. 23 이중 슬롯형(Second Slot의 위치 = 0.7C)의 해석 결과 ($\alpha = 20^\circ$)

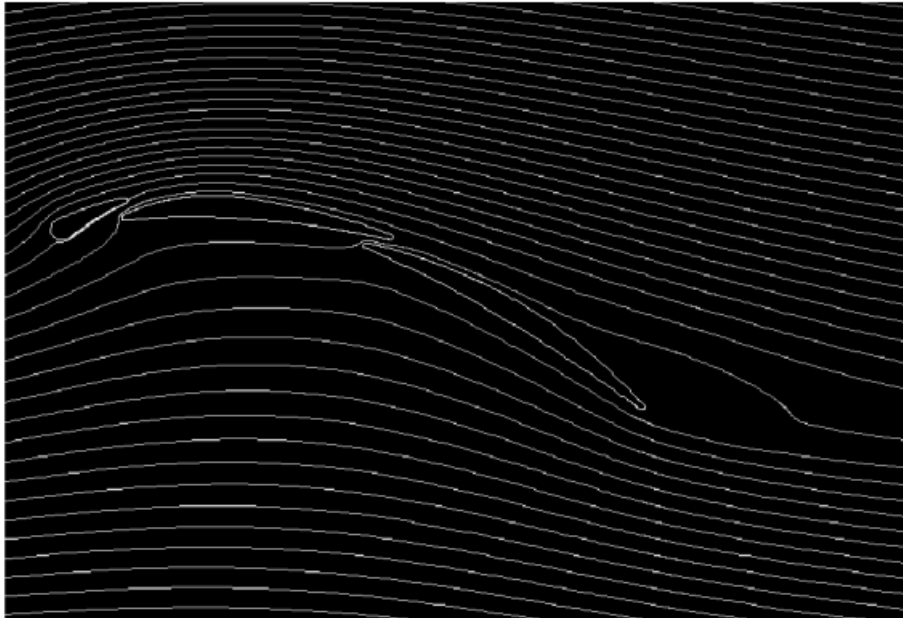


(a) Streamline

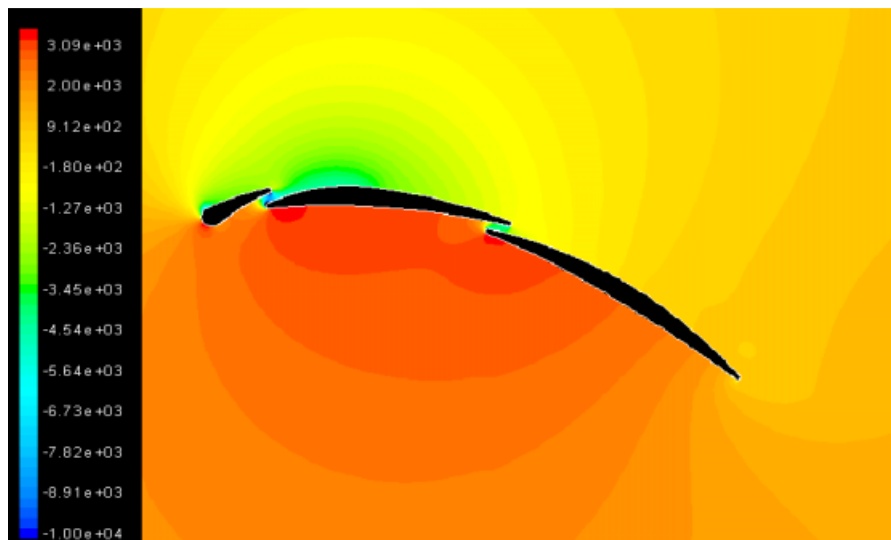


(b)Pressure Contour

Fig. 24 이중 슬롯형(Second Slot의 위치 = 0.7C)의 해석 결과 ($\alpha = 25^\circ$)

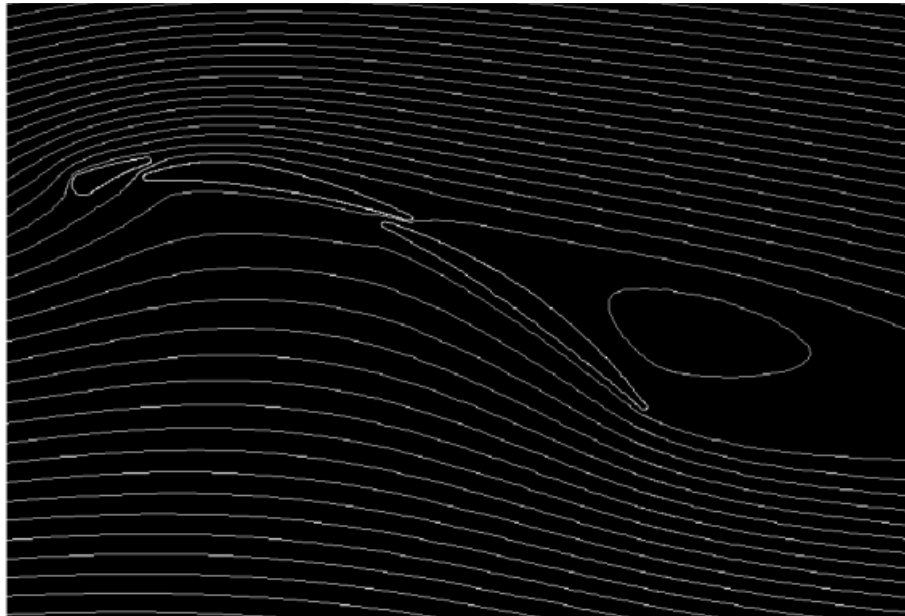


(a) Streamline

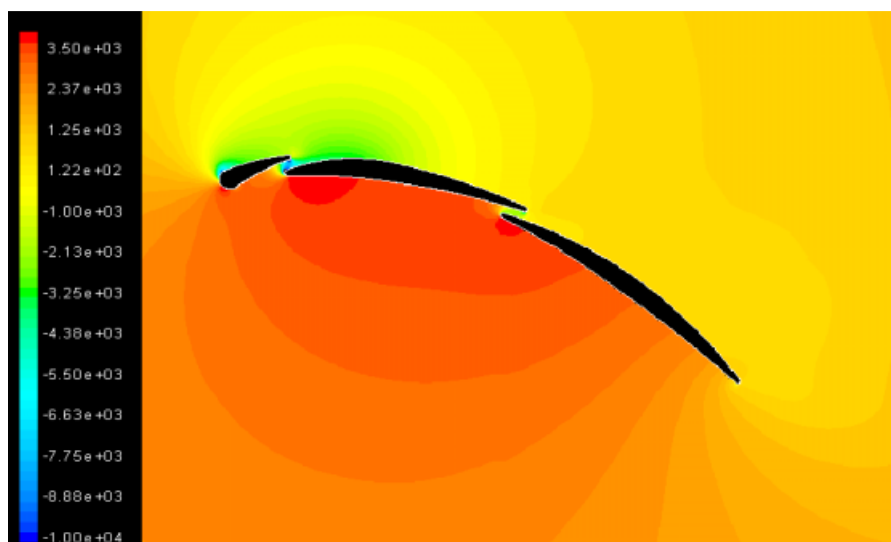


(b)Pressure Contour

Fig. 25 이중 슬롯형(Second Slot의 위치 = 0.5C)의 해석 결과 ($\alpha = 20^\circ$)



(a) Streamline



(b) Pressure Contour

Fig. 26 이중 슬롯형(Second Slot의 위치 = 0.5C)의 해석 결과 ($\alpha = 25^\circ$)

5.3.3. First Slot의 위치 변화에 따른 성능 해석

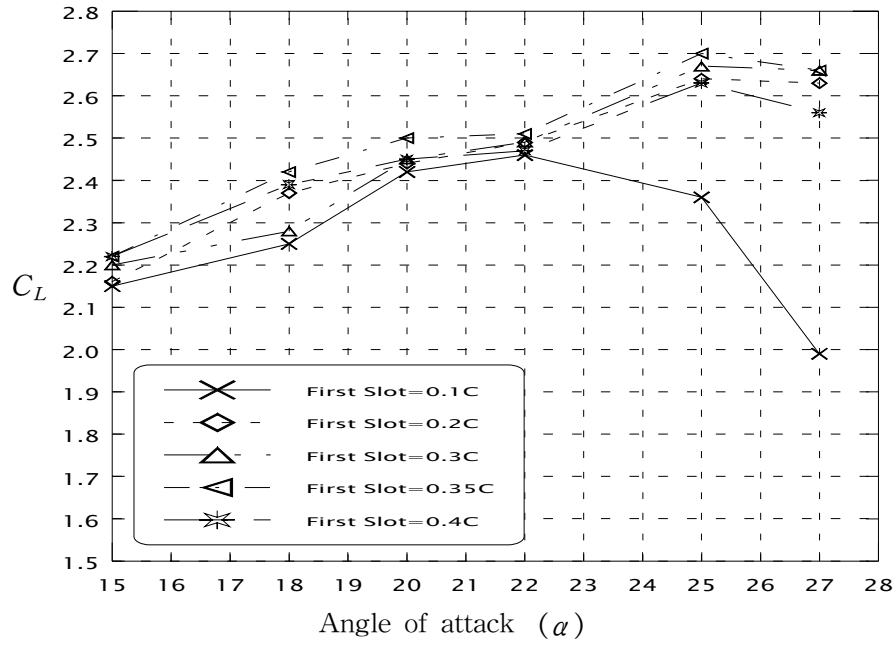
슬롯의 두께와 Second Slot의 위치에 변화에 따른 성능 해석 결과 초기 설계시의 상태가 가장 우수한 결과를 가짐을 확인할 수 있었다. 이제 남은 변수는 First Slot의 위치이다. 이전의 두 가지 변수는 단일 슬롯형 날개 단면의 계산 결과를 토대로 초기 설계를 하였지만, First Slot의 경우에는 그러한 토대가 없어 초기 설계시에 날개단면에서 슬롯이 위치할 수 있는 가장 앞부분인 코드의 0.1의 위치에 설계하였다. 따라서 First Slot의 위치를 변화시킴으로써 날개단면의 성능 향상시킬 수 있을 것이라는 기대를 가지며 Second Slot의 위치를 고정한 상태에서 0.2C, 0.3C, 0.35C, 0.4C로 변화시키면서 계산을 수행하였다.

