

## 다중-익형의 공력 특성에 대한 파라미터 연구

Parametric Study of Multi-Element Airfoils' Aerodynamic Characteristics

\*박민정<sup>1)</sup>, 김병수<sup>2)</sup>

Min-Jeoung Park, Byoungsoo Kim

### Abstract

In the present research, a parametric study of aerodynamic characteristics for multi-element airfoils is performed. The major geometric parameters of interest are the gap distance between airfoils and relative deflection angle of slat/flap. The present results are mainly obtained by using inviscid flow calculation, and the aerodynamic characteristics are focused on the surface pressure distribution and the lifts. The results of the present research may be used as not only qualitative data but also quantitative data for small angle of attack flows, where the viscous effect does not play major role in terms of surface pressure distribution and lifts. A further research in this subject including viscous calculation and more geometric parameters is to be performed in the future.

### 1. 서론

항공기의 날개는 항공기 임무수행 각 단계에서 최고의 공력 성능을 발휘할 수 있어야 한다. 일반적으로 고속에서 순항할 때의 항공기의 날개에서 발생하는 공력특성과 이착륙등의 저속비행시 발생하는 공력특성을 비교해볼 때 이착륙시에는 최대 양력계수를 요구하는 반면 순항시에는 이보다 작은 양력을 요구한다. 그러나 항공기의 날개의 하중은 설계시 고정되므로 Flap이나 Slat등의 고양력 장치를 이용하여 양력계수의 변화를 유도할 수 있다.

그러므로 항공기 설계나 운용시 이러한 Slat이나 Flap등의 고양력 장치의 조합, 즉 다중요소날개 형상에 대한 유동장의 분석과 이에 따른 공력특성의 파악 및 예측 능력의 확보는 매우 중요한 문제라 하겠다.

본 연구에서는 이처럼 중요성을 갖는 3차원 다중요소날개의 공력특성 해석의 기초연구로서 2차원 다중-익형 날개에서 Slat이나 Flap과 주날개사이의 거리와 상대적인 장착 각도가 변화될

때 고양력장치가 주날개에서 미치는 영향과 이로 인해 발생하는 공력특성의 변화에 대하여 파악하기 위하여, 주요 기하학적 파라미터를 변화시켜 가면서 다중-익형 주위의 유동장을 계산하고 파라미터 연구를 수행하였다.

### 2. 본론

본 연구에서는, 고양력 장치가 사용되는 비행 환경이 주로 이착륙시에 해당하므로, 해수면 표준대기 상태(대기압 1atm, 온도 15°C)를 유동 조건으로 설정하고, 날개의 비행 속도는 마하수 0.25에 대하여 계산을 수행하였다. 본 연구에서 제시되는 공력특성의 변화 현상은 다른 유동 조건과 비행 속도에서도 큰 차이없이 적용할 수 있는 결과라고 볼수 있을 것이다. 유동장 해석 코드로서는 Fluent 코드를 사용하였고, 비점성 이상 기체를 가정하고 2nd order upwind implicit scheme을 적용하여 계산을 수행하였다. 주요 계산 환경은 [표1]과 같다.

[표1] 해석을 위한 기본 환경 설정

해석코드	마하수	기압 (pascal)	온도(K)
Fluent	0.25	101325	288

1) 충남대학교 항공우주공학과 대학원

2) 충남대학교 항공우주공학과

2.1. 고양력 장치의 구성

보통 고양력 장치는 날개 코드 길이를 증가시켜서 날개 평면 면적을 증가시키거나 캠버를 증가시켜 주위 유동을 순환시켜 공력 효과를 증대시키는 역할을 한다.

일반적으로 플랩이나 슬랫은 캠버나 날개 단면적을 변화시키면서 양력계수를 증가시킨다. 플랩은 앞전 플랩과 뒷전 플랩이 있으며 뒷전플랩은 최대양력계수를 증가시키지만 실속각을 증가시키지는 못한다. 그러나 항공기가 이착륙 등의 저속비행을 할 때에는 실속을 지연시켜야한다. 그러므로 슬랫이나 Leading edge slot등의 앞전 플랩을 이용하여 실속을 지연시켜 실속각을 증가시킬수 있다.

