



J. Korean Soc. Aeronaut. Space Sci. 48(2), 109-117(2020)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2019.48.2.109

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

3차원 patched-grid 알고리즘을 이용한 삼각 날개 - 원통형 동체 형상 전산 해석

박현돈¹, 김영진², 박수형³

Computational Analysis of the Delta Wing-Cylindrical Body Configuration Using the Three-Dimensional Patched-Grid Algorithm

Hyeon Don Park¹, Young Jin Kim² and Soo Hyung Park³

Department of Aerospace Information Engineering, Konkuk University

ABSTRACT

A structured grid system can be efficiently constructed by applying the patched-grid algorithm that alleviates many constraints of the conventional structured grid system. Three approaches were applied to case 4 of the EFD-CFD workshop: delta wing-cylindrical body shape to solve the existing grid generation problems and verify the results by comparing them with experimental data. Surface pressure distributions slightly differed from the experimental data at high angles of attack. The slope variation of the pitching moment with Mach number is analyzed and the variation can be explained with the tuck under phenomenon. In the supersonic region, the bow shock waves in front of the shape expand the region generating lift up to the rear of the configuration. Also, the tendency of the pitching moment with both Mach number and angle of attack was analyzed by comparing the positions of the center of pressure and the center of gravity.

초 록

기존 정렬 격자의 많은 제약 조건들을 완화할 수 있는 patched-grid 알고리즘을 이용하여 효율적으로 정렬 격자계를 구성하였다. EFD-CFD 워크숍의 case 4: 삼각 날개-원통형 동체 형상에 크게 3가지의 접근 방식을 적용하여 기존의 격자 생성 문제점들을 해결하였고, 실험값과 비교하여 검증하였다. 고 받음각 영역에서 표면 압력 분포가 실험값과 다소 차이를 보였다. 마하수의 증가에 따른 피칭 모멘트의 기울기 변화를 분석하였고 이는 tuck under 현상으로 설명할 수 있었다. 초음속 영역에서는 형상 앞에 궁형 충격파가 발생함으로써 삼각익 뒷전까지 양력을 발생시키는 영역이 확장되었다. 또한, 마하수와 받음각에 따라 압력 중심과 무게 중심의 위치를 비교하여 피칭 모멘트의 경향성을 분석하였다.

Key Words : Computational Fluid Dynamics(전산유체역학), EFD-CFD Workshop(EFD-CFD 워크숍), Delta Wing(삼각익), Patched-Grid Algorithm(접합 격자계 알고리즘)

† Received : November 25, 2019 Revised : January 16, 2020 Accepted : January 27, 2020

¹ Graduate Student, ² Graduate Student, ³ Professor

³ Corresponding author, E-mail : pish@konkuk.ac.kr, ORCID 0000-0003-4011-3395

© 2020 The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences

I. 서 론

과거의 전산유체역학(Computational Fluid Dynamics, CFD)은 박리유동과 복잡한 와류간섭효과를 표현하기에 한계가 있었으며 대부분 풍동을 사용한 실험을 통해서 공기역학 연구가 진행되었다. 현대에는 컴퓨터 성능의 발달과 수치기법의 발전을 통해 다양한 분야에서 전산유체해석을 이용하고 대형계산을 수행할 수 있게 되었다.

해외에서는 미국항공우주학회(AIAA)가 2001년부터 Drag Prediction Workshop과 2010년부터 High Lift Prediction Workshop을 주최함으로써 여러 가지 수치기법들과 격자 구성에 대한 공유와 토론을 진행하였다[1,2]. 국내에서는 2015년부터 한국항공우주학회에서 EFD-CFD 워크숍을 주최하였다. 풍동실험을 통한 유체해석(Experimental Fluid Dynamics, EFD)과 전산유체해석 결과의 비교를 통해 유동의 특성을 이해하고 공기역학 분야의 발전을 목적으로 하고 있다[3].

2017년 EFD-CFD 비교 워크숍에서 제공한 case 4는 삼각 날개(Delta Wing)와 원통형 동체가 결합된 형상이다[4]. 와류의 거동이 지배적인 삼각의 윗면의 유동 특성은 날개 꼭지(Apex)에서 1차적으로 유동이 박리되면서 앞전 와류를 생성하며 이것은 1차 와류(Primary Vortex)라 불린다. 와류 중심의 압력은 주변의 압력보다 낮으며 날개 표면의 최대흡입압력(Suction Pressure)을 낮게 만들어 양력을 증가시킨다[5,6]. 이러한 1차 와류와는 반대 방향으로 2차 와류가 그 밑에 존재하며 날개 안쪽에서 span 방향으로 회전한다[7].

받음각이 증가하고 형상의 뒷전으로 갈수록 역압력 구배로 인해 와류 중심의 압력이 높아지게 된다. 이는 와류 생성이 끊어지게 하고 급격한 팽창을 야기한다. 이 때, 축 성분과 회전 성분의 빠른 감속이 동시에 일어나며 양력과 피칭 모멘트의 기울기가 감소하여 큰 불안정성을 불러온다. 이러한 형상 윗면에서의 와류 구조를 정확하게 포착하기 위해서는 흡입압력이 발생하는 앞전에서의 격자 수직성과 날개 끝단(Wing-tip)에서의 격자의 질이 중요하다. 그러나 하나의 격자 토폴로지(Topology)로 전체 격자 시스템을 구성해야하는 기존 multi-block 격자계 특성상, 모든 영역에서 이러한 조건들을 만족하기는 쉽지 않다.

본 연구에서는 불연속 경계면을 허용하는 patched-grid 알고리즘을 적용하여 이러한 기존 정렬격자의 한계점을 해결하였다. 불연속 경계면에서의 유속 보존을 확보하기 위해 Rai는 공간유속보존법(Spatial-flux Conservation Method)을 제안하였다[8,9]. Thomas 등[10]은 가상 셀과 실제 셀의 보존변수만으로 유속 보존을 확립하였으며, 시간에 대한 변수만으로 보존

성을 만족하였다고 하여 시간유속보존법(Time-flux Conservation Method)이라 명칭하였다. 본 연구에서는 공간차분기법을 그대로 차용할 수 있는 시간유속보존법을 이용하였고 기존의 유속 보간법보다 더욱 효율적인 국소 분할 유속 보간법(Locally-partitioned Flux Interpolation Method)을 개발하여 적용하였다.