계산 전에 예측했었던 First Slot의 위치 변화를 통해 초기 설계된 이중 슬롯형 날개 단면보다 향상된 성능을 얻을 수 있음을 계산 결과를 통해서 확인할 수 있었다.

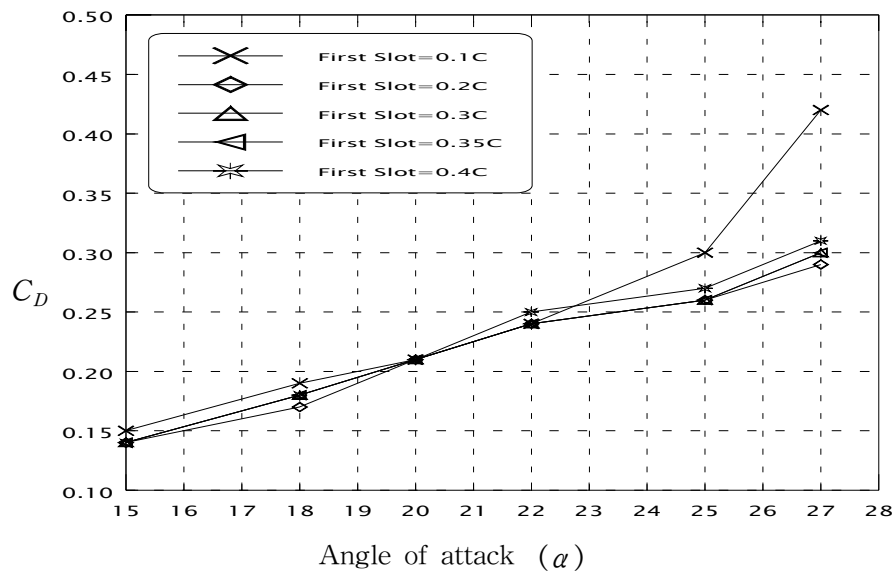
First Slot을 날개단면을 뒤쪽으로 이동시킬수록 성능이 향상되었음을 확인할 수 있었다. 그러나, 그 위치가 코드의 0.35이상일 경우, 즉 0.4C에서는 오히려 성능이 감소하는 경향을 나타내었다. 이는 이중 슬롯형의 날개단면에 있어서 First Slot의 위치 변화의 한계가 0.35C라는 것을 나타내는 것이다.

위의 모든 결과를 종합해보면, 슬롯의 두께는 코드의 2%로 하고, First Slot의 위치는 0.35C로 하며, Second Slot을 0.6C에 위치시킨 이중 슬롯형 날개단면이 날개의 윗면인 흡입면에서의 유동의 박리를 지연시키거나 감소시켜 양·항력 특성에서 가장 우수한 성능을 가진다는 결론을 얻었다.

이상과 같이, 슬롯의 유무와 두께, 위치 등의 변화시킨 수치 해석 기법을 이용한 Parametric study를 통해서 본 연구의 목적이었던 최적 성능의 2차원 날개단면 형상을 도출하였다.

