

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 46(1), 1-9(2018)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2018.46.1.1

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

날개의 비틀림이 동체-날개 융합익형 무인전투기의 종안정성에 미치는 영향에 대한 연구

반석현*, 이지형*, 김상욱*, 조진수**

Effects of Wing Twist on Longitudinal Stability of BWB UCAV

Seokhyun Ban*, Jihyeong Lee*, Sangwook Kim* and Jinsoo Cho**

Graduate School of Hanyang University*

School of Mechanical Engineering, Hanyang University**

ABSTRACT

Lambda wing type Unmanned Combat Aerial Vehicle(UCAV) which adopts Blended Wing Body(BWB) has relatively less drag and more stealth performance than conventional aircraft. However, Pitching moment is rapidly increased at a specific angle of attack affected by leading edge vortex due to leading edge sweep angle. Wind tunnel testing and numerical analysis were carried out with UCAV 1303 configuration on condition of 50 m/s of flow velocity, $-4^{\circ}\sim 28^{\circ}$ of the range of angle-of-attack. The effect of wing twist for longitudinal stability at the various angles of attack was verified in this study. When negative twist is applied on the wing, Pitch-break was onset at higher angle of attack due to delayed flow separation on outboard of the wing. On the other hand, pitch-break was onset at lower angle of attack and lift-to-drag ratio was increased when positive twist is applied on the wing.

초 록

람다 날개 형태의 무인전투기는 동체-날개 융합익의 형태를 띠고 있어 일반적인 항공기에 비해 상대적으로 항력이 작고 레이더 반사 면적이 작아 우수한 스텔스 성능을 갖는다. 그러나 앞전 후퇴각에 의해 생성되는 앞전 와류의 영향으로 특정 받음각에서 피칭모멘트가 급격히 증가하는 현상이 나타난다. 본 연구에서는 무미익 람다 날개 형상을 기반으로 한 UCAV 1303 모델을 사용하여 풍동시험과 전산해석을 수행하였다. 실험 풍속은 50 m/s, 받음각 범위는 $-4^{\circ}\sim 28^{\circ}$ 으로 하였으며 전산해석 또한 실험 조건과 동일하게 연구를 수행하였다. 본 연구를 통해 UCAV의 날개 비틀림이 피칭모멘트의 안정성에 미치는 영향을 확인하였다. 그 결과 날개에 음의 비틀림 각을 적용하였을 때 날개 바깥쪽에서의 유동 박리가 지연되면서 Pitch-break가 발생하는 받음각이 증가하였고, 양의 비틀림 각을 적용하였을 때 Pitch-break가 발생하는 받음각이 감소하였지만 양항비가 증가하는 것을 확인하였다.

† Received : September 28, 2017 Revised : November 15, 2017 Accepted : November 22, 2017

** Corresponding author, E-mail : jscho@hanyang.ac.kr

Key Words : Computational Fluid Dynamics(전산유체역학), Lambda wing configuration(람다 날개 형상), Pitch-break(피칭모멘트 불안정성), UCAV(무인전투기), Wind tunnel testing(풍동시험), Wing twist(날개 비틀림)

I. 서 론

무인전투기(UCAV, Unmanned Combat Aerial Vehicle)는 무인항공기(UAV, Unmanned Aerial Vehicle)의 일종으로 감시 및 정찰 임무를 수행하던 무인항공기의 임무 수행 범위를 전투 임무까지 확장시킨 시스템이다[1].

동체-날개 융합익형(BWB, Blended Wing Body) 무미익 항공기는 무인전투기에 일반적으로 적용되는 형상으로 그 중 람다 날개 형상은 받음각이 증가할 경우 날개 안쪽에서 유동 박리(Flow Separation)가 발생하는 특성을 보인다. 이로 인해 날개 바깥쪽이 박리 영역 내에 포함되면서 피칭 모멘트가 급격히 상승하게 된다[2,3]. 이를 Pitch-up 또는 Pitch-break라고 한다[4].

