

## 論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 42(7), 535-543(2014)

DOI:<http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2014.42.7.535>

## 천이효과를 고려한 BWB UCAV 형상의 공력 특성 전산해석

조영희\*, 장경식\*\*, 신동진\*\*, 박수형\*\*\*

## CFD Analysis of Aerodynamic Characteristics of a BWB UCAV configuration with Transition effect

Young-Hee Jo\*, Kyoungsik Chang\*\*, Dong-Jin Sheen\*\* and Soo Hyung Park\*\*\*

Department of Aeronautical System Engineering, Hanseo University\*,

Department of Aeronautical &amp; Mechanical Engineering, Hanseo University\*\*,

Aerospace Information Engineering, Konkuk University\*\*\*

## ABSTRACT

A computational simulation for a nonslender BWB UCAV configuration with rounded leading edge and span of 1.0m was performed to analyze its aerodynamic characteristics. The freestream is 50m/s over  $-4$  to  $26$  degree A.o.A.s. Reynolds number based on the mean chord length is  $1.25 \times 10^6$ . 3D multi block hexahedral grids are used which allow good grid quality and ease to capture boundary layer.  $\gamma-Re_\theta$  model as well as  $k-\omega$  SST model is employed to assess the effect of transition for flow behavior. Drag and lift of the UCAV were well predicted while  $C_M$  is under predicted at high angle of attacks and influenced by the turbulence models strongly. After assessing pressure distribution, skin friction lines and velocity field around the UCAV configuration, it was found that transition effect should be considered to enhance the prediction of aerodynamic behavior by a vortical flowfield.

## 초 록

비세장형, 둥근 앞전을 가지고 스패인 1.0m로 축소된 BWB형 UCAV에 대해 완전난류, 천이 모델을 사용하여 전산해석을 수행하였다. 자유류는 받음각  $-4$ 도부터  $26$ 도까지 50m/s이며, 평균 시위 기준 레이놀즈수는  $1.25 \times 10^6$ 이다. 멀티블록 6면체 격자와 함께 완전난류 모델과 천이 모델의 결과를 비교하여 천이효과가 공력 특성에 미치는 영향을 살펴 보았다. 풍동 실험과 비교한 결과 양/항력 계수는 해석범위 내에서 잘 일치하였으며, 피칭 모멘트는 높은 받음각에서 작게 예측됨과 동시에 난류모델에 따라 결과가 크게 달라졌다. 압력분포와 skin friction line, 축 방향 속도장을 이용하여 와류구조의 거동과 천이현상이 미치는 영향을 살펴본 결과, 천이효과를 고려하는 것이 UCAV의 정확한 와류 구조와 공력 특성 예측에 필요한 것으로 확인하였다.

**Key Words** : UCAV(무인전투기), Leading Edge Vortex(앞전와류), Transition model (천이모델), Nonslender Delta Wing(비세장형 삼각날개), Vortex Breakdown (와류붕괴)

† Received: May 2, 2014 Accepted: June 21, 2014

<http://journal.ksas.or.kr/>

\*\* Corresponding author, E-mail : kschang76@hanseo.ac.kr

pISSN 1225-1348 / eISSN 2287-6871

## I. 서론

UCAV(Unmanned Combat Air Vehicle, 무인 전투기)는 무인기 중 무기 장착 시스템을 갖추어 전술 임무를 수행할 수 있는 항공기다. 주로 장기 체공을 하며 정찰 임무에 치중하는 일반 무인기와는 달리 UCAV는 생존율을 높이기 위해 스텔스와 같은 저관측성과 높은 기동성을 요구하게 된다. 이러한 요구조건을 위한 노력 중 연속일체형 날개-동체(Blended Wing Body)는 양항비와 같은 공기역학적인 향상뿐만 아니라 동체와 날개 사이의 불연속면을 최소화함으로써 레이더 반사면적(RCS) 감소효과를 수반하는 장점이 있다.

또한 스텔스 성능을 더욱 향상시키기 위해 뒷전이 꺾인 cranked wing을 가지는 람다익 형상(Lambda Wing Configuration)을 적용하는 등, 오늘날의 UCAV 플랫폼은 독일의 SACCON, 미국의 UCAV시리즈와 같이 삼각익을 기본으로 람다, 다이아몬드 형의 조합으로 발전되는 추세다.

삼각익 상단에서 나타나는 유동에서 지배적으로 나타나는 공기역학적 특징은 앞전에서 박리전단층과 자유류가 만나면서 이루는 주 앞전와류(Primary Leading Edge Vortex), 상단면에 재부착된 유동이 스펀방향의 역압력구배로 인해 다시 박리되면서 발생하는 2차 앞전와류(Secondary Leading Edge Vortex), 와류들이 발생시킨 앞전에서의 국소 흡입압력(Suction Pressure)으로 발생한 와류양력(Vortex Lift)이라는 추가적인 양력, 와류의 발달 및 붕괴, 그리고 그 위치의 이동으로 인한 피칭모멘트의 비선형성으로 볼 수 있다 [1].

삼각익은 스윙각에 따라 다시 세장형과 비세장형으로 구분되며, 비세장형 날개(Non slender Wing)는 일반적으로 스윙각이  $\beta \leq 65^\circ$  인 형태를 말한다. 스윙각이 작아질수록 와류양력이 전체 양력에 미치는 영향이 작아지면서 최대양력계수의 감소와 이른 실속 현상이 나타나는 것을 풍동실험을 통해 밝혀졌으며 [2], 비세장형 삼각익을 세장형과 비교하였을 때 나타나는 큰 차이점은, 날개 상단의 주 와류가 충분히 기체 중심면으로 다다르지 못한 채 다시 부착하면서 경계층에 의해 동회전의 2개의 와류로 나누어져 이중 1차 와류(Dual Primary Vortex) 구조를 나타내는 것이다. 또한 와류붕괴가 서서히 일어나면서 가시화가 어렵고 버페팅(Buffeting)이 심해지는 특성이 있다 [3].