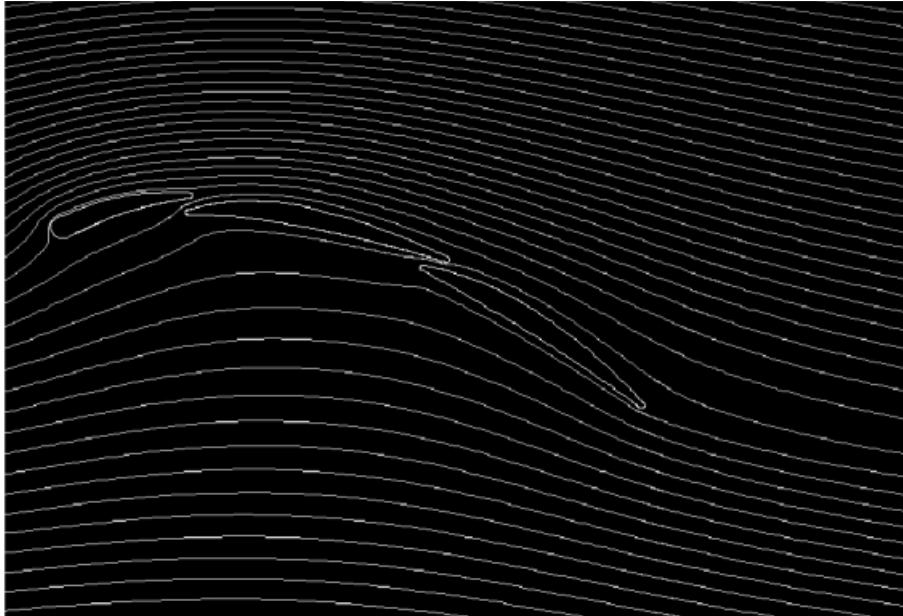


(a) Lift Coefficient

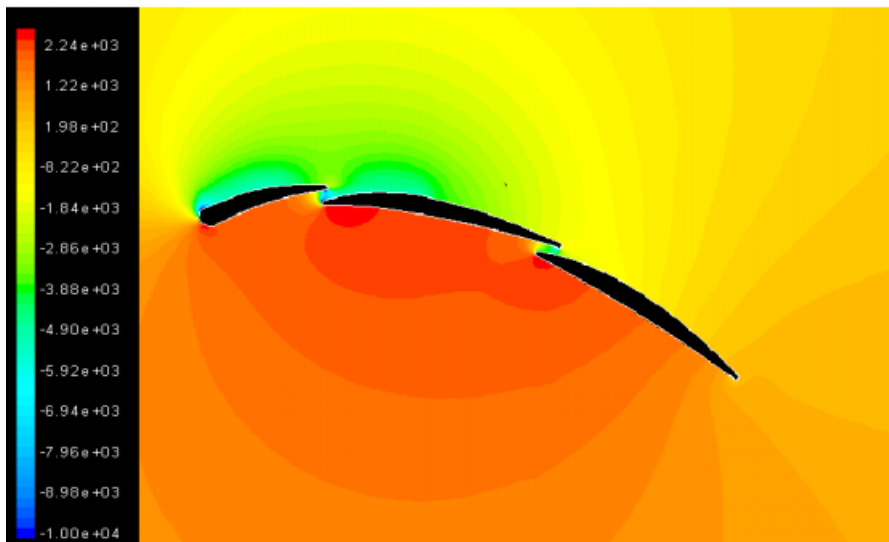


(b) Drag Coefficient

Fig. 27 First Slot의 위치 변화에 따른 양 · 항력 비교

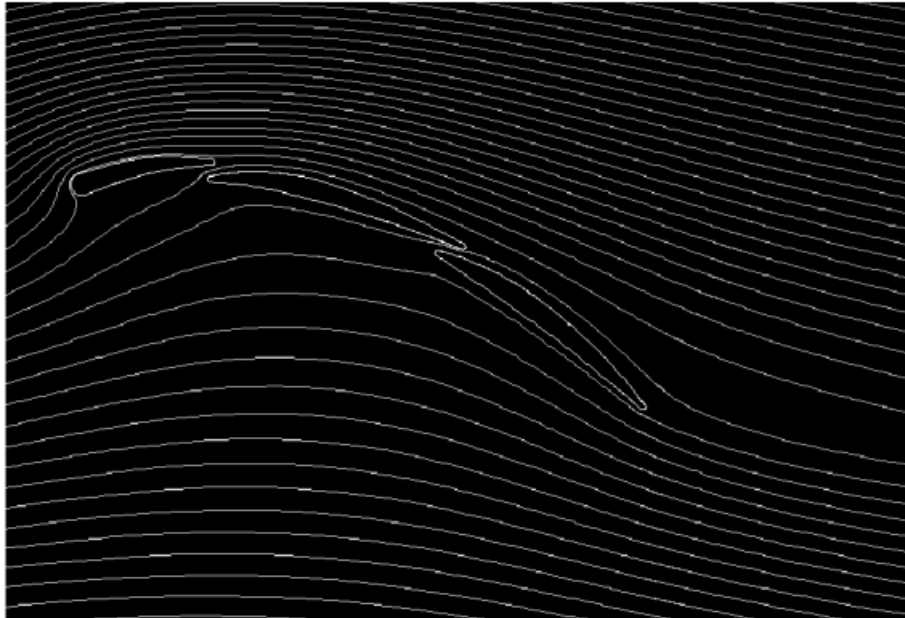


(a) Streamline

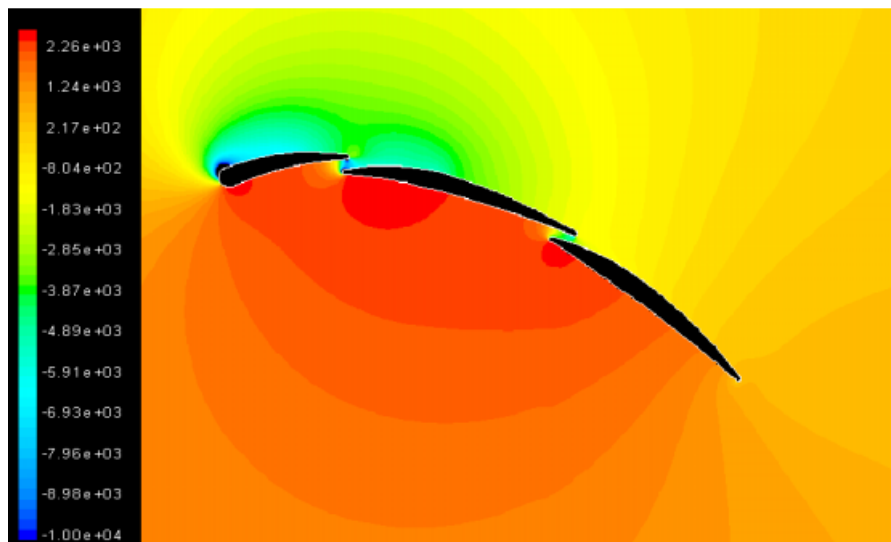


(b) Pressure Contour

Fig. 28 이중 슬롯형(First Slot의 위치 = $0.2C$)의 해석 결과 ($\alpha = 20^\circ$)

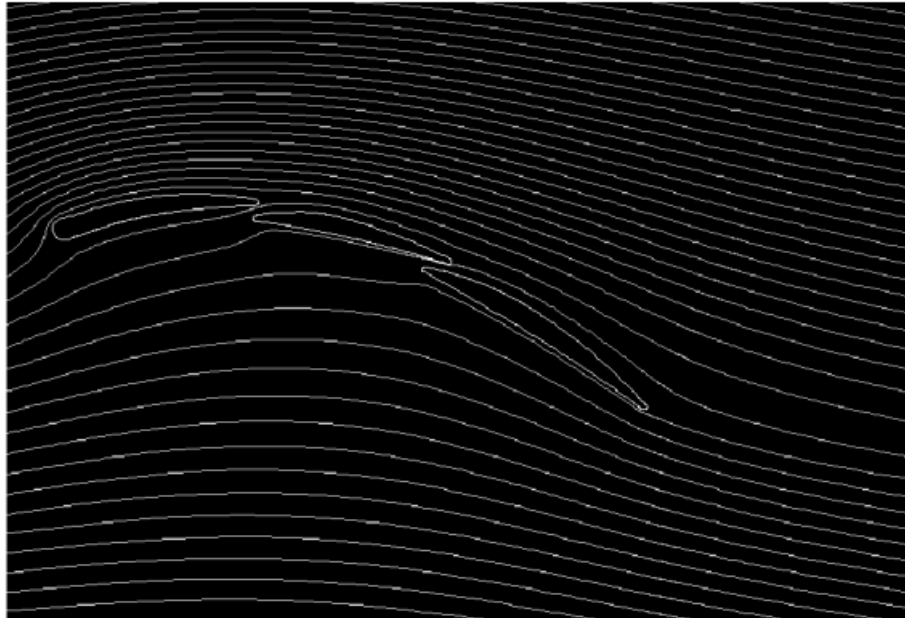


(a) Streamline

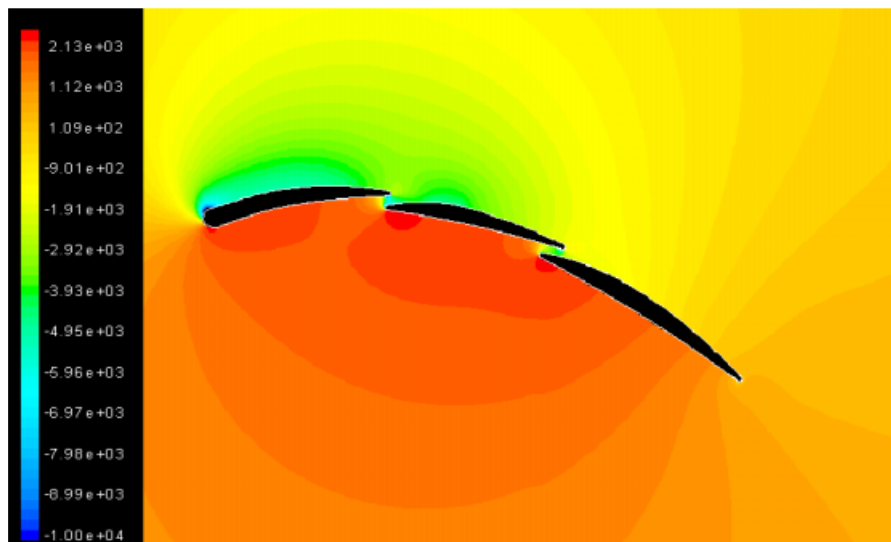


(b) Pressure Contour

Fig. 29 이중 슬롯형(First Slot의 위치 = $0.2C$)의 해석 결과 ($\alpha = 25^\circ$)

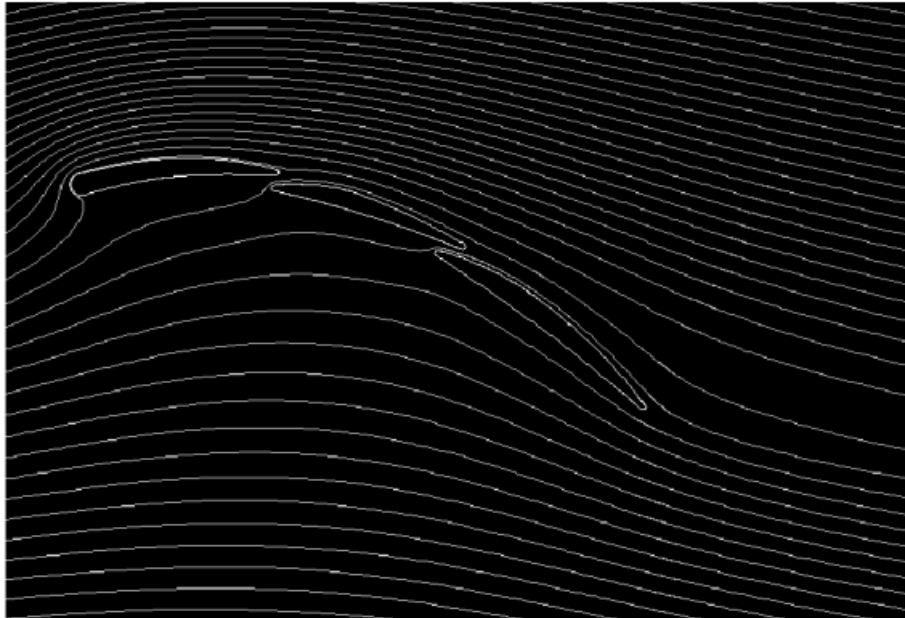


(a) Streamline

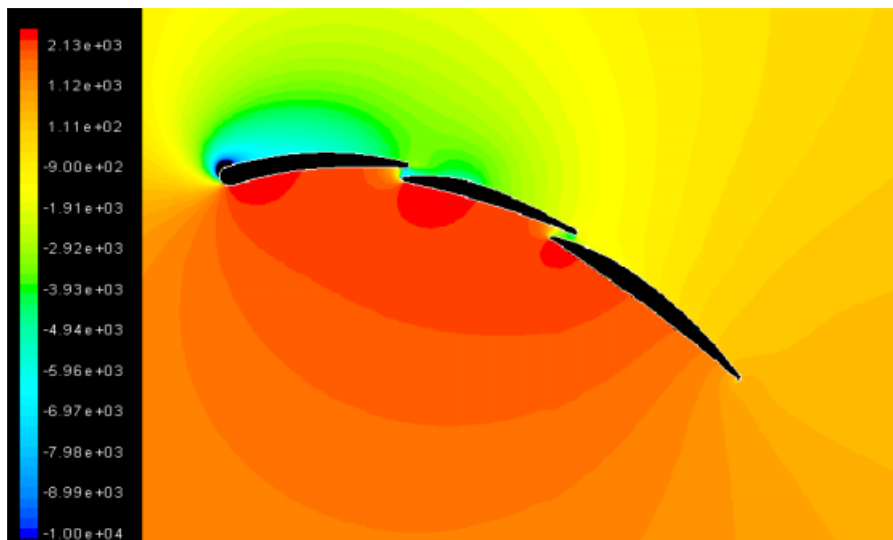


(b) Pressure Contour

Fig. 30 이중 슬롯형(First Slot의 위치 = $0.3C$)의 해석 결과 ($\alpha = 20^\circ$)