람다 날개 형상이 앞전 후퇴각을 가질 때 앞전 와류(Leading edge vortex)가 생성되고 이것은 날개 윗면의 유동 구조를 복잡하게 만든다. 람다 날개 형상의 앞전 와류 구조(Leading edge vortex structure)에는 받음각(Angle of Attack), 날개 두께, 레이놀즈수(Reynolds number), 앞전 형상(Leading edge geometry) 및 후퇴각(Sweep angle) 등이 영향을 미친다[5].

McParlin 등[2]은 UCAV 1303 형상을 이용하여 받음각에 대한 날개 앞전 근처에서의 유동박리 특성과 앞전 곡률, 레이놀즈수 및 마하수의 영향에 대해 확인하기 위해 풍동시험을 수행하였다. 그 결과 앞전 곡률이 유동 박리에 가장 많은 영향을 미쳤고, 마하수가 가장 적은 영향을 미침을 확인하였다. Medford[6]는 앞전 형상 곡률 변화가 무미익 람다 날개 형상의 공력특성에 미치는 영향을 확인하기 위한 유동 가시화 및 Water Tunnel 실험을 수행하였다. 그 결과 뾰족한 앞전 형상을 둥글게 함으로써 팁 실속을 줄이고 Pitch-break 발생 또한 지연시킬 수 있음을 확인하였다. 심호준 등[7-9]은 풍동시험을 수행하여 UCAV 1303 형상의 공력특성을 연구하였다. 유동 속도를 변수로 하여 양력, 항력, 피칭 모멘트 특성과 Pitch-break 현상을 확인하였으며, 다양한 레이놀즈수와 옆미끄러짐각(Sideslip angle)의 변화를 통해 특정 레이놀즈수 미만의 경우 Pitch-break 발생 받음각이 감소함을 확인하였고, 옆미끄러짐각이 증가할수록 Pitch-break가 발

생하는 받음각이 증가하는 것을 확인하였다. 또한, 날개 앞전에 장착한 와류 발생기가 Pitch-break 발생에 미치는 영향을 확인하였으며 그 결과 날개 바깥쪽에서의 유동 박리를 감소시킴으로써 Pitch-break가 발생하는 받음각이 증가함을 확인하였다. 박상현 등[10]은 UCAV 1303의 익단 비틀림이 유동장과 공력특성에 미치는 영향을 전산해석을 통해 비틀림(Wash-out)이 있는 경우 Pitch-break 발생이 지연됨을 확인하였다.

ESDU[11], Crippa 등[12], Chu 등[13]은 Pitch-break 개선을 위한 방안으로 와류 발생기, 날개 펜스(Fence), 날개 비틀림 등을 제시하였고 앞전 곡률 변화, 와류 발생기 및 날개 비틀림 등을 통해 유동 박리를 제어하여 UCAV의 종안정성을 개선하는 연구가 수행되었다.

본 연구에서는 양의 비틀림각이 종안정성에 미치는 영향과 비행특성에 이점을 얻을 수 있는지 확인하였다. 풍동시험을 통해 음과 양의 비틀림각에 대한 영향을 비교 관찰하고, 전산해석을 수행하여 실험 결과를 검증함으로써 날개의 비틀림이 람다 날개 형상의 Pitch-break와 비행특성에 미치는 영향에 대한 연구를 수행하였다.

II. 연구 방법 및 조건

2.1 UCAV 형상

본 연구에서는 심호준 등[8]이 연구에 사용한 람다 날개 형상의 UCAV 1303 모델을 기반으로 자체적으로 구현한 형상을 사용하여 연구를 수행하였다. 본 형상은 꼬리 날개가 없고 동체와 날개가 일체형으로 이어지는 것(Blended Wing Body, BWB)이 특징이다. Fig. 1과 Table 1에 이에 대한 형상과 자세한 제원을 나타내었다.