이러한 와류의 거동은 스윙각 [3, 4] 및 앞전 형상 [5, 6]에 따라 받음각, 레이놀즈수 및 마하수에

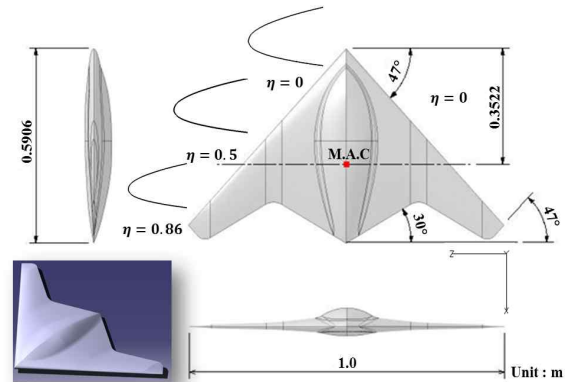


Fig. 1. Key dimensions of a UCAV geometry

대한 민감성이 크게 달라져, 요구 성능에 맞는 다양한 연구가 UCAV 외부형상 설계단계에서 필요하다.

본 연구에서는 아음속의 정상상태에서 비행하는 UCAV 형상에 대한 CFD 연구를 수행하여 심호준 등 [7]이 수행한 풍동실험 결과와 비교하여 유동장의 특성, 특히 피칭모멘트와 와류 구조의 관계를 중점으로 관찰하였다. 또한 층류-난류로의 천이현상이 UCAV 주변 유동의 거동에 미치는 영향을 살펴보면서 주어진 비행환경에 대해 적합한 해석방법을 모색하는 연구를 수행하였다.

## II. 수치해석 방법

### 2.1 UCAV 형상

심호준 등 [7]은 중형 아음속 풍동에서 속도 40~60m/s, 난류강도 0.08% 이하의 자유류 조건의 무미익 BWB UCAV 형상에 대한 실험 논문을 발표하였으며 본 연구에서도 동일한 풍동 실험 모델을 사용하였고 주요 치수를 Fig. 1에 나타내었다. 스윙각은 47도, 뒷전의 crank 각은 30도이며, 스펀이 1m, 평균공력시위선은 0.3522m이다. UCAV형상의 중심면에서 시작하는 둥근 앞전은 스펀방향으로  $\eta=0.86$ 까지 지속되며 익단과 뒷전은 스텔스 성능을 위해 날카로운 형상을 띤다.

계산영역은 사각 박스를 후류 방향으로 루트 시위길이의 20배, 나머지 방향으로 15배의 크기로 구성하였다. 자유류에서 옆미끄럼각이 없고 피칭 모멘트를 중점으로 연구를 수행하므로 형상의 절반을 잘라 대칭조건을 주어 계산하였다.

### 2.2 격자생성

본 연구에서는 ANSYS사의 ICEM-CFD를 사용하여 육면체 정렬격자로 UCAV형상 및 계산영역

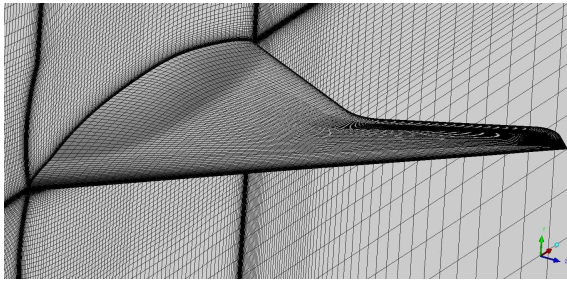


Fig. 2. Surface Grids of UCAV

Table 1. Grid parameters of three grids

	Coarse	Medium	Fine
Chordwise points	100	128	150
Spanwise points	92	130	166
Wing surface cells	$1.8 \times 10^4$	$3.9 \times 10^4$	$5.2 \times 10^4$
Total cells	$4.9 \times 10^6$	$7.8 \times 10^6$	$1.5 \times 10^7$

을 구성하였다. 이것은 4면체 비정렬 격자에 비해 유동방향과 셀 체적이 정렬되고 격자의 왜도 (Skewness)를 감소시켜 수치적 오류확산을 최소화할 수 있으며, 격자 해상도에 있어 위치와 방향의 설정이 쉬운 장점이 있다. 하지만 UCAV의 익단과 뒷전의 날카로움으로 인해 항공기나 익형 해석에 일반적으로 쓰이는 O형이나 C형 topology를 적용하기에 많은 제약이 따른다[8]. 따라서 Fig. 2와 같이 H형의 멀티블록으로 격자를 생성하였다. 격자의존성을 확인하기 위해 3가지 종류로 격자점을 나눴으며 Table. 1에 정리하였다. 단, 세 격자 모두 수직방향으로는 UCAV 벽면으로부터 첫 번째 셀까지의 간격이 평균공력시위로 무차원화 하여  $2 \times 10^{-5}C$ 이며 받음각 0도에서 계산된  $y^+$ 는 대략 0.6 부근이다.

### 2.3 전산해석

전산 해석은 유한체적법을 기반으로 한 ANSYS사의 FLUENT 상용코드[9]를 사용하였으며, 경계 조건으로는 Velocity Inlet, Pressure Outlet, UCAV 표면에는 No Slip 조건을 적용하였다.