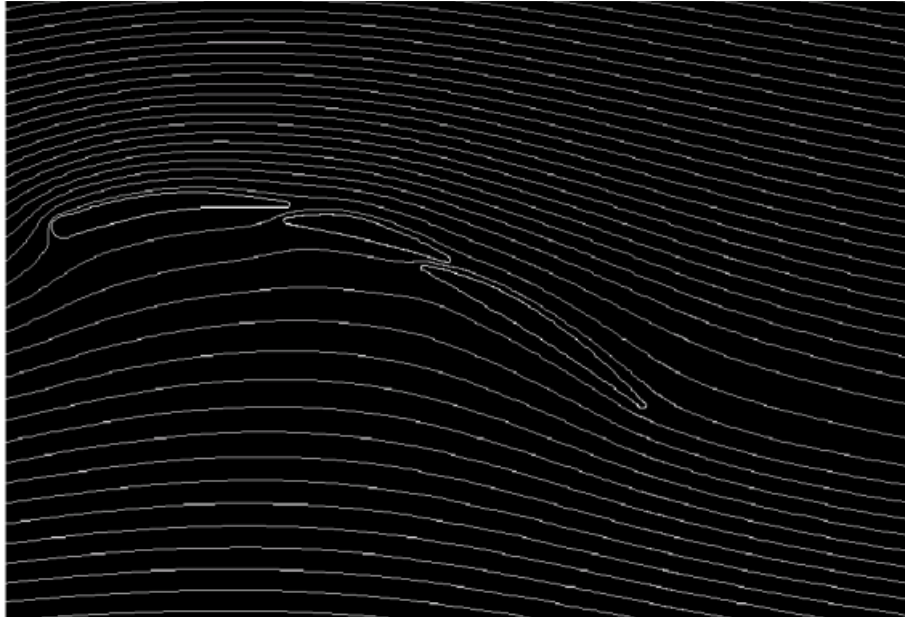


(a) Streamline

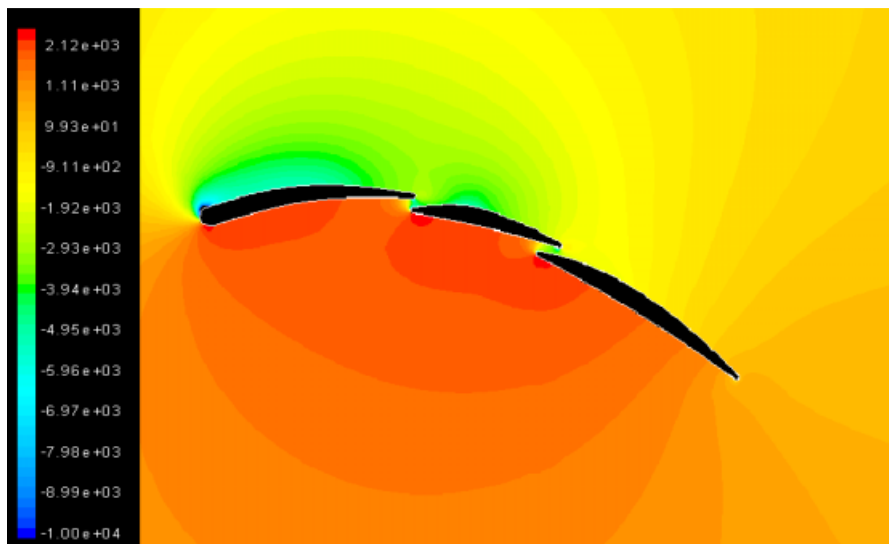


(b) Pressure Contour

Fig. 31 이중 슬롯형(First Slot의 위치 = $0.3C$)의 해석 결과 ($\alpha = 25^\circ$)

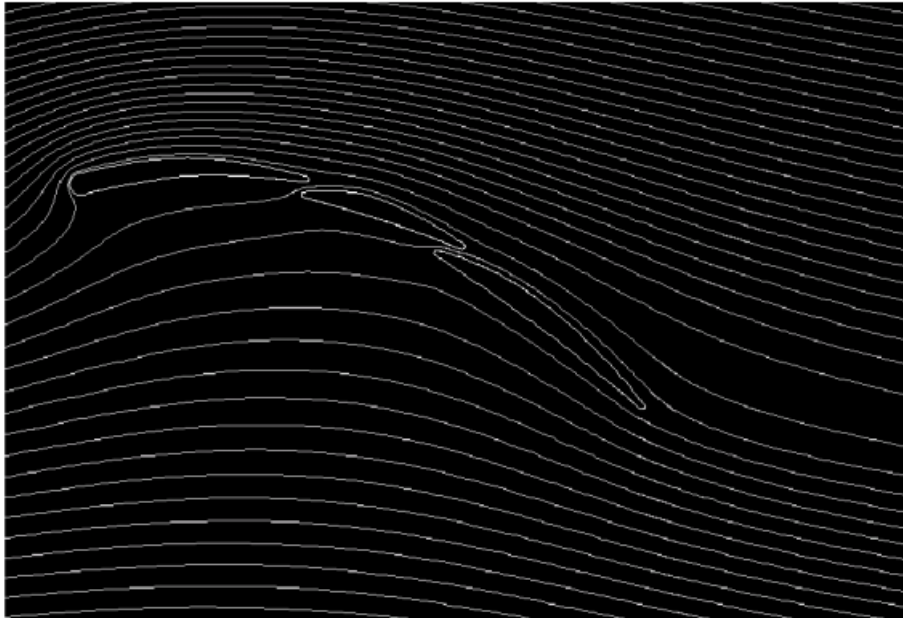


(a) Streamline

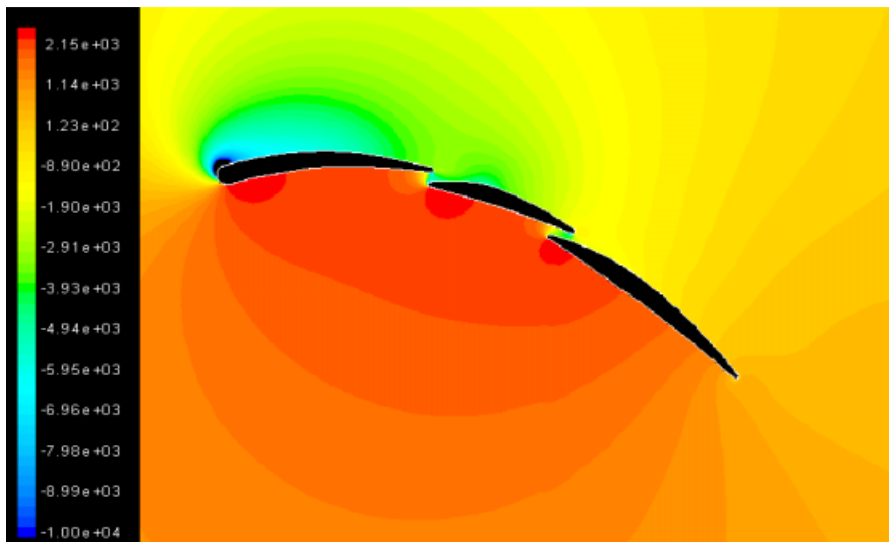


(b) Pressure Contour

Fig. 32 이중 슬롯형(First Slot의 위치 = 0.35C)의 해석 결과 ($\alpha = 20^\circ$)

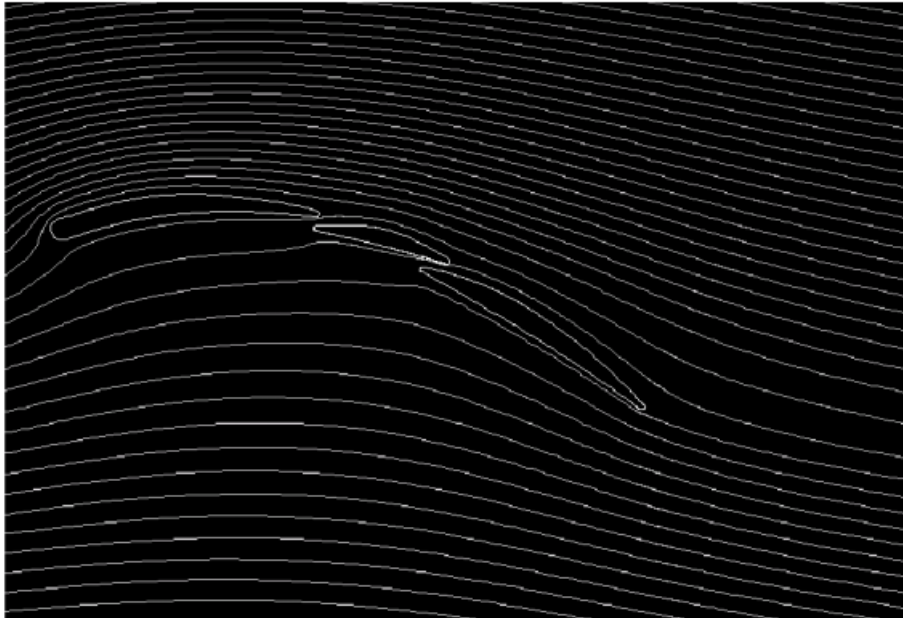


(a) Streamline

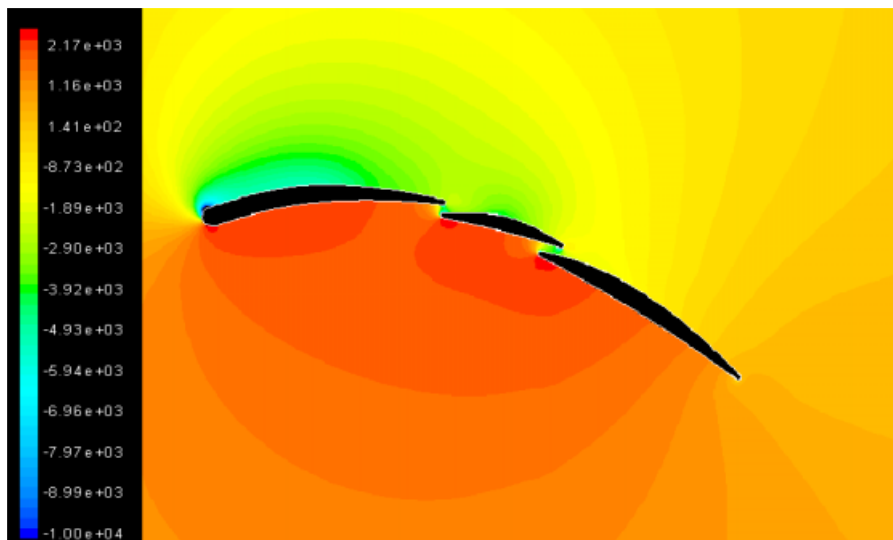


(b) Pressure Contour

Fig. 33 이중 슬롯형(First Slot의 위치 = 0.35C)의 해석 결과 ($\alpha = 25^\circ$)