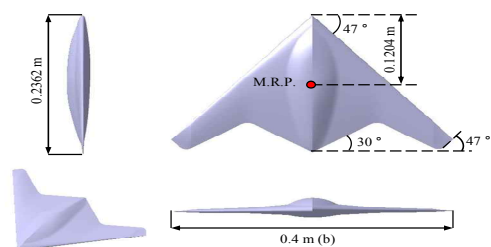


Fig. 1 UCAV Baseline Configuration

Table 1. Details of UCAV Baseline

Wing span (b)	400 mm
MAC (\bar{c})	140.88 mm
Moment Reference Point	120.44 mm
Reference Area (S)	0.0414 m ²
Leading edge sweep angle	47°
Trailing edge crank angle	30°
Twist angle	0°
Airfoil	NACA 64A210

Figure 2는 날개의 비틀림에 대한 정의를 나타낸 것이다. 날개 비틀림은 UCAV 형상의 대칭 평면(Symmetry plane)으로부터 스패ن 방향의 위치를 $y(0 \leq y \leq b/2)$ 라고 할 때, 스패의 절반(Semi-span, $b/2$)에 대한 y 의 비율을 $\eta = \frac{y}{b/2}$ 로 나타내었다. 본 연구를 통해 기본 형상(Baseline)과 비교하고자 하는 비틀림각은 +5°(Wash-in) 및 -5°(Wash-out)이며 $\eta = 0.512$ 부터 $\eta = 1.0$ 까지 선형적인 비틀림을 갖는다.

2.2. 풍동시험 장치 및 조건

본 실험은 Fig. 3과 같이 수축비 6.25의 개회로식(Open circuit type) 풍동인 한양대학교 중형 아음속 풍동에서 수행되었다. 시험부 제원은 폭 0.8 m, 높이 0.8 m, 길이 1.6 m이며 최저 유속은 5 m/s, 최고 유속은 60 m/s이다. 시험부 내 유동의 난류강도(Turbulence intensity)는 0.2%이다[14].

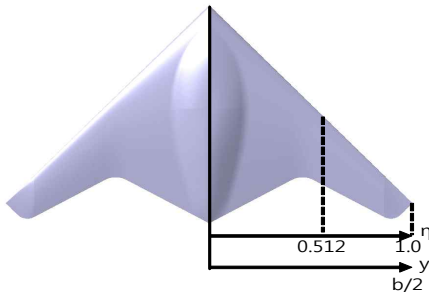


Fig. 2. Wing Twist Geometry

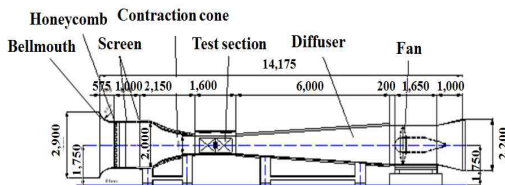


Fig. 3 Wind Tunnel Specification

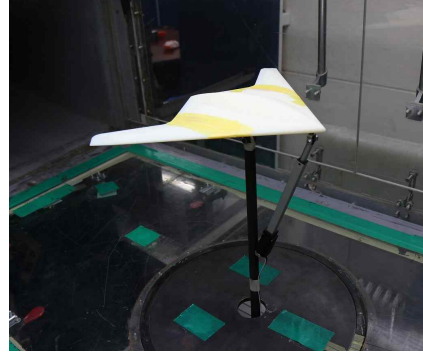


Fig. 4. Wind Tunnel Test Setup

실험 모형에 작용하는 힘과 모멘트를 측정하기 위해 6분력 외장형 저울(6 components external balance)과 1점지지 방식(Single strut)을 사용하였다.

실험 모형 지지대는 장착이 간단하고 간섭과 시험부 점유 면적에 의한 영향(Solid blockage)이 작다는 장점으로 단일 지지 방식(Single strut)을 적용하였다[15,16]. 실험을 위해 시험부에 설치된 장치와 모형은 Fig. 4에 나타내었으며, 실험 모형의 받음각 조절을 위해 단일 지지대에 선형 구동계(Linear actuator)를 설치하였다. 받음각 범위는 -4°에서 28°까지 1° 간격으로 변화시켰다. 각각의 비틀림 형상 및 받음각에 대한 공력계수를 측정하기 위해 모든 경우에 대하여 10 kHz의 표본 획득 비율(Sampling rate)로 5초 간 데이터를 획득하고 이들을 평균화하여 계수를 획득하였다.