유속의 보존성을 확보하였음에도 불구하고, Thomas는 불연속 경계면에서의 1차 정확도 기법은 성긴 격자에서 조밀한 격자로 보존변수를 전달할 때 “stair-step”과 같이 유동의 해가 계단처럼 보이는 문제점을 발견하였다. 이는 조밀한 격자 영역에 상대적으로 부정확한 값이 반영되기 때문에 생기는 문제이다. 따라서 불일치 경계면에서의 보존성뿐만 아니라 보존변수들을 교환할 때의 보간의 정확성 역시 중요한 변수이다. 또한, 3차원에서는 ENO(Essentially Non Oscillatory) 기법[11,12]과 WENO(Weighted ENO) 기법[13]을 기반으로 하여 고차의 정확도를 확보하였다. 선행 연구에서는 vorticity와 같은 유동의 기울기에 관련된 변수를 1차 정확도 기법으로 처리할 때 불연속 경계면에서 유동의 많은 불연속점이 발생하는 문제점을 제시하였다. 따라서 상대편 셀의 유동의 기울기를 고려하는 2차의 정확도로 보존 변수를 처리해야 함을 밝혔다.

본 연구에서는 이러한 2차 정확도의 patched-grid 알고리즘을 삼각 날개 형상에 적용시켜 격자 구성에 있어서 유용성을 검토하였다. 기존 정렬 격자 시스템의 고질적인 문제점들을 해결하였고 많은 제약조건을 감소시켰다. 또한, 표면 압력 분포와 공력 계수를 실험값과 비교하고 마하수에 따라 크게 바뀌는 피칭 모멘트의 경향성을 분석하였다.

II. 본 론

2.1 지배 방정식

3차원 압축성 Navier-Stokes 방정식을 사용하여 전산해석을 진행하였다. 3차원 압축성 Navier-Stokes 방정식을 보존형태로 표현하면 식 (1)과 같이 표현 가능하다.

$$\frac{\partial q}{\partial t} + \frac{\partial(f_j - f_{vj})}{\partial \xi_j} = 0, \quad j = 1, 2, 3 \quad (1)$$

식 (1)에서 q 는 유동변수이고, f_j 와 f_{vj} 는 각 방향의 비점성 유속벡터(Inviscid Flux Vector), 점성 유속벡터(Viscous Flux Vector)를 나타낸다. 식 (1)을 이산화하기 위해 격자 중심의 유한체적법을 사용하였다. 격자 경계면에서의 유속을 계산하기 위해 Roe FDS 기법이 사용되었다. 3rd-order TVD interpolation 제한자를 사용한 MUSCL기법을 적용하였다. 시간전진기법으로는 DADI 기법을 사용하였다[14]. 난류 모델은

$k-\omega$ SST 완전 난류 모델을 적용하였다. 삼각 날개 와류 붕괴와 같은 불안정성 해석을 정확히 수행하기 위하여 DDES(Delayed Detached-Eddy Simulation)와 LES(Large Eddy Simulation) 모델 등이 필요하다. 그러나 본 연구에서는 시간 평균된 압력 분포나 공력 계수에 초점을 두어 정상 상태 해석을 진행하였다.

2.2 Patched-grid 알고리즘

대부분의 전산해석은 병렬환경에서 수행하므로, 본 연구에서는 서로 다른 블록이 서로 다른 CPU에 위치한다고 가정하고 MPI(Message Passing Interface) 통신을 이용하여 경계면에서의 보존 변수와 격자점 교환을 처리한다. 2차원 patched-grid 알고리즘이 적용된 격자 시스템은 Fig. 1과 같다. 기준이 되는 CPU 1의 가상 셀만 표시하였고 밀도, 운동량, 에너지와 같은 보존변수들은 셀 중심에 위치한다. 불일치 경계면을 기준으로 각 블록이 경계선에 수직된 방향으로의 길이가 같다고 가정한다면 수직된 방향에 대한 성분을 적분 과정에서 제외할 수 있다. 이러한 가정을 통한 기존의 Thomas 등이 제안한 시간유속보존법은 식 (2)와 식 (3)을 만족하는 것이다.

$$\int Q^{CPU1}(x_{i+1})dy = \int Q^{CPU2}(x_n)dy \quad (2)$$

$$\int Q^{CPU2}(x_{n-1})dy = \int Q^{CPU1}(x_i)dy \quad (3)$$

Figure 1과 같은 격자 시스템에서 $(i+1, j)$ 번째의 셀을 $Cell_{i+1, j}$ 로 표기를 하고 격자점 중심의 보존변수는 $Q_{i+1, j}$ 로 표기하였다. 식 (2)의 왼쪽 항은 CPU 1의 가상 셀인 $i+1$ 위치에 있는 모든 $Cell_j$ 의 보존변수들을 y 에 대해 선적분한 것이다. 오른쪽 항은 CPU 2의 실제 셀인 n 위치에 있는 모든 $Cell_m$ 의 보존변수들을 y 에 대해 선적분한 것이다. CPU 1의 입

장에서는 이 두 개의 항이 같아야 유속 보존이 가능하다. 이 두 식을 만족한다면 절단 오차 내에 불연속 경계면에서의 유속 보존이 확보된다. 또한, 위의 식을 만족하기 위해 상대편 셀과의 겹치는 면적을 이용해 보간 행렬 N_j^m 을 구성하고 이를 바탕으로 유속 보간을 진행한다.

2.2.1 국소 분할 유속 보간법

이 기법의 근본적인 개념은 전 영역에서 보간 관계를 구성하는 것이 아니라 각 셀당 보간 해야 할 상대편 셀을 결정해주어 보간 행렬의 크기를 최소화하고 불필요한 연산횟수를 줄이는 것이다. 효율적인 배열구성을 위해서 CPU 1의 각 셀마다 상대편 CPU의 셀과 겹치는 개수를 계산하여 그 값 중 가장 큰 값으로 배열을 구성한다. 2차원에서 겹치는 면적은 식 (4)와 같이 계산 가능하다. 여기서 p 는 각 셀마다 고유의 값을 가지고 있으며, 상대편 셀과 겹칠 때마다 +1씩 더해진다. 그와 동시에 겹치는 상대편 셀의 index를 추가적으로 I_j^p 이라는 변수에 순차적으로 저장한다. 겹치지 않는다면 전혀 보간 행렬에 저장하지 않기 때문에 추후 유속 보간을 수행할 때 식 (5)와 같이 곧바로 상대편 셀의 index를 참조하기 위함이다. 3차원에서의 겹치는 면적은 clipping 알고리즘을 이용하여 계산할 수 있다[15,16].