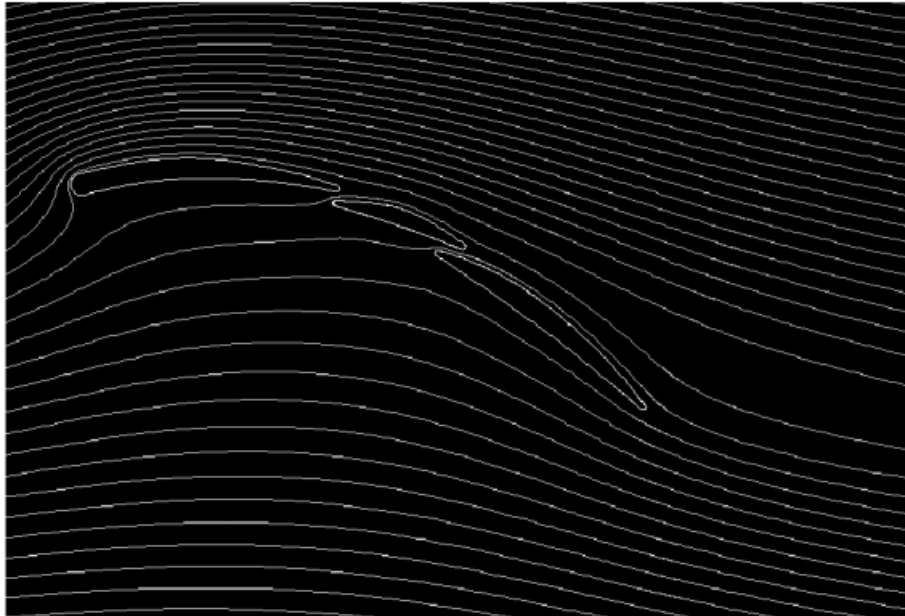


(a) Streamline

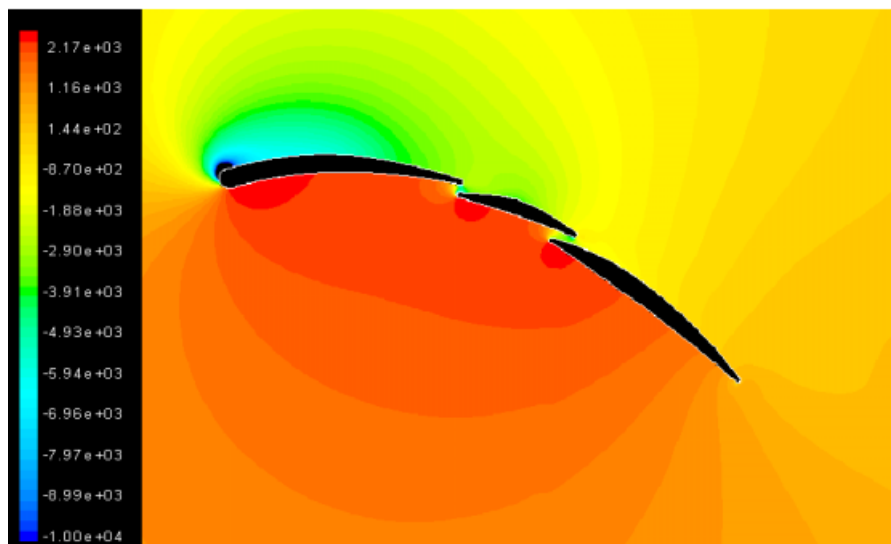


(b)Pressure Contour

Fig. 34 이중 슬롯형(First Slot의 위치 = $0.4C$)의 해석 결과 ($\alpha = 20^\circ$)



(a) Streamline



(b) Pressure Contour

Fig. 35 이중 슬롯형(First Slot의 위치 = $0.4C$)의 해석 결과 ($\alpha = 25^\circ$)

초기 설계된 이중 슬롯형과 First Slot의 위치를 이동하여 성능이 향상된 이중 슬롯형에 대한 수치 해석 결과를 양·항력 계측시험 결과와 비교함으로써 그 결과에 대한 검증 실시하였다.

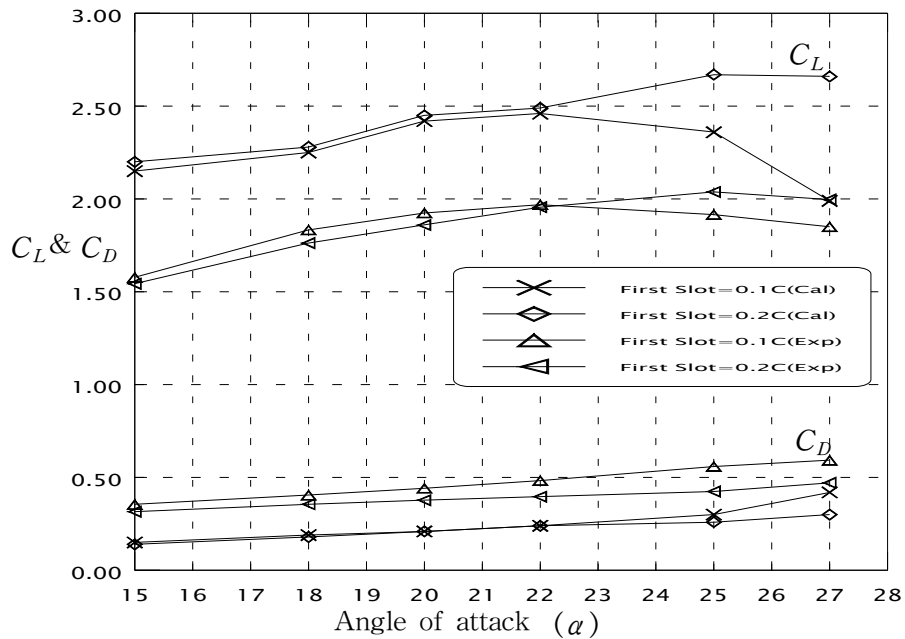


Fig. 36 Comparison between experimental and calculated results

Fig. 36에서 알 수 있듯이 수치 해석에 의한 도출한 First Slot의 위치를 0.2C로 이동시킨 이중 슬롯형이 양·항력 계측을 통한 결과에서도 동일하게 초기 설계된 이중 슬롯형보다 우수한 성능을 가짐을 확인할 수 있었다. 수치 해석의 경우는 2차원 단면에 대하여 계산을 수행하였으므로 3차원 날개 모형으로 실시한 모형시험과는 다소 정량적인 차이를 보이고 있으나, 정성적으로 일치한다고 할 수 있다.

이상과 같이, 수치 해석 기법을 통해 도출한 날개단면을 모형시험과의 비교를 통해서 검증한 후 전개판의 설계에 적용하여, 실물 제작을 하였다. Fig. 37은 제작된 전개판을 나타낸 것이다.

실제 제작된 전개판을 실험에서의 검증실험을 통해서 성능의 개선효과를 확인하였다. 기존의 전개판들이 부착된 그물을 75m 정도 전개시키는데 비해 수치 해석 기법을 이용하여 설계, 제작된 이중 슬롯형 전개판의 경우는 110m로 크게 향상되었으며, 항력 또한 기존의 48ton에서 43ton으로 줄었다. 따라서, 수치 해석 기법이 전개판 설계에 잘 응용됨을 확인할 수 있었으며, 향후 다양한 형태의 전개판 개발에 활용될 것으로 기대된다.



Fig. 37 실제 제작된 전개판(Otterboard)

5.4. 전개판의 안정성 해석

운동하는 물체의 경우에 있어서 안정성에 관하여 항공역학분야에서는 정적 안정성과 동적 안정성을 나누어 생각하는 것이 일반적이다. 즉, 공간에서 운동하는 물체의 경우에는 외력에 의해 변위가 발생하는 경우, 원래의 위치로 되돌아가려는 복원력이 일어나는 경우를 정적 안정이라고 하고, 이것에 대해 감쇠력이 작용하고 물체의 운동이 시간과 함께 감쇠되어 평형상태에 도달하는 경우를 동적 안정이라고 한다. 동적 안정성을 평가하기 위해서는 시간에 따른 변화를 실험하거나 수치 해석을 수행하여야 하지만 본 연구에는 시간에 대해서 Steady계산을 수행하였으므로 날개단면에 대한 정적 안정성만을 평가하고자 한다.