풍동실험값과의 비교를 위하여 해수면고도의 대기조건을 적용하였으며 자유류 속도 50m/s와 평균공력시위선을 기준으로 산출된 레이놀즈수는

약  $1.25 \times 10^6$ 이다. 난류모델은 유사 해석사례[10, 11]에서 RANS 모델 중 뛰어난 결과를 보여준 Menter's  $k-\omega$  SST 모델과 층류-난류 자연천이를 고려하기 위해 Menter과 Langtry가 제안한  $\gamma-Re_\theta$  천이모델[12]를 함께 사용하여 결과를 비교하였다.  $\gamma-Re_\theta$  천이모델[12]을 이용한 천이영역의 레이놀즈수에 해당하는 에어포일/비행체 해석 결과를 살펴보면[13, 14] 항력계수를 과도하게 예측하는 완전난류 모델보다 정확한 예측이 가능하였다.

공간과 시간 차분화에 있어 2차 정확도를 가지며, 압력-속도 보정은 SIMPLEC 알고리즘을 사용하였으며 전체 계산영역의 6배에 해당하는  $216C_{root}/U_\infty$ 의 2.6초 동안 0.002초의 시간간격으로 총 1300 time steps의 계산을 수행하였다.

피칭모멘트는 풍동실험과 일치하는 장소에서 측정하였으며 apex로부터 0.3011m 떨어진 중심면이다.

효율적인 계산을 위해 먼저 정상상태와 1차 정확도 스킴으로 수렴시킨 후 비정상 2차 정확도 스킴을 적용함으로써 수렴속도를 높일 수 있었다. 각 time step 당 sub iteration에서 연속, 속도 및 난류항들의 residual이  $10^{-6}$ 이하로 떨어질 경우 수렴한 것으로 판정하여 다음 time step으로 넘어가도록 설정하였으며 총 계산시간 동안 공력계수 값들은 0.01% 오차 내로 수렴하거나 일정한 진폭과 주기를 가지고 진동하였다. 더 많은 반복계산을 수행하였을 때 수렴성 또는 결과값의 차이는 보이지 않았다.

## III. 해석 결과

### 3.1 격자선정 및 공력계수

세 가지 격자에 대해 받음각  $k-\omega$  SST모델의 0, 8, 16, 24도 양력계수 결과를 Fig. 3에 나타내었다. 성긴 격자에 비해 중간 격자와 조밀한 격자 간의 차이가 아주 작았으며 항력, 모멘트 계수에도 같은 양상을 보여, 계산효율을 위해 중간 격자(셀 수 :  $7.8 \times 10^6$ 개)를 가지고 연구를 계속 진행하였다.

Figure 4는 중간 격자를 이용하여 두 난류모델에 대한 결과의 공력 계수들의 시간평균값을 심호준 등[7]의 풍동 실험값과 비교한 것이다.

양력 계수의 경우 선형 구간인 받음각 12도까지 풍동실험값과 전체적으로 잘 일치하는 가운데, 기울기가 감소하는 12도 이후에는  $\gamma-Re_\theta$ 모

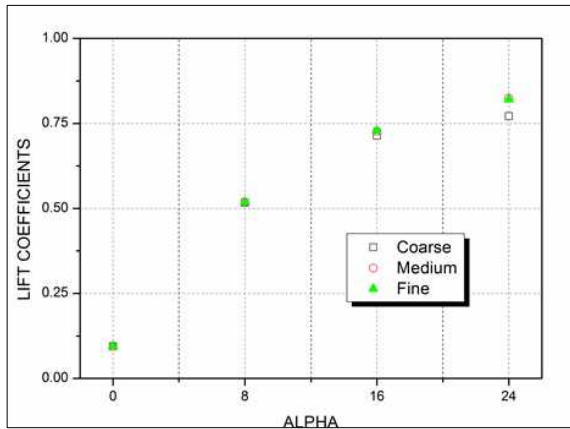


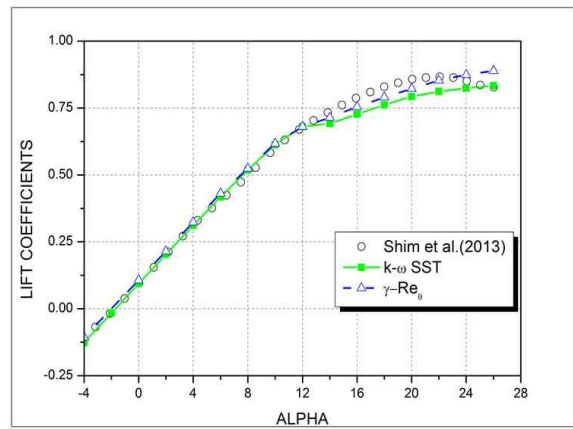
Fig. 3.  $C_L$  variations of coarse, medium and fine grids

델이 근소하게 더 가까운 결과를 보여주었다. 받음각 20도 이후에는 양력곡선 기울기가 더욱 감소하여 거의 평평한 모습을 보이는데 Vallespin은 앞전와류의 붕괴 위치가 받음각이 증가하면서 apex까지 상류쪽으로 이동함에 따라 흡입압력으로 인한 와류양력 감소를 원인으로 보았다[15]. 실험값과의 정량적인 차이는 sting mounting이 있는 풍동실험환경과는 다르게 CFD 형상에서는 이를 고려하지 않은 형상적 차이[16]이거나, 또는 박리 유동이 지배적인 고받음각에서의 RANS 모델 예측의 한계로도 볼 수 있다.