그러나, 본 연구는 실제적 형상의 플랩과 슬랫에 대한 유동 해석보다는 좀 더 일반적인 다중-익형 형상의 유동 해석과 익형 상호간의 공력특성의 변화에 미치는 영향을 살펴보기 위한 연구이므로, 앞전 플랩과 뒷전 플랩을 단순화하여, 두 개의 같은 형상의 날개가 있을 때 앞뒤 날개의 각도와 두 날개사이의 거리를 조절할 경우 다른 날개에 미치는 영향과 주날개에서 발생하는 공력특성을 살펴보았다.

여기서 두 날개의 코드길이는 모두  $c$ 라고 하였으며 값은 단위길이 1이라 하였다. 그리고 두 날개사이의 거리를  $d$ 라고 정의하였으며 받음각을  $\alpha$ , 플랩의 기울기(또는 슬랫의 기울기)를  $\delta$ 라고 하였다. 물론, 플랩 앞전의 세로 방향 위치도 중요한 기하학적 파라미터이지만, 이에 대한 연구는 차후로 미루도록 한다. 따라서, 해석시 변화되는 값은  $\alpha$ ,  $d$ ,  $\delta$ 이며 익형은 주날개, 플랩, 슬랫 모두 NACA0012 형상을 사용하였다. 계산에 사용된 다중-익형의 형상을 살펴보면 그림 1과 같다.

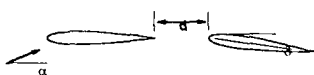


그림. 1 다중-익형 형상과 주요 파라미터

우선, 익형간 거리 파라미터인  $d$ 에 대해서는 7가지의 경우를 고려하였는데, 이를 표로 정리하

면 [표2]와 같고, 이후 설명의 편의를 위하여 A, Q, B, T, C, D, E 등의 7가지 형상 명칭을 사용하도록 하겠다.

또한 각각의 형상별로 deflection angle( $\delta$ )이  $0^\circ$ ,  $2.5^\circ$ ,  $5^\circ$ ,  $7.5^\circ$  등에 대하여 계산을 수행하였고, 동시에 이 두가지 기하 파라미터의 조합들로 이루어진 다중-익형 형상에 대하여 받음각( $\alpha$ )이  $0^\circ$ ,  $2.5^\circ$ ,  $5^\circ$ ,  $7.5^\circ$  로 변화시켜 가면서 계산을 수행하였다.

[표 2] 익형간 간격에 따른 다중-익형 형상

A	
Q	
B	
T	
C	
D	
E	

2.2. 비점성유동

본 연구의 궁극적인 방향은 점성을 고려한 다중-익형의 유동장 계산이지만, 본 연구는 그 준비 단계로서 비점성 유동의 이상유체를 가정한다. 비점성 유동은 점성으로 인한 효과를 고려하지 않고 유체를 이상유체로 가정한다. Cebeci 등은 점성-비점성 상호-계산 기법을 적용하여 점성을 고려한 다중-익형 주위의 유동 계산 결과를 제시하고 있다.[1]

비점성 유동을 가정한 계산 결과가 실제 현상과 차이가 있을 것이지만, 받음각이 크지 않은

경우에는 점성 경계층이 두껍지 않고, 따라서 압력 분포와 양력의 계산은 비점성 계산으로도 큰 오차없이 얻어질 수 있다는 것은 이미 알려진 사실이다. 물론, 비점성 유동으로는 항력 계산이 불가능하므로, 본 연구에서는 낮은 받음각에서의 압력 분포 및 양력 계산에 초점을 맞추어 연구를 수행하였다.

### 2.3 격자 생성

일반적으로 다중-익형 형상에 대한 유동장 계산에서 당장 부닥치는 문제가 바로 격자 생성 부분이다. 유동장 계산 결과는 사용된 격자의 질에 의하여 많이 좌우된다는 것은 주지의 사실이다. 본 연구에서는 물체 표면에서부터 바깥 방향으로 진행하면서 한 격자선 씩 생성하는 쌍곡형 격자 생성 기법에 타원형 격자 생성 기법을 조합한 MAP 기법을 적용하여 전체적으로 원만하고 양질의 격자를 생성하여 계산에 사용하였다.[2] 그림 2는 사용된 격자계의 몇가지 예들을 보여주고 있다.