공기역학적으로 날개는 다음의 두 조건을 만족하면 안정적이라고 한다.

$$C_{MCG} > 0 \quad at \quad C_L = 0 \quad (10)$$

$$\frac{dC_{MCG}}{dC_L} < 0 \quad (11)$$

식(10)은 양력계수가 0일 때 즉, 받음각이 0°일 때 모멘트 중심에서의 C_M 값이 양이어야 한다는 것이다. 식(11)은 양력계수가 증가할수록 C_M 값은 감소해야 한다는 것이다. 양력계수의 증가는 바로 받음각의 증가를 나타내므로 식(11)은 다음과 같이 표기할 수 있을 것이다.

$$\frac{dC_{MCG}}{d\alpha} < 0 \quad (12)$$

따라서 수치계산한 날개단면에 대한 모멘트 중심에서의 C_M 을 구하여 식(10)과 (12)를 만족하는지를 알아봄으로서 날개단면에 대한 안정성을 해석할 수 있다고 말할 수 있을 것이다. 이중슬롯형의 모멘트 중심은 코드 중심(0.5C)에 위치해 있고, 슬롯의 위치변화에 따라서도 그 위치는 변하지 않는다고 가정하여 모든 경우에 대해 모멘트 중심의 위치를 0.5C로 하였다. 이는 슬롯의 두께가 날개의 코드에 비해 매우 작으므로 그 위치 변화를 고려하지 않아도 될 것이다.

Angle of Attack(°)	C_M				
	초기설계시	Thickness 1%	Thickness 3%	Second Slot 0.7C	Second Slot 0.5C
$\alpha = 15^\circ$	0.6867	0.8076	0.4796	0.6819	0.6144
$\alpha = 18^\circ$	0.8325	0.9244	0.6368	0.8201	0.7526
$\alpha = 20^\circ$	0.9675	0.9871	0.6491	0.8818	0.8735
$\alpha = 22^\circ$	1.0468	1.0770	0.6639	0.8331	0.9038
$\alpha = 25^\circ$	1.0520	1.1930	0.5695	0.7663	0.8380
$\alpha = 27^\circ$	0.7379	1.0861	0.5176	0.6779	0.8009

Angle of Attack(°)	C_M			
	First Slot 0.2C	First Slot 0.3C	First Slot 0.35C	First Slot 0.4C
$\alpha = 15^\circ$	0.6667	0.6852	0.6984	0.7139
$\alpha = 18^\circ$	0.8630	0.8708	0.8966	0.8957
$\alpha = 20^\circ$	0.9510	0.9706	0.9860	0.9893
$\alpha = 22^\circ$	1.0353	1.0469	1.0543	1.0557
$\alpha = 25^\circ$	1.1941	1.2211	1.2275	1.2199
$\alpha = 27^\circ$	1.1600	1.1849	1.2085	1.2104

Table. 5 Moment Coefficient

모든 경우에 있어서 C_M 은 양의 값을 가지므로 우선 식(10)은 만족한다. 다음으로 식(12)은 대부분의 경우 받음각이 25° 보다 작을 때에는 만족하지 않으나, 그 이상에

서는 만족함을 알 수 있다. 즉, 이중슬롯형은 받음각 25°에서부터 안정성을 가진다고 말할 수 있다. 또한 안정성의 기준이 되는 받음각 25°에서 계산한 대부분의 날개단면들은 최대의 양력계수를 가진다는 것도 확인할 수 있었다.

전개판은 거칠고 비정상적인 작업환경에서도 작업성능을 안정되게 유지할 하여야 한다. 따라서, 안정성 해석을 통해서 전개판의 초기 설치시의 받음각을 결정할 수 있을 것이다.

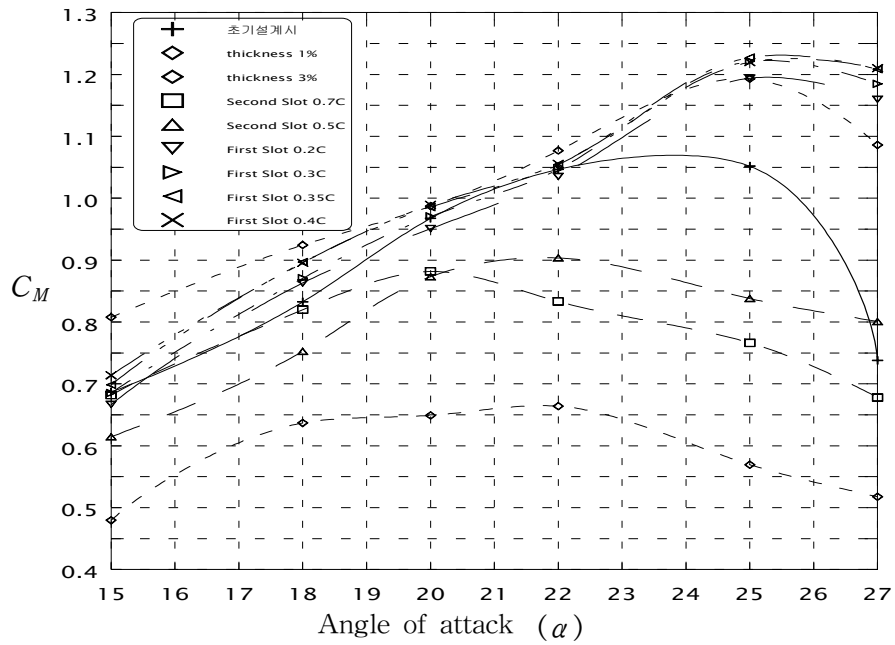


Fig. 38 Moment Coefficient의 비교

6. 수치 해석을 통한 3차원 날개 성능해석에의 응용

6.1 계산과정 및 실험조건

이제까지의 2차원 날개단면에 대한 수치 해석 기법을 토대로 하여 3차원 날개 끝 주위의 유동장의 변화를 수치 해석하고 보오텍스의 상세구조와 Core의 크기와 모양을 밝히고자 하였다. 또한, PIV 실험을 이용하여 계측한 유속분포와 비교함으로써 그 물리적 타당성을 검증하였다.

GAMBIT을 이용하여 날개 주위의 2차원 유동장의 격자를 C-type으로 생성시킨 후 이를 3차원으로 확장하여 육면체로서 3차원 격자를 형성하였다. 날개의 스펠은 30cm 이나 그 한쪽 끝은 대칭조건을 사용하여 처리하였다. 사용한 총 격자 수는 $180 \times 20 \times 70 = 252,000$ 개로서 보오텍스가 발생하는 날개의 끝 부근에 많은 격자를 집중시켰다. 형성한 격자계는 Fig. 5에 나타내었다. 입구에서의 유속은 0.3m/sec로 하였으며, 날개의 코드길이를 기준으로 한 Reynolds number는 약 0.6×10^5 이었다.

PIV 실험은 한국해양대학교 해양과학기술대학 회류수조 실험실에 설치되어 있는 회류수조에서 수행하였으며, 실험조건은 계산시의 조건과 동일하게 하였다. 모형 날개는 수조에 설치된 Traverse에 부착하였으며, 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 Camera로 획득하여 단면에서의 유속 u , v 를 측정하였다. 날개 끝 보오텍스가 날개의 후단 (Trailing Edge)으로부터 하류방향으로 이동하면서 변화하는 양상을 보기 위하여 x 방향의 위치를 변화시키며 유속 분포를 계측하였다.

6.2 PIV 실험을 통한 수치 해석 결과 검증

날개 끝 보오텍스의 와도분포가 하류방향으로 전개되면서 변화하는 양상을 Fig. 39에 나타내었으며, 이 때 날개로부터 하류방향으로의 거리는 날개의 코드로 무차원하여 x/c 로 나타내었다. 계산결과와 PIV 실험결과를 비교해보면, 두 경우가 공히 하류로 갈수록 Downwash 경향이 두드러지게 나타나고 있으며 날개의 Root쪽으로 보오텍스의 중심이 이동해 가고 있음을 확인할 수 있었는데, 이는 과거의 다른 연구 결과들과 정성적으로 일치하는 결과이다. 다만 실험결과는 와류의 크기와 강도가 하류로 진행하여도 계측한 범위내에서는 거의 변하지 않고 있으나 계산 결과는 와류의 확산이 더 많이 일어나는 것으로 얻어졌다.