실험 풍속은 풍동의 시험부 크기와 풍속 범위를 고려하여 50 m/s로 결정하였다. 이때의 레이놀즈 수는 $Re = 5.0 \times 10^5$ 으로 심호준 등[8]이 수행한 실험의 유동조건과 같다.

풍동시험을 수행하여 얻은 데이터에는 실제 항공기의 비행 상태에는 존재하지 않는 모형 지지대 등에 의한 영향이 포함되어 있다. 또한, 실험 모형이 점유하고 있는 공간도 결과에 영향을 미칠 수 있다[15,16]. 따라서 지지대 영향에 대한 보정을 수행하였고, 본 연구에서의 최대 받음각인 28°에서 실험 모형과 지지대의 전면 사영 면적이 각각 0.02034 m², 0.00684 m²로 이들의 합 0.02718 m²는 Barlow 등[16]이 제시한 최대 가용 모형 면적 기준인 시험부 단면적의 7.5% (0.048 m²)보다 작음을 확인하였다.

2.3. 전산해석 기법

2.3.1 전산해석 및 난류모델

본 연구에서는 전산해석을 수행하기 위해 ANSYS社의 상용 CFD 도구인 CFX Ver. 17.2

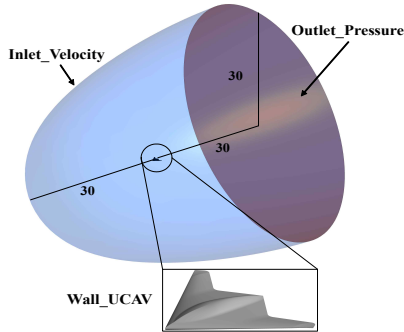


Fig. 5. Computational Domain

를 사용하였다. ANSYS CFX을 이용하여 유한체 적기법(Finite Volume Method)을 기반으로 한 Reynolds Averaged Navier-Stokes(RANS) 방정식을 계산하였다. RMS(Root Mean Square) 기준으로 모든 종속변수에 대하여 1×10^{-6} 이하를 만족하도록 수렴시켰다.

UCAV의 정상상태 유동해석을 위해 역압력 구배 예측에 유리하고, $\gamma-Re_{\theta}$ 모델에 비해 Pitch-break가 발생하는 저 받음각 구간에서 정확한 예측 결과를 보이는[17] $k-\omega$ SST(Shear Stress Transport) 모델을 이용하였다. 본 모델은 유동장 특성에 따라 $k-\epsilon$ 모델과 $k-\omega$ 모델을 결합하여 개발된 모델로써, 벽면 근처에서는 $k-\omega$ 모델을 사용하여 역압력 구배 유동을 예측하고, 경계층 외부에서는 $k-\epsilon$ 모델을 사용한다[18].

2.3.2 전산해석 영역 및 경계조건

전산해석 영역은 완전발달유동을 구현하기 위해 UCAV 형상을 중심으로 전·후 및 상·하 방향이 모두 평균공력시위(MAC)의 30배로 Olsson [19]이 제시한 기준보다 크게 설정하였고 Fig. 5