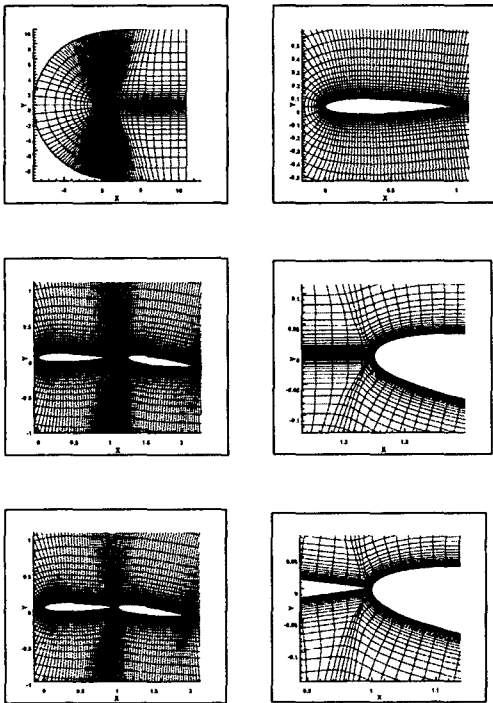


그림. 2 계산에 사용된 격자계의 예

### 3. 계산 결과 및 토론

#### 3-1. 단일-날개 형상 (NACA0012)

단일 날개에서의 받음각에 따른  $C_p$  분포와  $C_l$  분포를 살펴보면 그림 3과 같다.  $C_l$ 의 경우  $7.5^\circ$  이후의 계산 결과가 이론치[3]와 점점 차이가 나는 것을 그림 4에서 볼 수 있는데, 이는 받음각이 어느 정도 이상이 되면 점성 경계층의 두께가 커져서, 본 연구에서와 같은 비점성 계산으로 압력 분포를 더 이상 정확히 예측할 수 없다는 비점성 유동장 계산의 한계 때문이라고 볼 수 있다. 따라서, 본 연구에서는 점성 효과를 고려하지 않아도 압력 분포와 양력 예측에 큰 오차가 없는 받음각 범위 내에서 연구를 수행하였다.

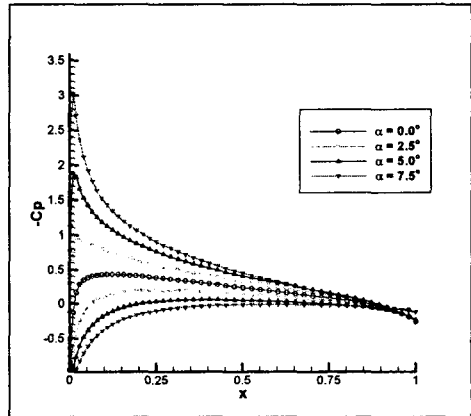


그림. 3 받음각에 따른 단일 NACA0012 익형의  $C_p$  분포

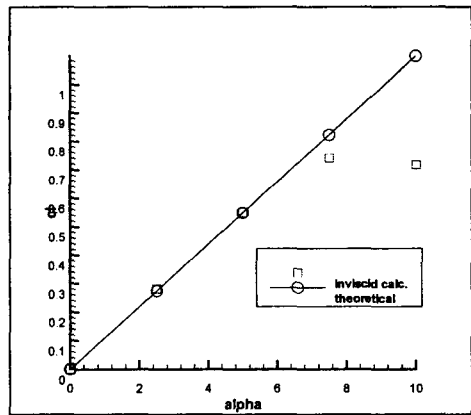


그림. 4 받음각에 따른 NACA0012 익형의 양력 계수 분포

3.2 2차원 다중-요소 날개

2차원 다중 요소 날개는 날개의 가로세로비는 무한하다고 가정하므로 코드 길이와 받음각, deflection angle, 2차원적인 코드방향의 위치만을 고려한다. 그림 5는  $\delta=0^\circ$ 의 B-type 다중-익형의 경우에 대하여  $\alpha=2.5^\circ$ 에 대한 유동장 계산 결과를 등압선으로 보여주고 있다.