3차원 해석이나 격자점을 많이 필요로 하는 해석 문제 같은 경우, 효율성을 위해 불연속 경계면의 개수가 많아지게 된다. 그에 따라 기존의 유속 보간법은 불필요한 연산을 매 반복횟수마다 수행해야 하고 보간 행렬도 효율적으로 관리할 수 없다. 본 연구에서 제안한 국소 분할 유속 보간법은 겹치는 셀에 대해서만 계산을 수행하고, 그에 적합한 크기의 보간 행렬을 구성하기 때문에 이러한 문제점들을 효율적으로 해결할 수 있다. 또한, 보간 행렬의 구성 방법이 계산시간에 많은 영향을 주는 2차 정확도의 기법에도 적용할 수 있기 때문에 효율적으로 해석을 진행할 수 있다.

$$\begin{aligned} & \text{if, } (y_{m+1/2} < y_{j-1/2}) \text{ 저장} \times \\ & \text{if, } (y_{m-1/2} < y_{j+1/2}) \text{ 저장} \times \\ & \text{else, } p = p + 1 \end{aligned} \quad (4)$$

$$I_j^p = (n, m)$$

$$N_j^m = \frac{1}{\Delta y_j} \int_{\max(y_{m-1/2}, y_{j-1/2})}^{\min(y_{m+1/2}, y_{j+1/2})} dy$$

$$Q_{i+1, j} = \sum_p Q_{I_j^p} \times N_j^p \quad (5)$$

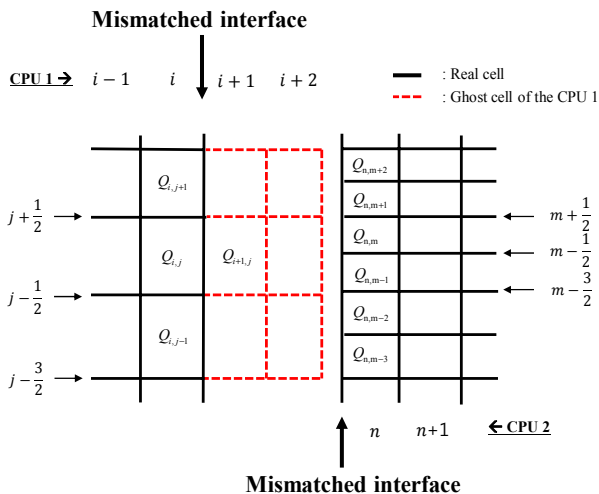


Fig. 1. Two dimensional patched-grid system

2.3 해석 형상 및 격자 생성

본 연구에서 사용된 해석 형상은 삼각익과 원통형 동체가 결합된 형상이다. 후퇴각은 65°며 span 방향

Table 1. Specification table of the delta wing model [4]

Parameter	Delta wing geometry
Body diameter	0.08m
Total length	0.625m
Reference area	0.1642m ²
Reference length	0.6m
Moment reference point	0.342m from nose

으로의 에어포일의 길이는 0.09m이고 NACA64A005 형상이다. 자세한 제원은 Table 1과 같다[4]. 선행 연구[17]에서 patched-grid 격자의 해석 결과를 기존의 multi-block 격자의 결과와 비교를 하여 그 우수성을 입증하였다. 따라서 본 연구에서는 격자 생성에 효과적인 patched-grid 격자만을 생성하였다.

격자 구성 방식에는 크게 O형, H형 그리고 이 둘을 결합한 C형 격자 구성 방법이 있다. 해석 형상에 곡선이 많거나 앞전 형상이 둥근 경우에는 O형 격자 구성방법이 유리하다. 격자의 수직성을 확보하기 쉽고 형상 표면을 나누지 않아 하나의 면으로 간주할 수 있기 때문이다. 그러나 직각 형태나 뒷전과 같이 날카로운 형상에는 수직성이나 격자의 뒤틀림성(Skewness) 측면에서 불리하다. 이런 형상에는 주로 H형 격자 구성방법을 많이 채택하는데, 형상이 직각이나 날카로운 부분에서 수직 방향으로 간편하게 격자를 생성할 수 있기 때문이다.

Figure 2(a)는 본 연구에서의 대칭면 경계조건이 사용된 삼각형 형상을 나타내었다. 점선으로 표시된 영역의 날개 끝단 부분과 뒷전의 모양을 확대하여

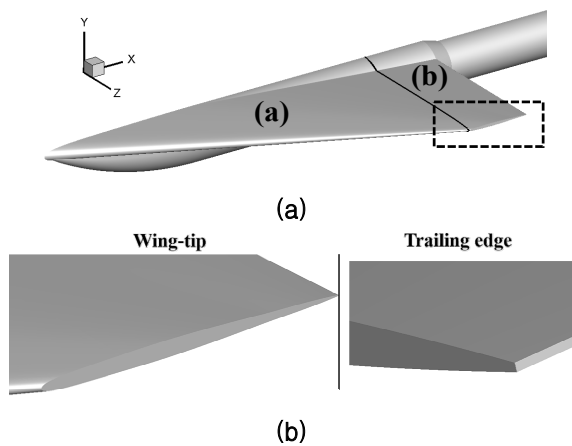


Fig. 2. (a) Shape of the delta wing model, (b) enlarged view of the wing-tip and trailing edge region

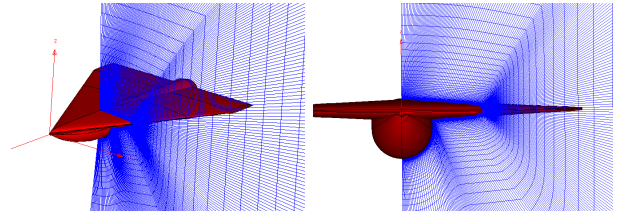


Fig. 3. O-type mesh topology at the x=0.22m section

Fig. 2(b)에 표시하였다. 날개 끝단의 앞쪽 부분인 영역(a)는 둥근 앞전을 대부분 포함하므로 격자의 수직성과 토폴로지의 유리함을 위하여 O형 격자 구성방식을 사용하는 것이 타당하다. 그러나 날개 끝단 형상은 절단되어 있고 뒷전 또한 직각의 모양으로 형성되어 있다. H형 격자 구성방식이 이러한 문제점들을 쉽게 해결할 수 있으나 기존 multi-block 격자는 모든 격자점의 좌표와 개수가 일치해야하기 때문에 하나의 토폴로지만으로 격자 구성을 완성해야한다.