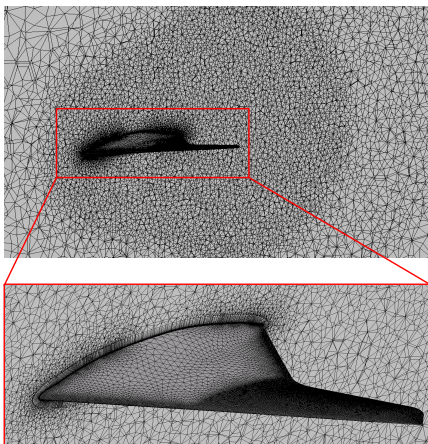


Fig. 6. Grids of UCAV Configuration

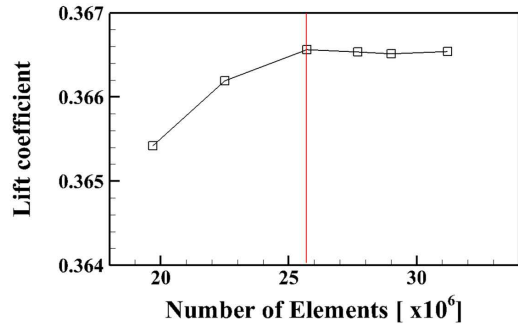


Fig. 7. Grid Dependency Test

와 같이 나타내었다.

Figure 6에 UCAV 형상에 대한 격자를 나타내었다. UCAV 형상 주변에 발생하는 와류를 자세히 관찰하기 위해 형상 주위 격자를 조밀하게 구성하였으며, 날개의 앞전에서부터 발생하는 유동 박리의 영향을 정확히 확인하고자 날개에 조밀한 격자를 적용하였다.

격자는 Tetra와 Prism으로 구성하였으며, 형상 벽면의 격자의 크기를 $y+1$ 이하로 맞추어 $k-\omega$ SST 난류 모델에 적합한 경계층으로 해석하였다.

전산해석 조건으로 Inlet은 속도조건을, Outlet은 정압조건을 적용하였으며, 속도는 50 m/s, 압력은 대기압으로 설정하였다. 난류강도를 0.2%, 레이놀즈수를 $Re = 5.0 \times 10^5$ 로 맞추어 실험 조건과 동일하게 설정하였다.

2.3.3 격자 의존성 검사

Figure 7은 전산해석 수행 시 계산 정확도 확인 및 시간 절감을 위해 격자 의존성을 검사한 것을 나타낸 것으로 기본 형상에 대한 받음각 5° 에서의 양력 계수 값을 나타낸 것이다.

격자수는 가장 성긴 1,970만개부터 가장 조밀한 3,120만개로 전산해석을 수행하였으며, 격자수 2,570만개부터 양력 계수의 차이가 약 0.01% 미만으로 격자수가 증가하여도 결과 값이 차이가 미미한 것을 확인할 수 있었다. 따라서 본 연구에서는 전산해석 시간 절감이 가능하며 비교적 정확한 결과를 보이는 2,570만개의 격자를 이용하여 전산해석을 수행하였다.

III. 결 과

3.1. 실험 및 해석 결과 검증

본 연구에서 수행한 풍동시험과 전산해석 결과를 검증하기 위해 Reference[8]와 비교하여 Fig. 8과 같

이 나타내었다. 항력계수의 경우 최소 항력계수를 비교했을 때 실험은 -1° 에서 129 counts (0.0129), 해석은 -1° 에서 120 counts (0.0120), Reference는 -1° 에서 89 counts (0.0089)의 결과를 보였다. 최소 항력 계수에서 차이가 발생하는 것은 실험 모형의 표면 조도와 전산해석 난류모델 등으로 인해 발생하는 것으로 판단되며, 받음각 23° 에서부터 차이가 증가하는 것은 받음각이 커짐에 따라 실험 중 진동 등이 발생하였기 때문으로 판단된다. 양력계수의 경우 최대 양력계수를 비교했을 때 실험은 23° 에서 0.8418, 해석은 24° 에서 0.8662, Reference는 22.6°

에서 0.8341의 결과를 보였다. 받음각 9° 까지는 실험 및 해석 결과 모두 Reference와 일치하였고 9° 이후 구간에서는 전산해석 결과가 더 큰 경향을 보였다. 24° 이후 구간에서 변화가 없는 원인에 대해 Vallespin[20]은 받음각이 증가함에 따라 앞전 와류 구조의 변화 위치가 Apex까지 이동함에 따라 흡입 압력으로 인한 와류양력 감소임을 밝혔다.