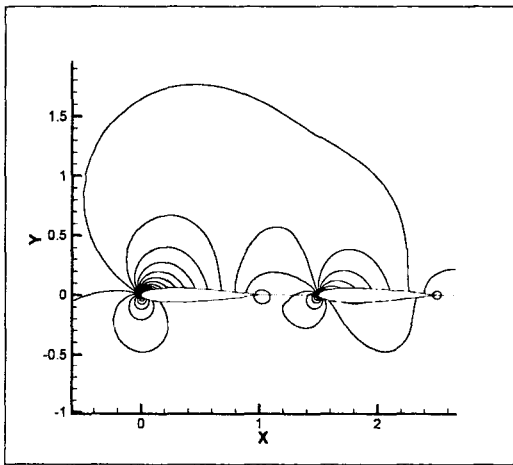


그림 5 다중-익형의 계산 결과 유동장의 예

위의 결과에서도 예측할 수 있듯이, 동일 익형이 동일 받음각에 놓여 있다하더라도, 서로 앞뒤에 놓인 두 익형들은 상호 작용과 그 결과로서 야기되는 개별 익형에 대한 유효 받음각의 변화로 인하여 압력 분포와 양력에 변화가 발생하게 된다. 이를 좀더 여러 가지 익형 간격에 대하여 수행한 결과를 정리하면 다음과 같다. 그림 6은 deflection angle이  $0^\circ$ , 받음각이  $2.5^\circ$ 인 경우 플랩의 위치에 따라 달라지는 주날개의 표면 압력계수의 분포를 나타내고 있다.

플랩이 있는 경우 NACA0012 단일 익형을 사용하였을 경우와 비교해볼 때 분포 곡선의 양상은 비슷하지만, 압력 분포 곡선의 내부 면적에 해당하는 양력은 플랩이 있는 경우 더 크다는 것을 보여주고 있다. 여기서,  $d=0$ 인 A형상의 경우 다른 계산 결과와 상대적으로 큰 차이를 나타내는 것을 볼 수 있는데, 이것은 A형상의 경우 주날개의 뒷전에 벽이 있는 것과 같은 유동으로서 실제 유동의 경우 박리를 동반한 복잡한 유동 현상에 해당하며, 비점성 계산으로 해석하

기에는 무리를 가진다는 것을 알 수 있다. 이 경우는 차후 점성 유동 해석시 좀더 그 영향을 정확히 예측해 볼 필요가 있다 하겠다.

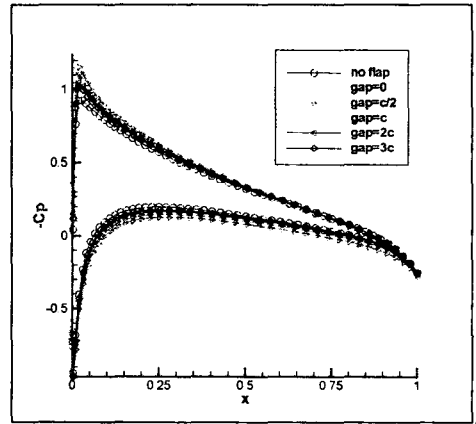


그림 6 플랩의 위치에 따른 주날개의 표면 압력 분포

A형상을 제외한 다른 형상들은 단일-익형의 압력 분포와 거의 비슷한 분포를 가지지만, 익형 간 간격이 점점 커짐에 따라, 주날개의 표면압력 분포는 단일-날개의 압력 분포로 수렴하고 있음을 알 수 있다. 이는 곧 플랩이 주날개와 무한한 거리만큼 떨어지게 되면 각각의 날개는 단일-날개의 경우와 같아진다는 것을 의미하며, 이를 양력 계수에 대한 분포로 살펴보면, 다음의 그림 7과 같이 정리된다.

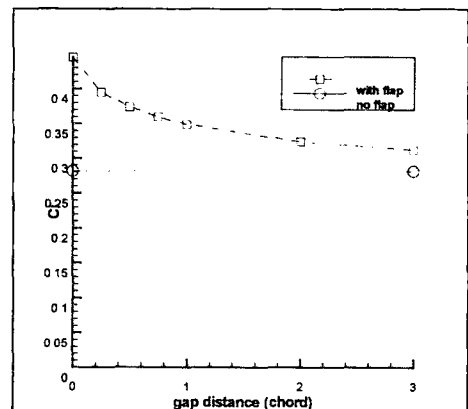


그림 7 플랩의 간격에 따른 주날개 양력 계수의 변화 양상

이 계산에서 확인할 수 있는 사실은, 플랩의 장착 각도는 일반적으로 아랫방향으로 처져있지만 본 계산에 따르면 주날개와 동일 방향으로 놓여 있더라도 받음각이 있을 경우 주날개의 양력 증가에 기여를 한다는 것이다. 그리고, 그 간격이 점점 플랩에 가까워질수록 그 영향이 커짐을 알 수 있다.