이러한 격자 생성에 있어서 큰 제약 조건들을 patched-grid 알고리즘을 통해 크게 완화 가능하다. Fig. 2(a)의 날개 끝단이 시작되는 영역 전까지는 O형 격자 구성방식을 채택해 격자의 수직성을 최대한 확보하였고, 이는 Fig. 3에 나타내었다. 대부분의 영역에서 격자의 수직성이 확보되는 것을 볼 수 있다. 날개 끝단 영역부터는 H형 격자 구성방식을 사용하였다. 그리고 이 2개의 영역 사이에는 patched 경계조건을 설정하여 불연속 경계면을 허용하게 한다. 이는 patched-grid 알고리즘이 서로 다른 2개의 토폴로지를 연결시켜주는 역할을 수행할 수 있음을 명확히 보여준다.

Figure 4(a)는 O형 격자 구성방식을 사용한 격자 단면이다. 이러한 격자 구성방식을 이용하여 날개 끝단 영역의 격자를 구성한다면 격자의 수직성을 충분히 고려할 수 없다. Fig. 4(b)는 patched-grid 알고리즘을 이용하여 H형 격자구성 방법을 사용한 격자 단면을 나타낸 그림이다. patched-grid 알고리즘을 사용하여 유연하게 다른 격자 구성방식을 채택함으로써 기존 정렬 격자의 제약 조건을 크게 완화하였다. 또한, 일관된 토폴로지의 강제성에서 벗어나 여러 개의 토폴로지를 하나의 격자 시스템 안에서 선택할 수 있다는 것이 큰 의미가 있다.

Figure 5와 같은 삼각형 모양의 형상은 격자의 수직성을 만족하기 매우 힘들 뿐더러 수렴성에 직접적으로 영향을 주는 격자의 뒤틀림성을 확보하기 쉽지 않다. 따라서 이로 인해 발생하는 영향들을 최대한 작은 범위에서 처리하는 것이 중요하다. 기존의 multi-block 격자는 이러한 영향들이 자유류나 다른 면까지 그대로 전파되어 그 범위가 상대적으로 넓었다. 그러나 Fig. 5의 아래 그림과 같이 삼각형 영역에만 patched 경계조건을 설정한다면 이러한 문제점들을

해결할 수 있다. 각 영역을 독립적으로 고려할 수 있기 때문에 삼각형 형상으로 인한 영향들을 최소한으로 감소시킬 수 있다. 또한, 격자의 초기 생성 단계에서 이 삼각형을 고려함으로써 발생하는 많은 시행착오와 시간을 효과적으로 줄일 수 있다.

자유류까지 조밀한 격자가 그대로 유지되는 것은 해석의 효율성 측면에서 매우 비효율적이고 수렴성에도 좋지 않은 영향을 미친다. 따라서 Fig. 6과 같이 형상 주변에는 조밀한 격자를 유지하고 유동의 변화가 일정한 부근에 다다르면 불연속 경계면을 설정하여 성긴 격자를 생성함으로써 해석의 효율성을 높일 수 있다.

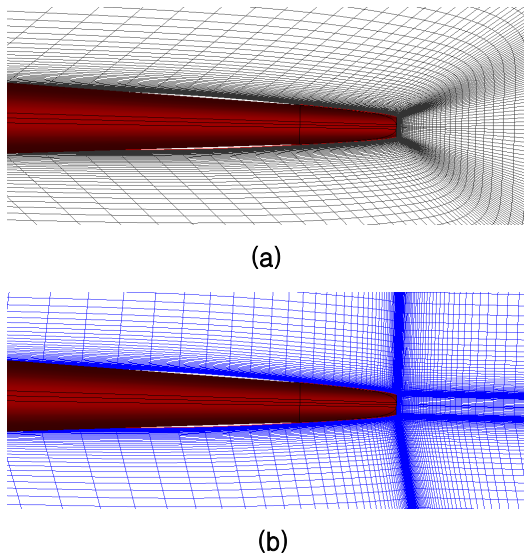


Fig. 4. Comparison between (a) O-type mesh and (b) H-type mesh topology

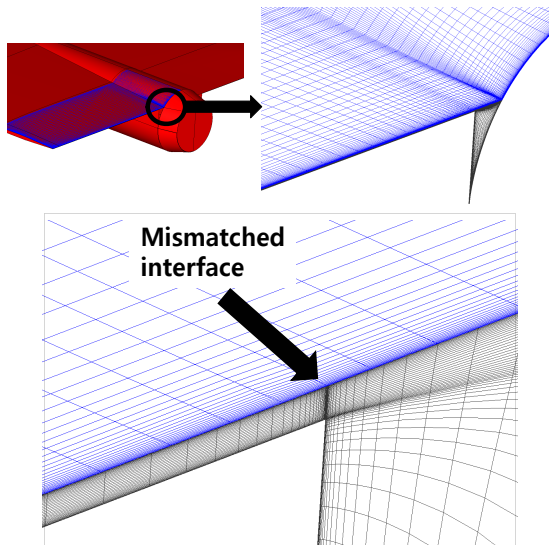


Fig. 5. Patched interface at the triangle shaped part

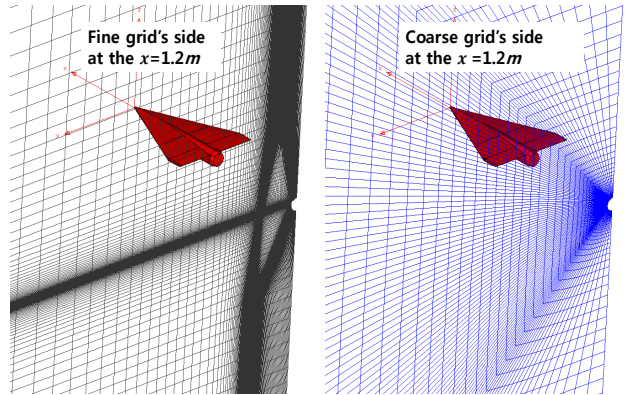


Fig. 6. Patched interface at the wake region (x=1.2m)

2.4 해석 결과

Figure 7은 $M_\infty=0.7$, 받음각 0° 의 밀도와 양력 계수의 반복 횟수 당 수렴도 그래프이다. 밀도 l2norm 값의 범위가 $10^{-3} \sim 10^{-4}$ 인 구간을 수렴된 값으로 판단하였다. 나머지 계산 조건의 수렴 범위 또한 해당 값으로 설정하였다.