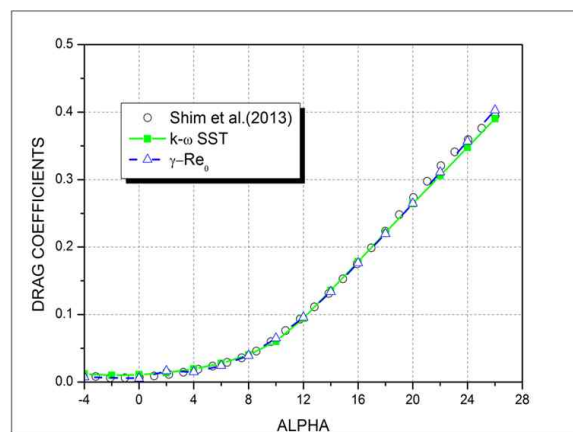
항력계수의 경우 받음각 4도 이하의 저받음각 영역에서는 실험값의 크기에 비해 얼마간의 차이를 보였다. 특히 오차가 가장 큰 받음각 0도에서 실험값은 0.00722로 측정된 반면,  $k-\omega$  SST 모델은 0.01083로 51%의 오차만큼 과도하게 예측하였으며  $\gamma-Re_\theta$  모델은 0.00579로 19%의 오차만큼 실험값 보다 작게 예측하였다. 이러한 특성은 완전난류와 천이모델을 사용한 상용코드 에어포일 해석에서 동일하게 나타난다[13]. 받음각이 커지면서 두 모델 모두 실험값과 잘 일치하는 경향을 나타냈으며, 전체 영역에서  $\gamma-Re_\theta$  모델이  $k-\omega$  SST 모델보다 실험값에 가까운 결과를 보여주어 항력예측능력이 더 우수함을 보여주었다.

양력과 항력은 대체로 CFD결과가 우수한 예측능력을 보여주었지만 UCAV의 비행 안정성과 조종성 평가를 위해선 모멘트, 특히 피칭모멘트의 정확한 예측이 더욱 요구된다.

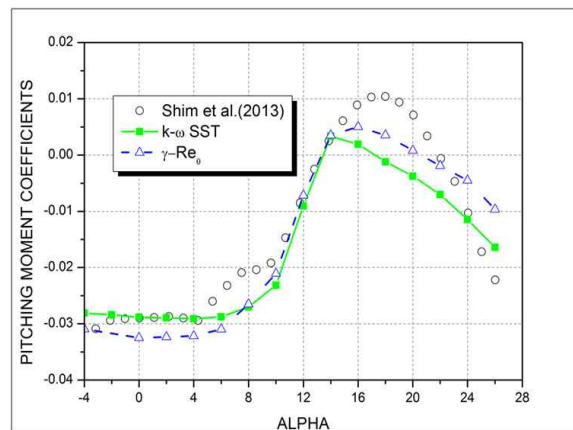
피칭모멘트는 Fig. 4. (c)에서 볼 수 있듯이 저받음각에서는 실험값에 비해 작게 예측되었지만, pitch break 후 기수올림 피칭모멘트의 증가와 peak 이후의 감소 등 전체적인 경향은 잘 일치하였다. 그럼에도 불구하고 받음각 6~10도 사이



(a) Lift Coefficient



(b) Drag Coefficient

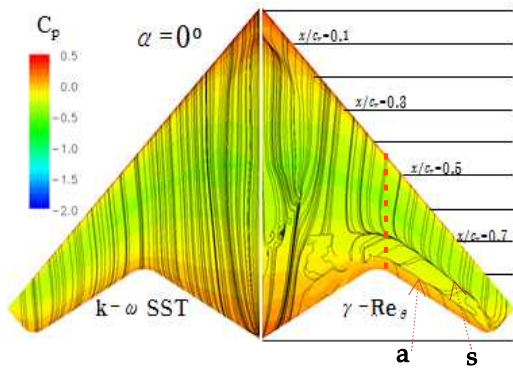


(c) Pitching Moment Coefficient

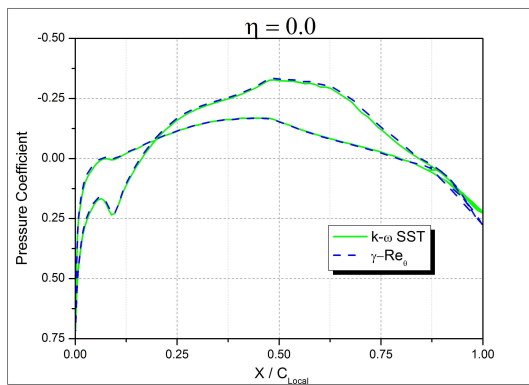
Fig. 4. Time averaged global aerodynamic coefficients against AoA,  $Re=1.25M$

에서 실험값에서 나타나는 기울기의 변화는 두 모델 결과 모두 예측하지 못하였다. 저 받음각에서는  $k-\omega$  SST 모델이 실험값과 매우 가깝게 예측한 반면에 pitch break가 일어난 후(받음각

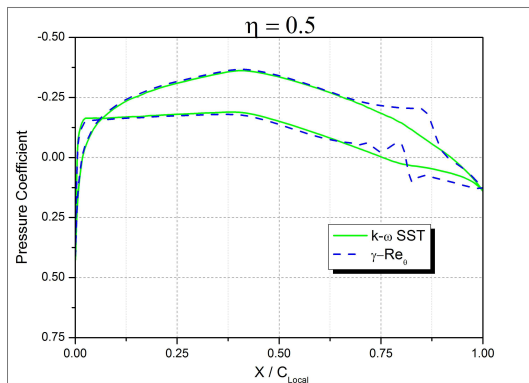




(a) Surface  $C_p$  contour and skin friction lines,  $\alpha = 0^\circ$  (s : separation, a : attachment)