다음은 주날개 앞쪽에 슬랫이 주날개와 동일 방향으로 장착되어 있는 경우(slat deflection angle=0°) 슬랫과의 간격의 변화에 따른 주날개의 표면 압력 분포를 받음각  $\alpha=2.5^\circ$ 의 경우에 대하여 살펴보면 그림 8과 같이 얻어진다.

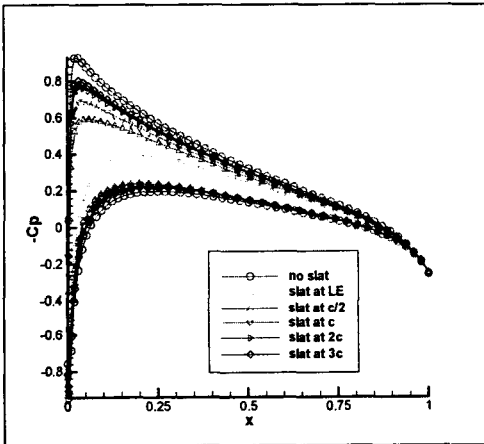


그림. 8 슬랫의 위치에 따른 주날개의 표면 압력 분포

주날개와 같은 방향으로 장착된 슬랫은 주날개의 유효 받음각을 줄이는 효과를 주게 되고, 이는 곧 주날개의 양력 감소 효과를 가져오고 이런 양력 감소효과는 슬랫 간격이 줄어들수록 커지게 된다. 그림 8에서보면 단일-익형(no slat)에 대한 표면 압력 분포 곡선의 내부 면적이 가장 크고, 주날개 앞에 장착된 슬랫이 주날개에 가까울수록 표면 압력 분포 곡선의 내부 면적이 줄어드는 분포를 보이고 있음을 알 수 있다. 슬랫의 경우도 플랩과 마찬가지로 두 익형간 간격이 무한대로 멀어지면 두 익형이 개별 단일-익형의 경우가 될 것임을 짐작할 수 있고, 이를 슬랫 간격에 따른 주날개의 양력 계수 변화 그래프로 정리해보면 그림 9와 같이 얻어진다.

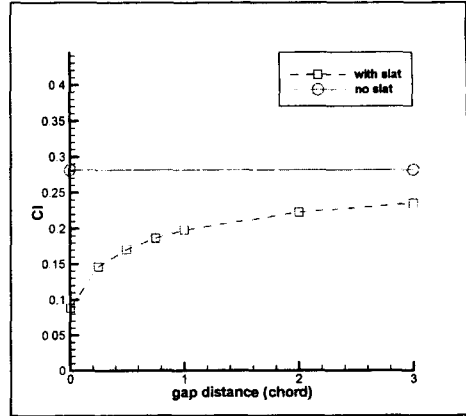


그림. 9 슬랫의 간격에 따른 주날개 양력 계수의 변화 양상

다음으로는, 주날개 앞 특정위치에 장착된 슬랫이 그 장착 각도(deflection angle) 변화함에 따라 주날개에 어떤 영향을 미치는지 분석하면 다음과 같다. 익형간 간격이 여러 종류가 있지만, 코드 길이의 반 만큼 떨어진 형상 B를 기준으로 받음각  $\alpha=5^\circ$ 의 경우를 예로 살펴보도록 한다. 그림 10에 이 경우의 슬랫 deflection angle 변화에 따른 주날개 표면 압력 계수 분포 곡선을 보이고 있다.

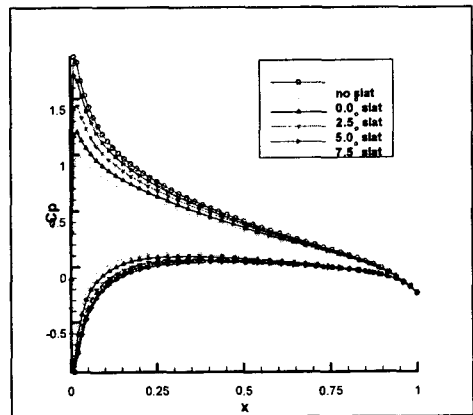


그림. 10 슬랫의 deflection angle의 변화에 따른 주날개의 Cp 분포

이 결과를 살펴보면 단일 형상에서 가장 큰 표면 압력 분포를 가진다. 이것은 앞에 장착된 슬랫을 지나온 유동에 의하여 주날개의 유효 받음각에 변화가 발생하고, 그 영향은 슬랫