2.4.1 표면 압력 분포 분석

실험값과 비교하기 위한 해석조건은 Table 2와 같다. 표면 압력 계수를 nose로부터 360mm의 위치에서 span 방향으로 측정하고 이를 실험값과 비교하였다. 차례로 받음각 $-3^\circ, 3^\circ, 6^\circ, 9^\circ$ 의 해석 결과를 나타내었고, 이는 Figs. 8, 9, 10과 같다.

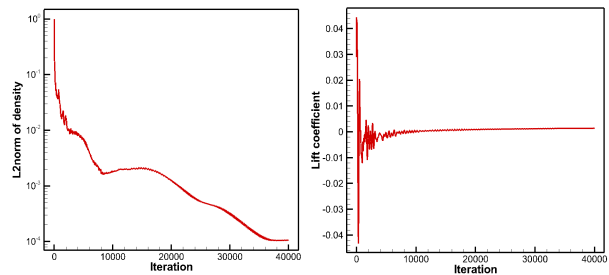


Fig. 7. Convergence history graph of the density and lift coefficient

Table 2. Free stream conditions for the delta wing model

$M_\infty [-]$	$Re_{l/m} [1/m]$	$T_\infty [K]$	$P_\infty [Pa]$
0.7	2.43×10^7	252.4	123,910.78
0.95	2.76×10^7	231.4	96,438.63
1.2	2.85×10^7	215.6	71,143.03

대부분의 마하수와 받음각 case에서 실험값과 잘 일치하는 것을 볼 수 있다. 그러나 고 받음각의 영역에서는 실험값과 다소 차이를 보인다. 이는 정상 상태에서 적용한 $k-\omega$ SST 모델이 와류 core 영역에서 실제보다 과도한 난류 점성을 예측하기 때문에 발생하는 오차로 판단된다[6]. DDES(Delayed Detached-Eddy Simulation)와 같은 고 정확도의 난류 모델은 격자의 크기를 굉장히 조밀하게 설정하여 난류 점성을 감소시키는 효과를 얻기 때문에 앞전에서 시작되는 와류의 구조나 크기를 상대적으로 정확히 예측한다[18,19]. 그러나 RANS 모델은 와류 붕괴(Vortex Breakdown)

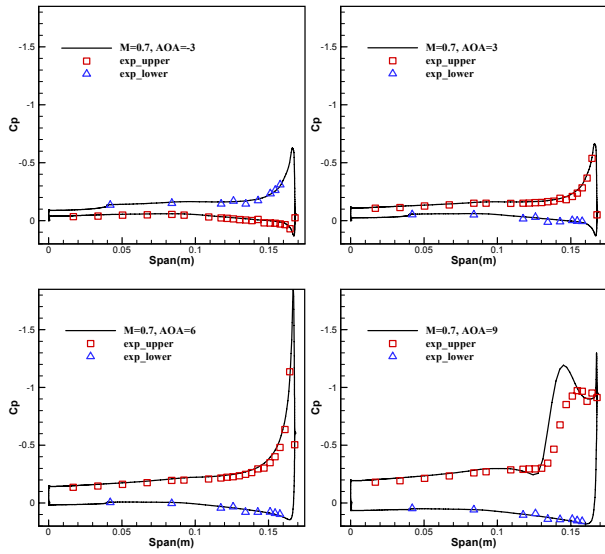


Fig. 8. Pressure distribution with experimental results at $M=0.7$ and $AOA=-3, 3, 6, 9$ deg.

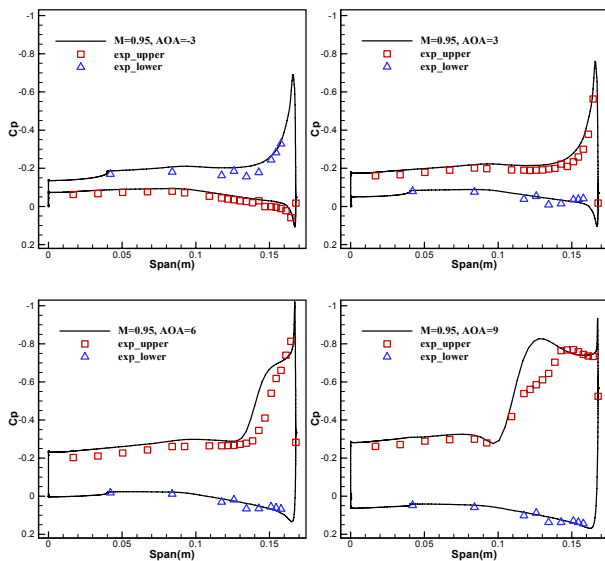


Fig. 9. Pressure distribution with experimental results at $M=0.95$ and $AOA=-3, 3, 6, 9$ deg.

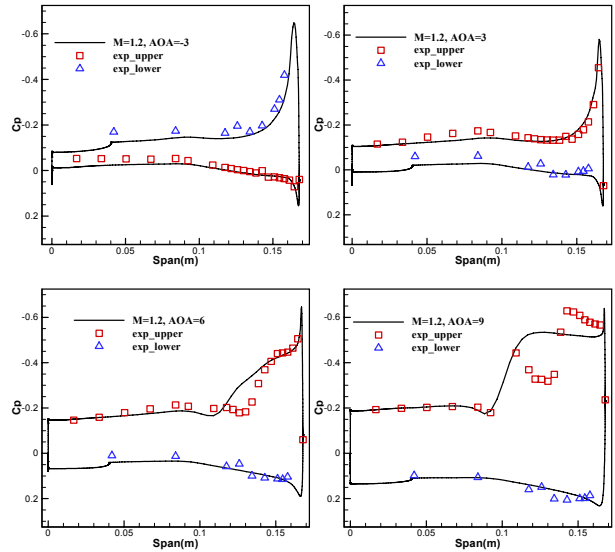


Fig. 10. Pressure distribution with experimental results at $M=1.2$ and $AOA=-3, 3, 6, 9$ deg.