(b) Sectional  $C_p$  with turbulence models at root,  $\alpha = 0^\circ$



(c) Sectional  $C_p$  with turbulence models at  $\eta = 0.5$ ,  $\alpha = 0^\circ$

Fig. 5. Pressure distribution and skin friction lines at AoA of 0 deg,  $Re=1.25M$

10~14도)부터는  $\gamma-Re_\theta$  모델이 비교적 잘 일치하였다. 받음각 14도 이후에는 두 결과 모두 피칭 모멘트의 peak가 실험값보다 2-4도 일찍 나타났고 그 크기도 작게 예측되는 등 고 받음각 영역

에서는 전체적으로 낮은 일치성을 나타냈으며 이는 양력 예측 경향과 일치한다. 따라서 받음각 14도 이후 영역에서의 피칭모멘트 불일치는 풍동 실험과의 형상적 차이가 주된 원인으로 판단된다.

### 3.2 압력분포와 표면흐름

Figure 5의 (a)~(c)는 받음각 0도에서의 순간 압력계수 분포와 skin friction line(Wall shear stress로 부터 계산된 streamlines)을 나타낸 것이다. Fig. 5의 (a)는 완전 난류로 가정한  $k-\omega$  SST 모델은 받음각 0도일 경우, UCAV 상단면 전역에서 부착된 유동을 보여준다. 반면에,  $\gamma-Re_\theta$  모델은 루트에서의 시위길이,  $C_{root}$ 을 기준으로 apex로부터 약 70% 지점( $x/C_{root} = 0.7$ )에 층류 박리거품과 재부착으로 층류-난류 천이현상을 잘 나타냄으로써 해당 레이놀즈수 영역의 실제 유동에 더 적합한 모습을 보여준다. 이것은 항력계수가 실험값과 더 가깝게 예측된 것으로 뒷받침할 수 있다. Fig. 5 (b), (c)는 기체 중심면과  $\eta = z/b = 0.5$ 에서 자유류 방향으로 압력계수 분포를 나타낸 것이며 뒷전 근처 재부착 영역을 제외하고는 두 모델 결과가 큰 차이를 보이지 않는다.

Figure 6에는 Pitch break 이후 두 모델의 피칭모멘트 값이 거의 동일한 받음각 14도에서의 압력분포와 skin friction line을 비교하여 나타내었다.  $\gamma-Re_\theta$  모델의  $x/C_{root} = 0.1$  지점에서 와류가 발달하기 시작하고 동체를 제외한 날개 상단면의 대부분에서 유동이 박리되었다는 것을 확인할 수 있다. 반면에  $k-\omega$  SST 모델의 경우 안쪽 날개와 동체 대부분이 부착된 유동을 보였으며 앞전의 흡입압력 또한 나타나는 영역의 넓이가 작았다. 상단면 유동 흐름의 차이에도 불구하고 피칭 모멘트 계수값이 두 모델이 거의 일치하는 이유는 1)흡입압력이 가장 크게 차이가 나는 곳

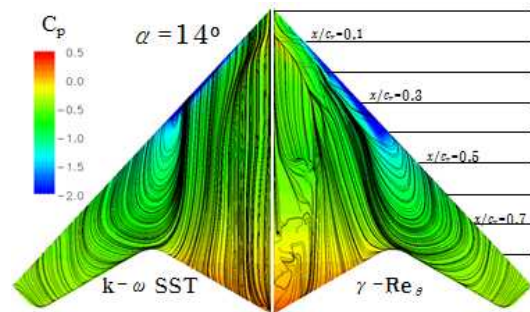


Fig. 6.  $C_p$  contour and skin friction lines at AoA of 14 deg,  $Re=1.25M$

이 MRP 근처이고, 2)익단에서의 압력분포 및 skin friction line이 두 결과 모두 거의 일치된 박리와 와류붕괴를 나타냄으로써 받음각 14도에서는 날개 바깥쪽과 익단에서의 와류구조가 전체 피칭모멘트에서 차지하는 영향이 크기 때문인 것으로 판단된다.

**3.3 와류 구조**

일부 받음각 영역에서는 실험 결과와 CFD 결과 사이에 약간의 정량적인 차이를 보이고 있으나 기존 연구 결과에서처럼[6], 정성적인 유동구조 또는 경향의 차이는 크지 않으므로 본 절에서는 와류 구조를 살펴보고자 한다. Fig. 7은 받음각 16도에서의  $\omega_x$  (Streamwise Vorticity)를 축방향의 각 섹션에 따라 나타낸 것이다. Fig. 4의 (c)를 보면, 받음각 16도는  $\gamma-Re_\theta$ 모델의 피칭모멘트는 peak이며,  $k-\omega$  SST 모델은 14도에서의 peak 이후 다시 기수내림 피칭모멘트의 시작점이다. 와류 구조를 보면  $\gamma-Re_\theta$ 모델의 경우, 앞전와류가 2개의 1차 와류로 분리되고 날개 안에서 apex로부터 또 하나의 와류가 발달한다.