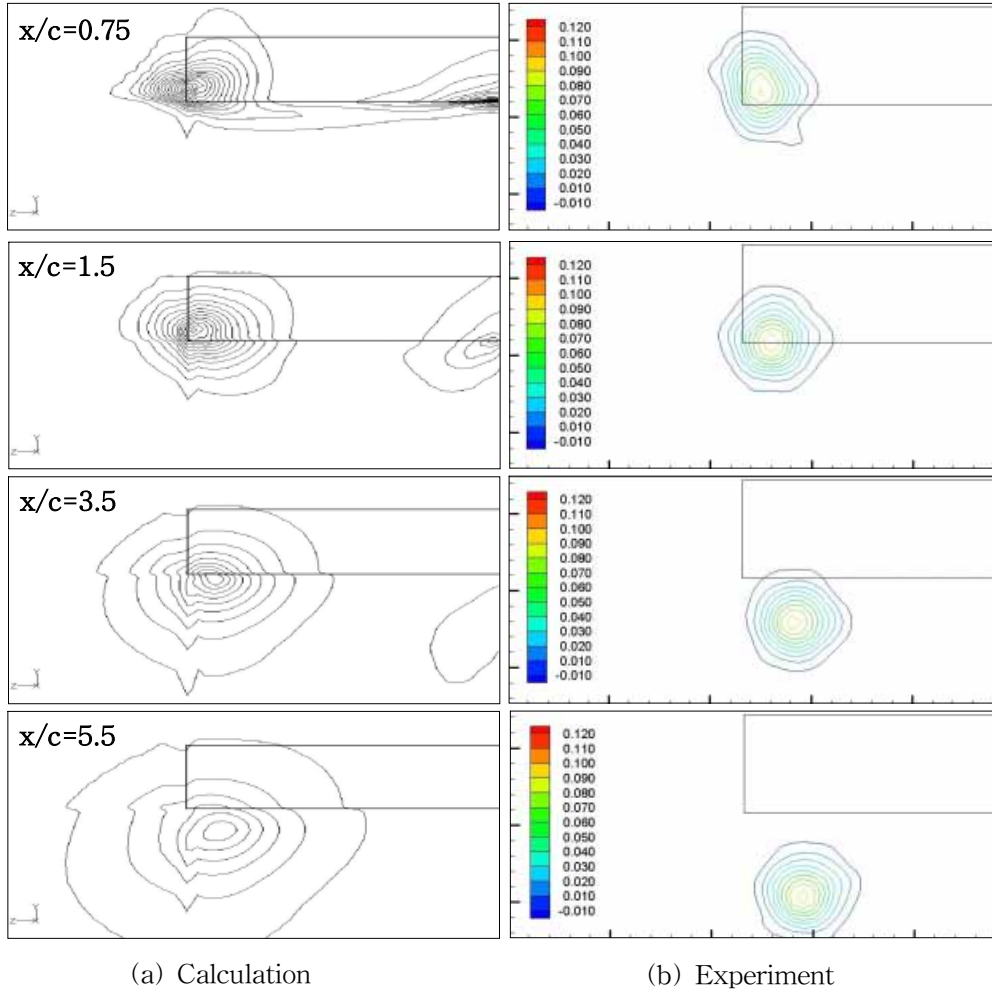
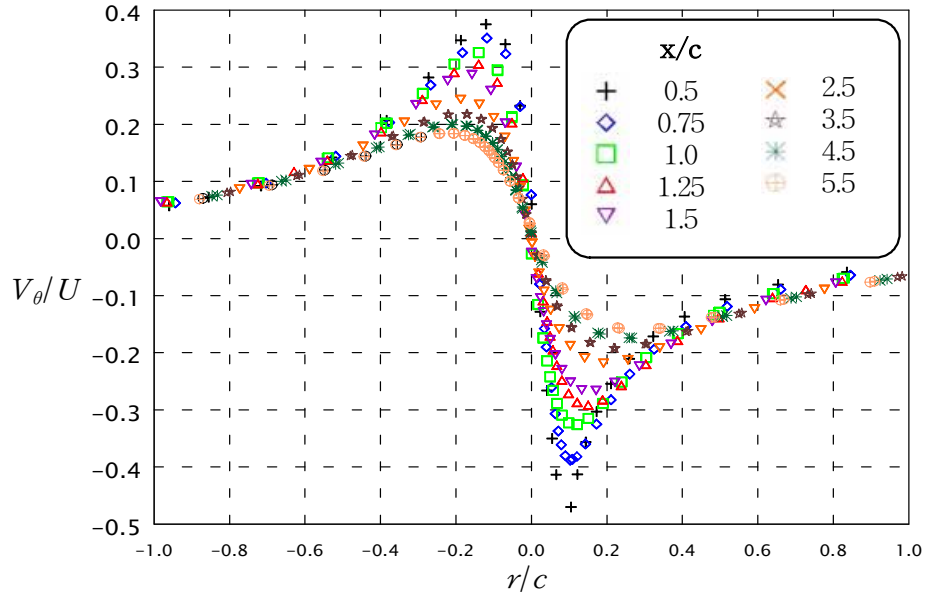


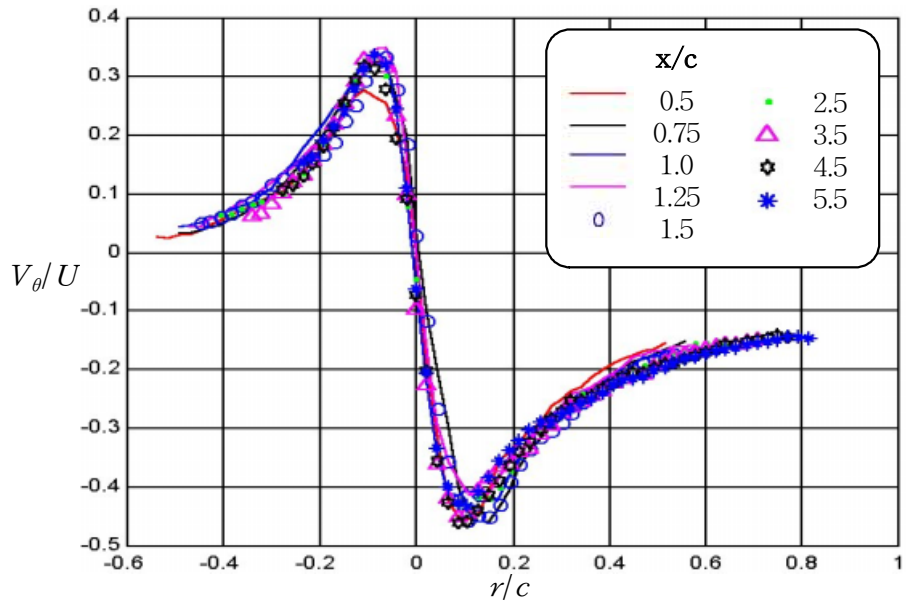
Fig. 39 Vorticity Contour

다음으로 날개 끝 보오텍스의 내부 유동구조를 보다 정밀하게 조사하기 위하여 와류의 Core 부근 접선속도 (V_θ)를 계산하여 실험결과와 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 근거하였다.

계산 결과와 실험결과를 통해 구한 접선방향 속도분포를 Fig. 40에 나타내었다. 두 경우가 서로 정성적으로 잘 일치하고 있으며, 정량적으로도 Core의 세기와 크기에 있어서 일치함을 알 수 있었다.



(a) Calculation



(b) Experiment

Fig. 40 Tangential Velocity Distribution

또한 이 결과는 이론적인 Rankin vortex와는 다소 차이가 있지만 전체적인 경향은 여러 유사성은 보여주고 있다. Core 내부영역의 속도변화가 비교적 큰 반면, 외부영역에서는 거의 $1/r$ 에 비례하고 있으며, Core의 내부영역과 외부영역 사이에 속도가 완만하게 변화했다. 또한 보오텍스의 Core는 비대칭성이 있음을 알 수 있었다.

6.3 이론식을 통한 수치 해석 결과 검증

수치 해석 결과를 Newman의 이론식과 비교하여 보았다. 그는 다음과 같은 가정 하에서 Navier-Stokes 방정식을 해석하였다.

- i. 축방향 속도결손과 접선속도 V_θ 는 무한원방에서의 유입속도 U_∞ 에 비하여 작다.
- ii. 반경방향속도 V_r 도 U_∞ 에 비하여 작다.
- iii. U_∞ 를 사용한 Reynolds수는 충분히 크다.

이로부터 얻어진 이론해는 다음과 같다.

$$\frac{V_\theta}{V_{\theta_M}} = \frac{1.4}{(r/r_\theta)} \cdot \left\{ 1 - \exp \left[-1.26 \cdot \left(\frac{r}{r_\theta} \right)^2 \right] \right\} \quad (13)$$

$$\frac{V_r}{V_{r_M}} = 1.65 \cdot \left(\frac{r}{r_r} \right) \cdot \exp \left[-0.5 \cdot \left(\frac{r}{r_r} \right)^2 \right] \quad (14)$$

위의 이론식을 수치 해석 결과와 비교한 것을 Fig. 41에 나타내었다. 그림에서 나타낸 바와 같이 계산결과가 실선으로 표시된 이론식 결과와 완전하게 일치하지는 않지만 전체적으로 잘 일치하는 경향을 보이고 있음을 알 수 있다. 물론 식 (13)과 (14)가 완벽한 해석결과는 아니나 적어도 본 계산결과는 물리적으로 매우 유용하고 타당한 결과를 제공하고 있다고 하겠다.