나 와류의 정량적인 결과를 얻기 쉽지 않고, 비정상적인 특성이 정확히 예측되지 않는 단점이 있다. 특히, $M_\infty=1.2$ 의 받음각 9° 의 case에서 실험은 날개의 꼭지(Apex)에서 박리된 1차 와류와 그 아래에 존재하는 2차 와류를 전부 포착한 반면, RANS의 해석결과는 이러한 와류들의 peak값을 정확히 예측하지 못하고 압력계수가 대부분 일정한 경향성을 보인다.

Figure 11은 각 코드길이 위치, $x/c=0.2, 0.4, 0.58, 0.8$ 에서 유동 흐름 방향으로의 와도와 표면 압력 분포를 나타낸 그림이다. $x/c=0.4$ 부근에서 형성된 1차 와류가 과도한 수치 점성으로 인해 뒷전으로 갈수록 소산되어 사라지는 모습을 볼 수 있다. 추후, 고 정확도의 난류모델을 사용한다면 이러한 오차들은 상당부분 개선될 것이라 보여 진다.

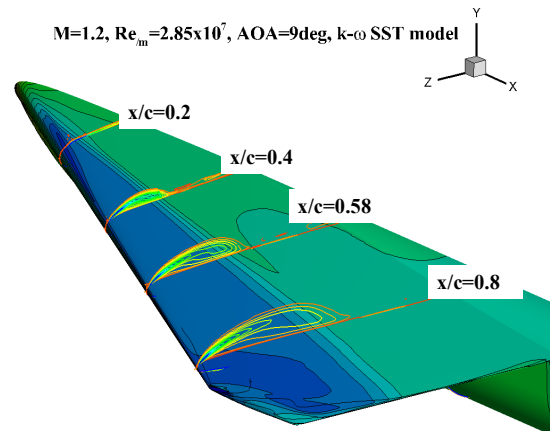


Fig. 11. Pressure distribution and sectional vorticity in the x -direction

2.4.2 공력 계수 분석

마하수 0.7, 0.95, 1.2의 공력 계수 결과들을 실험값과 비교하여 각각 Fig. 12(a), Fig. 12(b), Fig. 12(c)에 나타내었다. 양력 계수와 항력 계수를 함께 표시하였고 왼쪽의 축은 양력 계수, 오른쪽의 축은 항력 계수의 크기이다. 공력 계수 역시 압력 계수의 결과와 마찬가지로 실험 결과와 상당 부분 잘 일치하는 모습을 보인다. 본 연구에서 주목한 부분은 마하수가 증가함에 따라 피칭 모멘트의 특성이 달라진다는 것이다. 형상 윗면에 충격파가 생기지 않는 마하수 0.7의 결과는 받음각 3°까지 기수 들림 현상이 발생한다. 유동이 윗면에서 가속되면서 뒷전 부근에서 충격파가 발생하는 마하수 0.95의 결과부터 받음각이 증가하면서 피칭모멘트가 감소되는 경향성을 보이지만 받음각 -3°부터 3°까지의 기울기는 매우 작다. 초음속 영역인 마하수 1.2의 해석 결과 역시 계속 피칭모멘트가 감소되는 경향성을 보이고 그 기울기가 마하수 0.95의 해석결과보다 크다. 이는 마하수가 증가하면서 바뀌는 충격파의 구조로 설명될 수 있다.

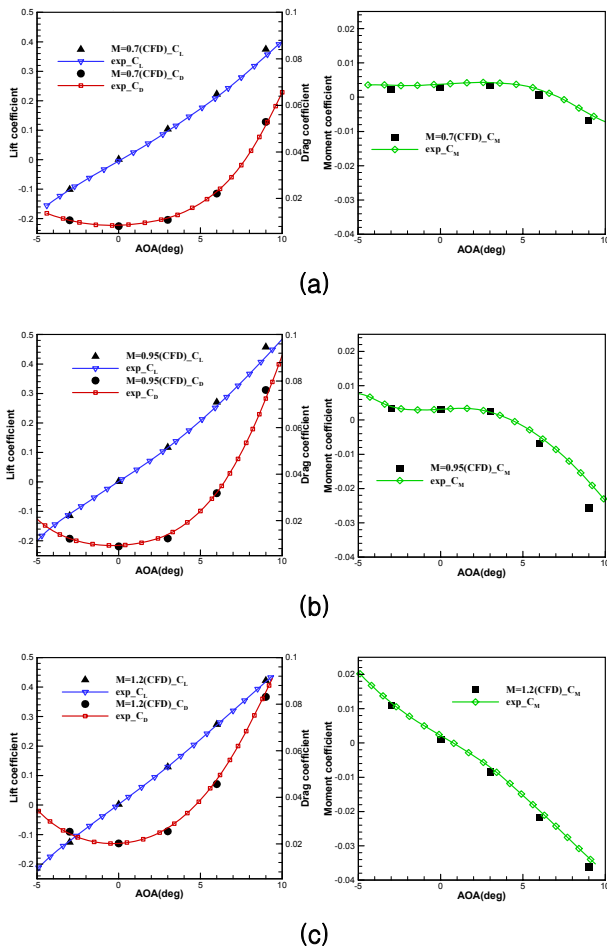


Fig. 12. Aerodynamic coefficients vs Angle of Attack at (a) $M=0.7$, (b) $M=0.95$, (c) $M=1.2$

Figure 13은 span 길이의 50% 부분에서 유동방향으로의 압력분포이다. 마하수 0.7의 결과인 Fig. 13(a)에서 볼 수 있듯이 형상에서 충격파가 발생하지 않기 때문에 형상 표면의 압력이 자유류의 압력까지 서서히 증가하는 모습을 나타낸다. 또한, 받음각 6°부터 점차 1차 박리지점이 형상 안쪽으로 이동함에 따라 피칭 모멘트가 감소되는 경향성을 볼 수 있다.