새로운 apex 와류는 앞전와류와 부착지점을 공유하면서 부착선(Attachment Line)이 형성되고 있는 것을 볼 수 있으며 그 세기는 이전 받음각에 비해 현저히 감소하여 이미 와류붕괴가 진행중이라는 것을 알 수 있다.  $k-\omega$  SST모델 결과의 경우 전체적으로 와류의 세기가 더욱 감소하였으며, apex로부터 발달한 와류 또한 크기와 세

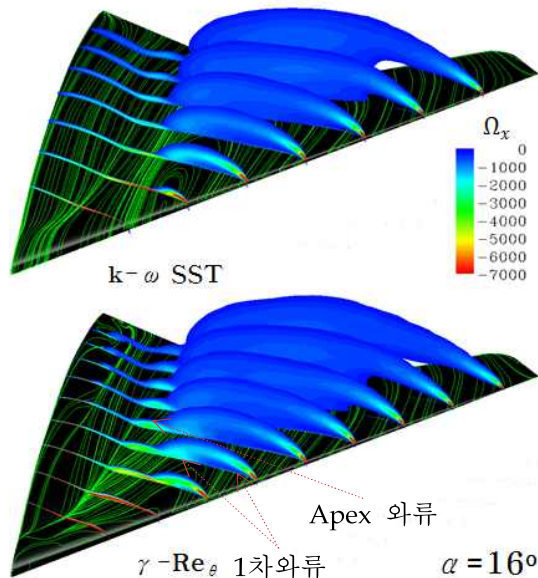


Fig. 7. Axial vorticity and skin friction lines at AoA of 16 deg.

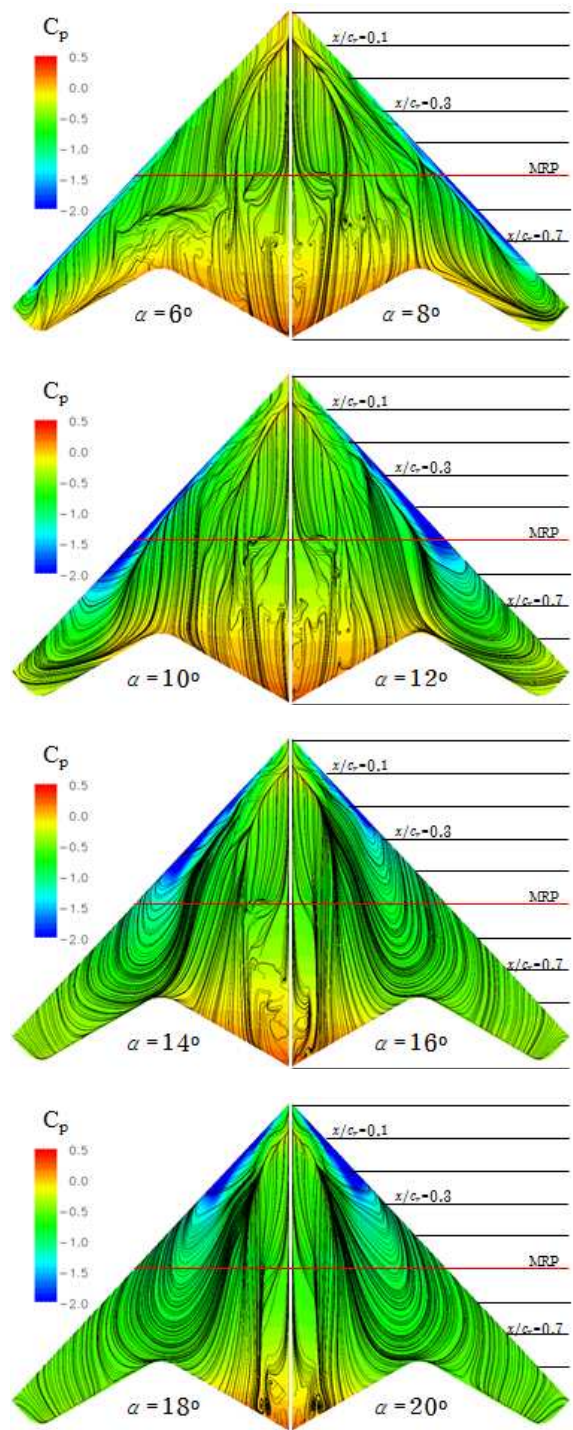


Fig. 8. Pressure distribution and skin friction lines for  $\gamma-Re_\theta$  model

기가 작아 관찰하기 어렵다. skin friction line 또한 두 모델의 결과 차이를 뚜렷하게 보여주는데 특히 apex 주변의 앞전에서 박리된 층류유동을 보여주는  $\gamma-Re_\theta$ 모델과 달리,  $k-\omega$  SST모델은 부착되어 유동이 흘러갔다. Apex 와류는 MRP의 상류쪽에 와류양력을 유도하여 추가적인 기수올

림 피칭모멘트를 발생시키는데 이 때문에 받음각 16도에서  $\gamma-Re_\theta$  모델의 피칭모멘트 계수가 더 큰 것으로 판단되며 와류의 구조를 살펴보기에는  $\gamma-Re_\theta$  모델이 더 적합하다고 할 수 있다.

Figure 8은 받음각 6도부터 20도까지 2도 간격으로  $\gamma-Re_\theta$  모델의 압력분포 및 skin friction line으로 와류구조의 발달과 그 위치를 보여주고 있다.