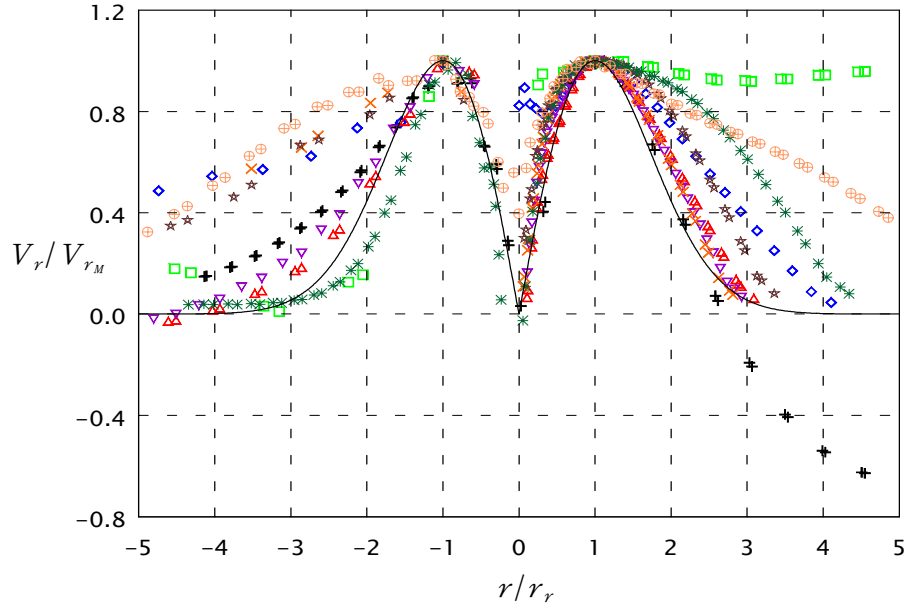
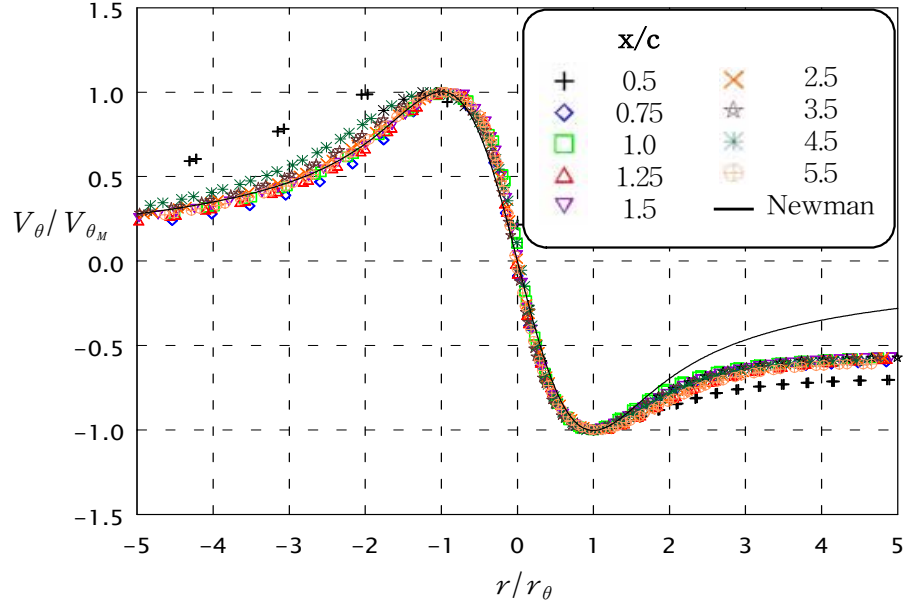


Fig. 41 Comparison between theoretical and calculated results

이상과 같이 3차원 날개 끝에서 발생하는 보오텍스 주위 유동장을 FLUENT를 이용하여 계산하여, 그 변화를 조사하였다. 수치 해석 결과를 PIV를 이용한 실험결과 및 이론식과 비교함으로써 그 정성적, 정량적인 타당성을 살펴보았다. 그 결과 수치 해석이 전체적인 날개주위의 유동장을 잘 묘사하고 있으며, 보다 상세한 보오텍스 Core의 구조와 크기도 비교적 잘 예측함으로써 3차원 날개의 성능해석에도 유용하게 이용될 수 있음을 확인할 수 있었다.

7. 결론

Parametric study를 통해 최적 성능의 2차원 날개 단면을 도출하기 위해 범용 CFD 코드인 FLUENT를 이용하여 날개 주위의 유동장을 해석하였다. 그 결과를 요약하면 다음과 같다.

- 유한체적법에 의한 RANS 방정식의 수치 해법을 이용, 날개단면 주위의 난류 유동장을 Standard $k-\epsilon$ 모델을 이용하여 해석하였다.

- 계산 초기에 양력특성이 높은 만곡형 날개단면을 기본형으로 하였으며, 계산 결과 날개의 윗면인 흡입면에서의 유동 박리가 크게 발생함을 확인하였고, 발생하는 유동 박리를 개선하기 위해서 날개 코드에 슬롯을 만들었으며, 슬롯을 통한 유체의 흐름이 발생하는 유동 박리를 지연시키거나 감소시키는 것을 확인하였다.

- 슬롯의 위치는 기존의 연구결과에 의해서 날개코드의 0.6C에 위치 시켰으며, 슬롯의 두께는 코드의 1%, 2%, 3%로 변화시키면서 해석을 수행하였고, 그 결과 코드의 2%일 때가 유동 박리를 개선할 수 있는 가장 적당한 두께임을 확인할 수 있었다. 또한, 회류수조에서의 양·항력 계측시험과 PIV 실험을 실시하여 비교함으로써 수치 해석 기법의 물리적인 타당성을 검증하였다.

- 단일 슬롯에 의한 유동 박리 개선 효과를 토대로 하여 이중 슬롯형 날개단면을 초기 설계해 보았으며, 초기 설계된 이중 슬롯이 단일 슬롯에 비해 보다 나은 성능을 가짐을 확인하였으며, 이중 슬롯의 두께와 위치의 변화에 따른 성능을 수치 해석을 통해 확인해 보았다. 먼저 슬롯의 두께를 변화시키며 계산해본 결과, 단일 슬롯형과 마찬가지로 두께가 코드의 2%일 때가 가장 좋은 성능을 가짐을 확인하였다. 슬롯의 위치변화에 따른 결과를 확인하기 위해서 First Slot의 위치를 고정하고 Second Slot의 위치를 0.5C, 0.7C로 변화시켜 보았으나, 단일 슬롯형의 결과를 토대로 초기 설계한 0.6C의 위치일 때가 가장 좋은 결과를 보임을 확인하였다. 다음으로 Second Slot의 위치를 고정하고 First Slot의 위치를 변화시켜보았다. 초기 설계시 다른 변수와는 달리 임의로 날개의 가장 앞부분인 코드의 0.1C에 슬롯을 위치시켰으며, 따라서 위치 변화에 따른 성능의 개선효과를 기대하였으며, 계산 결과 First Slot를 날개단면의 뒤쪽으로 위치시킬수록 성능이 개선되는 것과 그 변화의 한계가 0.35C임을 확인하였다. 또한, 이러한 수치 해석 기법을 통해 얻어진 날개단면이 트롤 어법에 사용되는 전개판에 잘 적용됨을 확인하였다.

· 이상의 결과를 종합하여, 슬롯의 두께는 코드의 2%로 하고, First Slot의 위치는 0.35C로 하며, Second Slot을 0.6C에 위치시킨 이중 슬롯형 날개단면이 날개의 윗면인 흡입면에서의 유동의 박리를 지연시키거나 감소시켜 양·항력 특성에서 가장 우수한 성능을 가진다는 것을 확인하였으며, CFD코드에 의한 Parametric study가 날개단면의 성능해석에 유용함을 확인할 수 있었다.

· 3차원 날개 주위의 유동장을 수치 해석함으로써 날개의 끝에서 발생하는 Tip vortex가 어떻게 전개되는지를 확인하였으며, PIV 실험과의 비교를 통해 그 물리적 타당성을 검증하여 이러한 수치 해석 기법이 3차원 날개의 성능해석에도 유용하게 이용될 수 있음을 알 수 있었다.

참고문헌

- [1] FLUENT User's Guide, FLUENT Inc.
- [2] GAMBIT User's Guide, FLUENT Inc.
- [3] Arnold M. Kuethe & Chuen-Yen Chow, "Foundations of Aerodynamics", John Wiley & Sons, 1986
- [4] Higuchi H., Quadrelli J. C. & Farell C., "Vortex roll-up from an elliptic wing at moderately low Reynolds number", AIAA Journal., Vol. 25, pp. 1537-1542, 1987
- [5] Liang X., Ramaprian B. R., "Visualization of the wing-tip vortex in temporal and spatial pressure gradients", J. Fluids Eng., Vol. 113, pp. 511-515, 1991
- [6] Devenport W. J., Rife M. C., Liapis S. I. & Follin G. J., "The structure and development of a wing-tip vortex", J. Fluid Mech., Vol. 312, pp. 67-106, 1996
- [7] Ogawa A., "Vortex flow", CRC Press, Inc., pp. 203-214, 1993
- [8] 전창수, 부준홍, "고양력 장치의 항공역학적 특성에 관한 연구", '92 춘계 학술발표 논문초록집, pp. 131-137, 1992
- [9] 전창수, 부준홍, 최원익, "단일슬롯플랩의 GAP과 OVERLAP에 대한 양력특성에 관한 연구", '93 춘계학술발표 논문초록집, pp. 65-70, 1993
- [10] J.H. Park, H.B. Kim, "Low Drag and High Lift Airfoil Design in Incompressible Flow Field", Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences, Vol. 19, No. 4, pp. 4001-4011, 1991
- [11] 윤천석, 이재규, 유충근, "고양력 장치의 유동해석(2)", '95년 춘계항공우주학회 학술발표 논문집, pp. 375-380, 1995
- [12] 김영기, 이창섭, 이진태, "양력판(揚力板)이론에 의한 2차원 수중익의(水中翼) 초월 공동 문제 해석", 대한조선학회 논문집, Vol. 28, No. 2, pp. 160-173, 1991
- [13] 정광효, 장종희, 전호환, "해면효과익선의 양력특성에 관한 수치적 연구", '97 추계조선학회 학술대회 논문집, pp. 321-324
- [14] 조규종, 최균일, 김종독, "표면양력판이론에 의한 요구 속도 분포를 갖는 2차원 날개 단면의 설계", 대한조선학회 논문집, Vol.28, No. 2, pp. 69-76
- [15] 나운철, 송인행, 안중우, "선박 프로펠러용 고효율 2차원 날개단면 개발", 대한조선학회 논문집, Vol 34, No. 1, pp. 11-23, 1997
- [16] 현범수, 최경신, "PIV를 이용한 수중익 주위 복잡유동장의 정량적 계측", '99년 추계조선학회 학술대회 논문집, pp. 268-273