deflection angle이 0° 인 경우가 유효 받음각 감소에 가장 큰 효과를 가져와서 주날개 표면 압력 분포, 즉 양력의 최소화를 야기한다. 그리고 슬랫 deflection angle이 커질수록 유효 받음각이 증가하게 되고, 따라서 주날개의 표면 압력 분포는 점점 커지고 있는 것을 볼 수 있다. 이는 앞전에 위치하는 고양력 장치의 특성이라 할수 있다. 앞전 고양력 장치의 목적은 최대양력계수를 증가시키는 것 보다는 최대양력계수가 얻어지는 받음각을 증가시키는 역할을 한다. 즉 그래프를 볼 때 우리는 슬랫의 각이 커지면서 받음각이 커지는 효과를 주면서 점점 Cp분포가 높아지고 있음을 볼 수 있다.

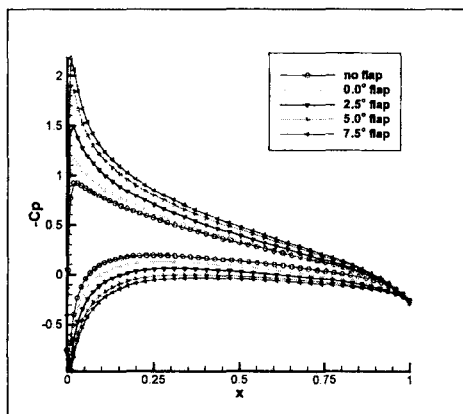


그림. 11 플랩의 deflection angle의 변화에 따른 주날개의 Cp 분포

반면 그림 11은 주날개 뒤 특정 위치에 장착된 플랩의 deflection angle의 변화에 따른 주날개의 표면 압력 분포를 나타낸 것이다. 이 결과도 형상 B(d=c/2)에 대한 받음각  $\alpha=2.5^\circ$ 에 대하여 계산한 경우이다. 이 경우는 앞의 슬랫의 경우와는 다르게 플랩이 없는 단일 -익형의 경우가 가장 작은 표면 압력 분포를 가지며, deflection angle이 커질수록 표면 압력 분포도 증가해서 deflection angle이 7.5° 일 경우 가장 큰 분포곡선을 가진다. 뒷전 플랩의 경우 날개의 캠버를 증가시켜 양력곡선을 전체적으로 위쪽으로 이동시키는 효과를 보인다. 그러므로 플랩의 deflection angle이 커질수록 Cp분포가 증가하고 있음을 확인할수 있었다.

#### 4. 결론

본 연구는 비점성 유동이라는 가정하에, 다중 익형의 형상을 결정짓는 기하학적 파라미터를 다양하게 변화시켜 가면서 유동장을 계산하고, 공력특성의 변화에 대하여 연구를 수행하였다. 항력에 대한 고려가 없고, 또 중요한 요소인 점성 효과에 대한 고려가 빠진 분석이므로 정량적으로 신뢰도가 낮을 수도 있지만, 받음각이 높지 않은 익형 주위 유동의 경우 비점성 유동 계산이 점성 결과와 큰 차이가 없음을 생각하면, 작은 받음각에 대해서는 본 연구에서 제시된 분석과 수치들이 어느 정도 성량적으로도 가치가 있는 결과를 제시하였다고 여겨진다.

추후, 점성효과에 대한 고려한 계산을 통하여 본 연구에서 제시한 수치의 신빙성을 확인하는 작업이 수행되어야 할 것이며, 나아가 익형간 세로 방향 상대 위치의 변화에 따른 효과, 주날개에 대한 슬랫/플랩의 상대적인 코드 길이의 변화에 따른 효과 등 좀더 다양한 파라미터에 대한 연구가 수행될 계획이다.

#### 후기

이 연구는 KISTI 슈퍼컴퓨팅센터의 “2001년도 전략과제 지원 프로그램”의 지원에 의하여 수행된 일부 결과임

#### 참고문헌

- [1] Tuncer Cebeci, Eric Besnard and Hsun H. Chen, “An interactive boundary-layer method for multielement airfoils”, Computers & Fluids, Volume 27, Issues 5-6, June 1998, Pages 65
- [2] B. Kim, Automatic Multi-Block Grid Generation about Complex Geometries, University of Washington, PhD Thesis, 1994
- [3] Ira H. Abbott, Albert E. Von Doenhoff, Theory of wing sections, DOVER