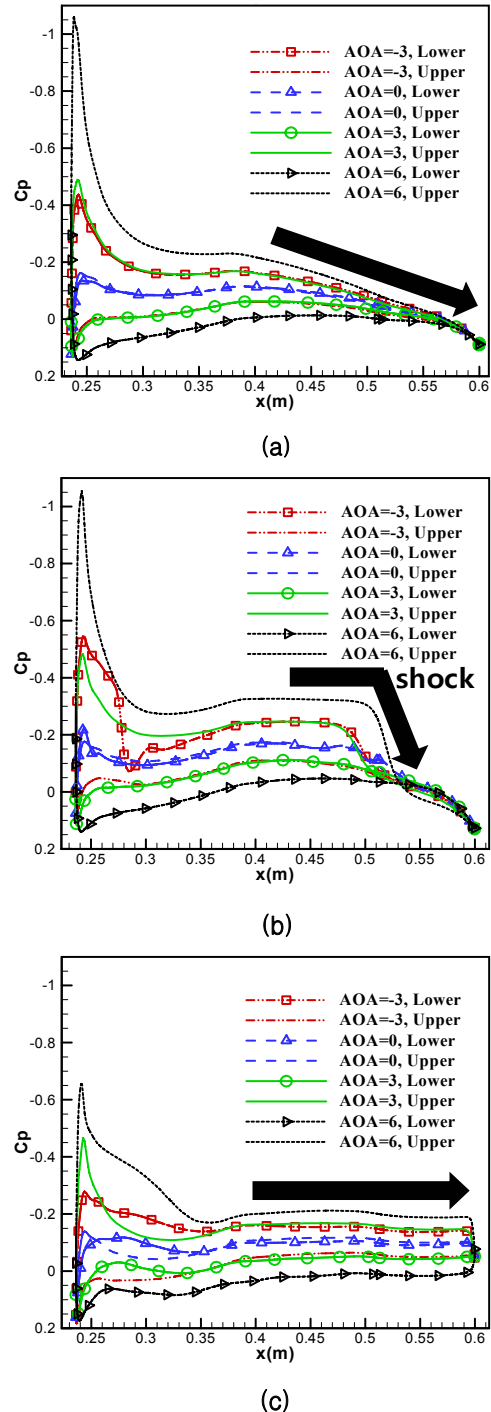


Fig. 13. Pressure distribution at span 50%, (a) $M=0.7$, (b) $M=0.95$, (c) $M=1.2$

마하수 0.95의 해석 결과인 Fig. 13(b)에서는 $x=0.5m$ 부근에서 충격파가 발생함을 알 수 있고 그에 따라 압력 중심이 뒤로 이동하게 된다. 받음각이 증가할수록 충격파의 세기가 커지고 뒷전으로 밀려나면서 피칭 모멘트의 큰 감소를 불러온다. 이는 턱 언더(Tuck Under) 현상으로, 후퇴익이나 삼각익 항공기가 초음속, 천음속 영역에서 운용될 때 발생할 수 있는 현상이다[20]. 마하수 1이 넘어가면서 형상 앞쪽에 궁형 충격파(Bow Shock)가 형성된다. 이로 인해 초음속 유동이 한번 감속되고 유입되므로 $x=0.5m$ 이후에도 양력이 발생하는 영역이 확장된다. 이 영역에서 증가된 힘의 크기만큼 형상의 뒷전을 들어 올리므로 피칭 모멘트의 감소되는 기울기가 급격히 커진다.

Figure 14는 각 마하수에 따라 받음각이 증가되면서 압력 중심의 위치를 나타낸 그림이다. 무게 중심은 $x=0.342m$ 에 위치하며 양의 받음각에서 이 점을 기준으로 압력 중심이 앞에 위치한다면 기수 들림 현상이 발생한다. 음의 받음각에서는 반대의 현상이 나타난다. 마하수 0.7의 받음각 6°의 결과에서는 압력 중심이 무게 중심보다 앞쪽에 있는 것을 알 수 있으며 피칭 모멘트가 감소되고 있으나 여전히 기수 들림 현상이 발생하고 있다.

마하수 0.7과 0.95의 결과를 비교했을 때, 마하수 0.95의 해석 결과에서 윗면에서의 충격파로 인해 압력 중심이 뒷전으로 이동해가는 것을 볼 수 있다. 이러한 이유로 피칭 모멘트의 크기가 감소되는 경향성을 나타내고 받음각이 증가할수록 이러한 차이가 더욱 심화되어 피칭 모멘트 크기의 큰 차이를 가져온다. 마하수 1.05와 1.2의 결과에서는 형상 앞에 형성되는 궁형 충격파로 인해 전 받음각 영역에서 압력

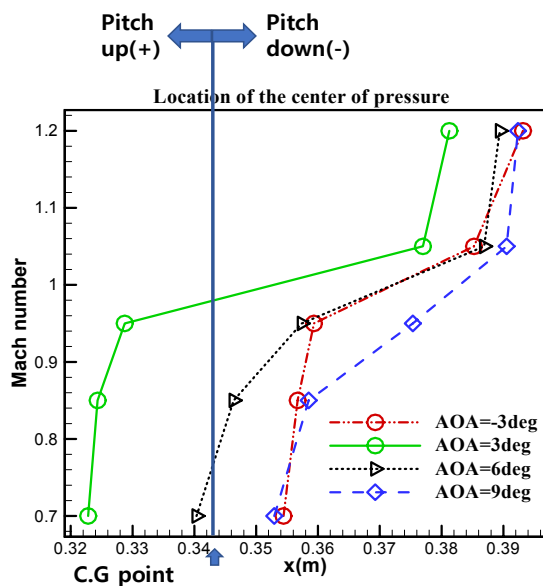


Fig. 14. Comparison of the center of pressure with Mach number

중심의 위치가 크게 뒤쪽으로 이동한 것을 볼 수 있다. 이로 인해 양의 받음각 영역에서 다른 마하수의 결과보다 피칭 모멘트 값이 현저히 낮은 것을 볼 수 있으며 받음각 3°부터 음의 피칭 모멘트 값을 나타낸다. 또한, 받음각이 바뀌어도 압력 중심의 위치는 크게 변하지 않는다. 따라서 받음각이 증가하면서 수직력(Normal Force)의 크기가 증가하게 되고, 이는 피칭 모멘트의 감소에 직접적으로 영향을 미치지 때문에 피칭 모멘트의 기울기가 직선에 가깝게 형성된다. 음의 받음각인 -3°에서는 압력 중심이 무게 중심보다 상당히 뒤쪽에 위치하지만 양의 받음각과는 달리 아래로 누르는 힘이 압력 중심에 작용하기 때문에 급격한 기수 들림 현상이 발생한다.

III. 결 론

정렬 격자계에서 불연속 경계면을 허용하여 많은 이로운 제공을 제공하는 patched-grid 알고리즘을 삼각익 형상에 적용하였다. 서로 다른 격자 구성방식을 연결해주는 매개체 역할을 할 수 있음을 보였다. 또한, 삼각형 형상과 같이 정렬 격자 생성이 어려운 형상에 대해 독립적인 격자 구성을 가능하게 한다. 후류에는 상대적으로 성긴 격자를 설정함으로써 해석의 효율성을 높였다.