피칭모멘트의 경우 역시 실험 및 해석 결과가 대체로 일치하는 경향을 보이고 있으나, 받음각 $-4^\circ \sim 5^\circ$ 구간에서는 Reference[8]에 비해 선형적인 결과를 보였으며 받음각 $14^\circ \sim 21^\circ$ 의 구간에서는 실험에 비해 낮게 예측하였다. 하지만 조영희 등[17]이 수행한 연구에서의 검증에 비해 우수한 결과를 보이는 것을 확인하였으며, 이와 같이 풍동 시험 및 전산해석 결과에 대한 검증을 완료하였다.

3.2. 비틀림각에 따른 공력특성

Figure 9에 기본 형상(Baseline)과 날개에 $\pm 5^\circ$ 의 비틀림을 적용한 형상(Wash-in, Wash-out)에 대한 풍동시험 결과를 나타내었다.

항력 계수의 경우 -5° 의 비틀림이 적용된 형상(Wash-out)은 국부적인 받음각 감소 효과로 인하여 받음각 증가 시 기본 형상에 비해 감소하는 경향을 보였으며, $+5^\circ$ 의 비틀림이 적용된 형상(Wash-in)은 국부적인 받음각 증가 효과로 기본 형상에 비해 증가하는 경향을 보였다. 양력 계수는 항력 계수와 마찬가지로 Wash-out 형상에서 기본 형상에 비해 감소하는 경향을 보였으며, Wash-in 형상의 경우 증가하는 경향을 보였다.

Figure 9의 결과와 같이 항력과 양력 계수에서는 비틀림의 영향이 미비하지만 피칭모멘트 계수에서는 비틀림의 영향이 큰 것을 확인하였다. 기본 형상의 경우 받음각 5° 에서 피칭모멘트가 급격하게 증가하여 17° 에서 최댓값을 나타내었고, Wash-out 형상의 경우 기본 형상과 비슷한 경향을 보였다. 하지만 받음각 0° 일 때 가장 작은 절댓값을 가지며 기본 형상에 비해 받음각 7° 에서 피칭모멘트가 급격하게 증가하는 것을 확인하였다. Wash-in 형상의 경우 역시 기본 형상과 비슷한 경향을 보였으나, Wash-out 형상과 반대로 받음각 0° 일 때 큰 절댓값을 나타내었으며 기본 형상에 비해 작은 받음각 4° 에서 피칭모멘트가 급격하게 증가하는 것을 확인하였다.

Figure 9에 비틀림각 별 받음각에 대한 양항비를 나타내었다. 앞서 밝힌 항력 계수 및 양력 계수와 같이 국부적인 받음각 효과에 의해 각각 차이를 보인다. 최대 양항비의 경우 Wash-in 형상은 2° 에서 13.33, 기본 형상은 3° 에서 11.81, Wash-out 형상은 5° 에서 11.81임을 확인하였으며