기수올림 피칭모멘트가 시작하는 받음각 6도의 경우  $x/C_{root}=0.8$  지점에서 익단 박리가 일어나며 흡입압력은  $x/C_{root}=0.4$  부터 형성된다. 이때, 날개안쪽의 앞전에서는 여전히 부착 유동을 보여준다. 받음각 8도에서는 익단에서의 박리가 날개 바깥쪽의 상당 면적을 차지하고 있으며 앞전 와류가 점차 상류쪽으로 이동하며 세기가 증가하는데 이는 흡입압력선도로부터 알 수 있다. 익단에서의 skin friction line을 통해 역류현상 (Reverse Flow)을 확인할 수 있다. 이 현상은 Fig. 9에서  $x/C_{root}=0.8$  지점의 축 방향 속도선도로부터 재차 확인할 수 있는데, 받음각 8도일 때 익단 근처에서 음의 속도 값을 보이고 있다. 익단에서 박리와 함께 생성된 와류는 받음각 8도에서부터 붕괴되기 시작하며 세기가 작아진다. 이 때문에 상류쪽으로 이동하는 앞전와류와 익단에서의 와류붕괴로 받음각 8도에서는 기수올림 피칭모멘트의 기울기가 더욱 증가한다는 것으로 판단할 수 있다. 이렇게 익단에서 와류붕괴가 시작하는 받음각을 임계받음각이라 한다[15].

받음각 8도 이후에는 흡입압력이 apex를 향해 이동함과 동시에 apex에서 층류박리와 함께 새로운 와류가 형성되기 시작하고 익단 박리구간은 점차 안쪽으로 확장하여 받음각 16도에서는

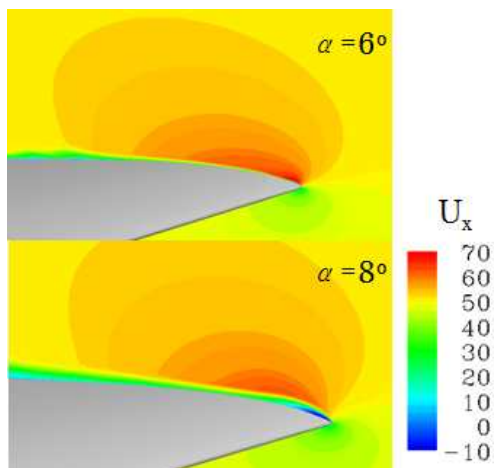


Fig. 9. Axial velocity at  $x/c=0.8$

UCAV 상단면 대부분이 박리영역에 잠기는 것을 볼 수 있다. 와류의 시작점이 MRP 상류에 위치하면서 꾸준한 기수올림 피칭모멘트가 Fig. 4 (c)에서와 같이 유지되었으며 받음각 18도에서는 apex의 층류박리 영역과 흡입압력 영역이 서로 만나면서 apex 와류와 앞전와류가 합쳐지기 시작한다.

Figure 10을 보면 받음각이 커짐에 따라 와류의 붕괴가 진행되면서 세기가 약해지고 안쪽 주와류가 점점 중심면으로 향하면서 받음각 18도에서는 apex 와류와 만나는 것을 확인할 수 있다. 하지만 Fig. 8에서 확인한 바와 같이 층류박리인 skin friction line이 apex로부터 발달했음에도 불구하고 apex 부근의 와류는 기대한 만큼 명확하게 드러나지 않았는데 이는 루트에서의 앞전이 곡률을 가지는 둥근 형상을 가졌기 때문으로 판단된다. 둥근 앞전은 와류 형성에 있어 전단층 박리를 지연하고 날개 두께에 의한 역압력 구배에 더 의존하기 때문에 와류 발달이 더 느리고 형상으로 인해 박리점이 고정되는 날카로운 앞전에 비해 수치적 예측이 어렵다[15].

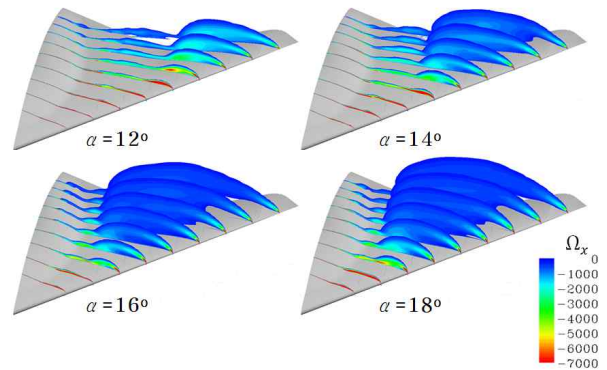


Fig. 10. Axial vorticity contours over 12 to 20 degrees,  $\gamma-Re_\theta$  model

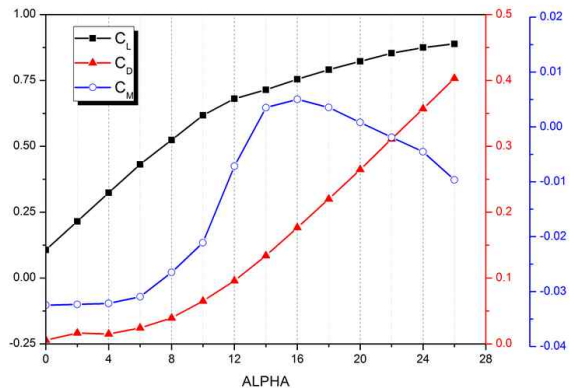


Fig. 11. Aerodynamic coefficients against AoA,  $\gamma-Re_\theta$  model,  $Re=1.25M$



이러한 와류구조의 형성, 발달, 붕괴 과정과 크기, 위치는 피칭모멘트의 변화를 지배하는 반면에 Fig. 11과 같이 양력과 항력의 변화에는 비교적 작은 영향을 끼쳤으며 이는 비세장형 날개의 특성에 기인한 것으로 보인다.