표면 압력 분포와 공력 계수들을 실험값과 비교 분석하였고 잘 일치함을 보였다. 마하수에 따라 피칭 모멘트의 경향성이 크게 바뀌는 것을 마하수가 증가하면서 달라지는 충격파의 구조로 설명하였다. 윗면에 충격파가 발생하기 시작하면서 tuck under 현상이 발생하고 압력 중심이 뒷전으로 이동해가면서 피칭 모멘트의 크기가 감소된다. 마하수가 1을 돌파하면서 형상 앞쪽에 궁형 충격파가 형성되고 급격한 압력 중심의 후퇴가 발생한다. 또한, 양력이 발생하는 영역이 유지되고 뒷전으로 충격파의 위치가 이동되면서 마하수 0.95의 피칭모멘트가 감소되는 기울기보다 크게 피칭 모멘트의 크기가 감소된다.

후 기

이 성과는 2018년도 정부(과학기술정보통신부)의 재원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행된 기초연구사업임(2018R1A4A1024191). EFD-CFD 워크샵을 통해 귀중한 정보를 제공해 주신 한국항공우주학회 공기역학 및 응용 부문위원회(위원장:허기훈 박사)에 감사드립니다.

References

- 1) Levy, D. W., Laflin, K. R., Tinoco, E. N.,

- Vassberg, J. C., Mani, M., Rider, B., Rumsey, C. L., Wahls, R. A., Morrison, J. H., Brodersen, O. P., Crippa, S., Mavriplis, D. J., and Murayama, M., "Summary of Data from the Fifth Computational Fluid Dynamics Drag Prediction Workshop," *Journal of Aircraft*, Vol. 51, No. 4, 2014, pp. 1194~1213.
- 2) Rumsey, C. L., Slotnick, J. P., Long, M., Stuever, R. A., and Wayman, T. R., "Summary of the First AIAA CFD High-Lift Prediction Workshop," *Journal of Aircraft*, Vol. 48, No. 6, 2011, pp. 2068~2079.
- 3) Kim, C., "The Objectives of EFD-CFD Comparison Workshop and Future Plan," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 45, No. 3, 2017, pp. 191~193.
- 4) Seo, K., Cho, C. Y., Choi, E. H., Kim, H. J., and Ma, S., "6-DOF Aerodynamic Coefficients for Euler Model Measured in ADD Trisonic Wind Tunnel," *Proceeding of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Fall Conference*, 2018, p. 23.
- 5) Jeong, K., Jung, E., Kang, D. G., Lee, D., and Kim, D., "Grid Dependency and Aerodynamic Analysis for Transonic Flow of Delta Wing using CFD," *The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 46, No. 6, 2018, pp. 445~451.
- 6) Son, M. S., Sa, J. H., Park, S. H., and Byun, Y. H., "Numerical Analysis of Pressure Perturbation of Delta Wing Vortex Flow at a High Angle of Attack," *Journal of Computational Fluids Engineering*, Vol. 20, No. 2, 2015, pp. 73~80.
- 7) Agrawal, S., Barnett, R. M., and Robinson, B. A., "Numerical Investigation of Vortex Breakdown on a Delta Wing," *AIAA Journal*, Vol. 30, No. 3, 1992, pp. 584~591.
- 8) Rai, M. M., "A Conservative Treatment of Zonal Boundaries for Euler Equation Calculations," *Journal of Computational Physics*, Vol. 62, No. 2, 1986, pp. 472~503.
- 9) Rai, M. M., "A Relaxation Approach to Patched-Grid Calculations With the Euler Equations," *Journal of Computational Physics*, Vol. 66, No. 1, 1986, pp. 99~131.
- 10) Thomas, J. L., Walters, R. W., Reu, T., Ghaffari, F., Weston, R. P., and Luckring, J. M., "A Patched-Grid Algorithm for Complex Configurations Directed Towards the F-18 Aircraft," *27th Aerospace Sciences Meeting*, 1989, p. 0121.
- 11) Cheng, J., and Shu, C. W., "A High Order Accurate Conservative Remapping method on Staggered Meshes," *Applied Numerical Mathematics*, Vol. 58, No. 7, 2008, pp. 1042~1060.
- 12) Harten, A., Engquist, B., Osher, S., and Chakravarthy, S. R., "Uniformly High Order Accurate Essentially Non-Oscillatory Schemes, III," *Journal of Computational Physics*, Vol. 71, No. 2, 1987, pp. 231~303.
- 13) Shu, C. W., "High-Order Weighted Essentially Nonoscillatory Schemes for Convection Dominated Problems," *SIAM Review*, Vol. 51, No. 1, 2009, pp. 82~126.
- 14) Park, S. H., and Kwon, J. H., "Implementation of $k-\omega$ Turbulence Models in an Implicit Multigrid Method," *AIAA Journal*, Vol. 42, No. 7, 2004, pp. 1348~1357.
- 15) Rappoport, A., "An Efficient Algorithm for Line and Polygon Clipping," *The Visual Computer*, Vol. 7, No. 1, 1991, pp. 19~28.
- 16) Liang, Y. D., and Barsky, B. A., "An Analysis and Algorithm for Polygon Clipping," *Communications of the ACM*, Vol. 26, No. 11, 1983, pp. 868~877.
- 17) Park, H. D., and Park, S. H., "Enhancement of 3-D Structured Grid Generation Using an Efficient Patched-Grid Algorithm," *Journal of Computational Fluids Engineering* Vol. 24, No. 2, 2019, pp. 23~31.
- 18) Mitchell, A. M., Morton, S. A., Forsythe, J. R., and Cummings, R. M., "Analysis of Delta-Wing Vortical Substructures Using Detached-Eddy Simulation," *AIAA Journal*, Vol. 44, No. 5, 2006, pp. 964~972.
- 19) Morton, S., "High Reynolds Number DES Simulations of Vortex Breakdown over a 70 Degree Delta Wing," *21st AIAA Applied Aerodynamics Conference*, 2003, p. 4217.
- 20) Parker, R. H., and Templeman, J. E., "Boeing/Sperry Automatic Landing System 727 Airplane," *Journal of Aircraft*, Vol. 5, No. 3, 1968, pp. 285~291.