#### IV. 결 론

본 연구에서는 비세장형 날개, 둥근 앞전을 가지고 스팬이 1.0m로 축소된 BWB UCAV 형상의 레이놀즈수  $1.25 \times 10^6$  조건에 대해 완전난류, 천이 모델을 사용하여 전산해석을 수행하고 풍동실험[7]값과 비교하였으며 압력분포와 skin friction line, 축 방향 속도장을 이용하여 와류구조의 거동과 천이현상이 미치는 영향을 살펴보았다.

양력과 항력을 예측하는데 있어서 천이모델은 완전난류 모델보다 우수함을 보여 천이현상을 고려한 해석이 더 적합하였다.

피칭모멘트는 저 받음각에서 비교적 작게 예측하였지만 UCAV 형상에 의한 와류구조에 의해 피칭모멘트의 특성이 변하는 영역에서는 예측능력이 향상되었다.

UCAV 형상 위의 와류 구조는 받음각의 변화에 따라 익단 와류와 apex와류의 발달 및 붕괴, 이동, 분열, 결합으로 비선형적인 피칭모멘트 특성을 유발하는 반면에 양력과 항력에 미치는 영향은 작았다.

다양한 받음각에서의 UCAV형상의 공력 특성을 더욱 정확하게 예측하기 위해서는 실험환경에서의 sting mounting, 난류 특성, 천이점 등을 일치시키거나 날카로운 앞전으로 박리점을 고정시키는 방법으로 해결할 수 있을 것이다. 그리고 와류 거동의 변화가 심한 앞전 및 익단의 격자수를 증가시키는 방법 또한 필요하다.

본 연구의 결과를 바탕으로 추후에는 다양한 격자와 고차원의 난류모델을 이용하여 풍동실험의 압력센서, PIV 속도장 등 좀 더 많은 결과와 비교하고, 와류붕괴 criterion에 입각한 더욱 상세한 유동구조 분석연구를 수행할 계획이다.

#### 후 기

본 연구는 미래창조과학부 첨단 사이언스 교육 허브 개발사업(NFR-2011-002056) 지원으로 수행되었으며 이에 감사드립니다.

#### Reference

- 1) John D. Anderson, JR, "FUNDAMENTALS OF AERODYNAMICS", Fifth edition, Chapter 5, pp.464~475
- 2) Earnshaw P.B., Lawford J.A., "Low-speed wind-tunnel experiments on a series of sharp-edge delta wings", ARC Reports and Memoranda No. 3424, 1964
- 3) I. Gursul, R. Gordnier, M. Visbal, "Unsteady aerodynamics of nonslender delta wings", Progress in Aerospace Sciences, 41 (2005) 515-557, 2005
- 4) James M. Luckring, Okko J. Boelens, "A Unit-Problem Investigation of Blunt Leading-Edge Separation Motivated by AVT-161 SACCON Research", NASA Technical Report Server, 2011
- 5) Stephan C. McParlin, Robin J. Bruce, Anthony G. Hepworth, Andrew J. Rae, "Low speed wind tunnel on the 1303 UCAV concept", 24<sup>th</sup> AIAA Applied Aerodynamic Conference, AIAA 2006-2985, 2006
- 6) Andreas Schutte, Dietrich Hummel, Stephan M. Hitzel, "Numerical and experimental analyses of the vortical flow around the SACCON configuration", 28<sup>th</sup> AIAA Applied Aerodynamics Conference, AIAA 2010-4690, 2010
- 7) Ho-Joon Shim, Seung-O Park, Se-Yoon Oh, "An experimental study on aerodynamic coefficients of a tailless BWB UCAV", 2013 KSAS Spring Conference, pp.110~113, 2013
- 8) S.J. Lawson, G.N. Barakos, "Evaluation of DES for weapons bays in UCAVs", Aerospace Science and Technology, 14 (2010) 397-414, 2010
- 9) ANSYS FLUENT User's Guide
- 10) Frink, N.T, Tormalm M., Schmidt S., "Unstructured CFD Aerodynamic Analysis of a Generic UCAV Configuration", RTO/AVT-189 Specialists's Meeting, Paper No. 25, 2011
- 11) James J. Chung, Terence Ghee, "Numerical Investigation of UCAV 1303 Configuration with and without Simple Deployable Vortex Flaps", 24<sup>th</sup> Applied Aerodynamics Conference, AIAA 2006-2989, 2006
- 12) F. R. Menter, R. B. Langtry, S. R. Likki,



Y. B. Suzenn, P. G. Huang, S. Volker, "A Correlation-Based Transition Model Using Local Variables - Part I:Model Formulation", Journal of Turbomachinery, Vol. 128, pp. 413~417, 2006

13) Robin Blair Langtry, "A Correlation -Based Transition Model using Local Variables for Unstructured Parallelized CFD codes" Institut für Thermische Strömungsmaschinen und Maschinenlaboratorium, Universität Stuttgart, 2006

14) Robin Steed, Greg Stuckert, "ANSYS

CFD results for the AIAA High Lift Prediction Workshop", ANSYS, Inc., 2009

15) D. Vallespin, A. Da Ronch, K.J. Badcock, "Validation of Vortical Flow Prediction for a UCAV Wind Tunnel Model.", 28<sup>th</sup> AIAA Applied Aerodynamics Conference, AIAA 2010-4560, 2010

16) Kristian Petterson, "Low-Speed Aerodynamic and Flowfield Characteristics of a UCAV", 24th AIAA Applied Aerodynamics Conference, AIAA 2006-2986, 2006