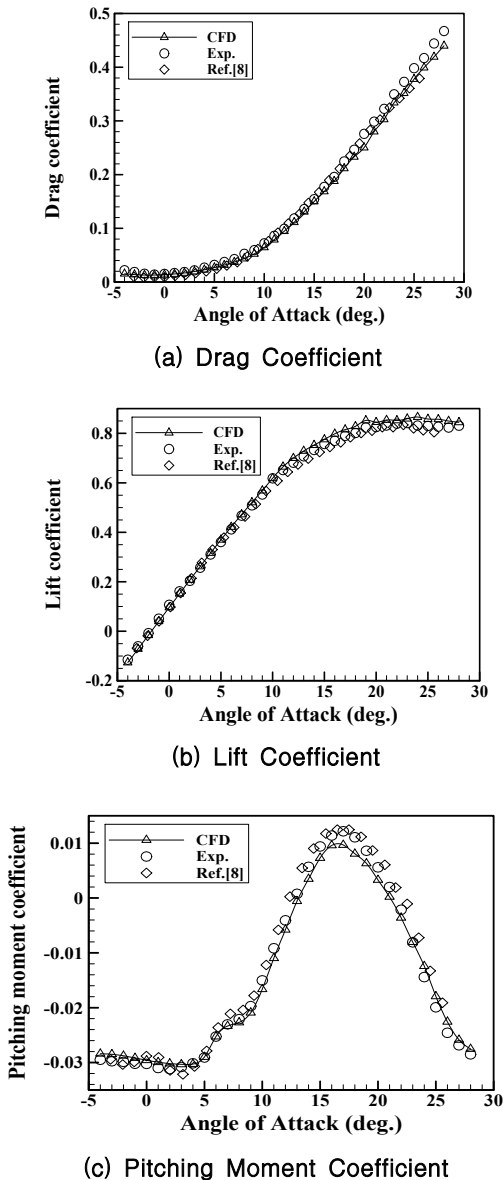


Fig. 8. Validation for Experiment & CFD Results

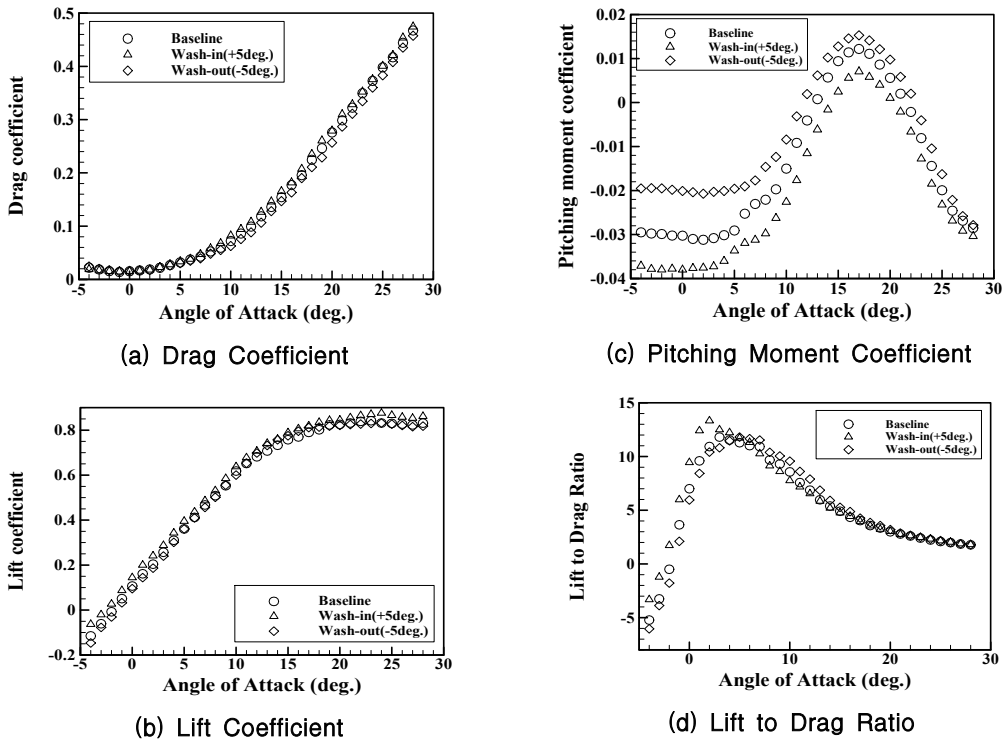


Fig. 9. Experimental Result Comparison for Wing Twist

받음각 0° 에서의 양항비의 경우 각각 Wash-in은 9.44, 기본 형상은 7.00, Wash-out은 5.95와 같았다. 받음각 $-4^\circ \sim 2^\circ$ 구간에서는 받음각 증가에 따른 양력 계수 증가분이 항력 계수 증가보다 크기 때문에 Wash-in 형상에서 기본 형상과 Wash-out 형상에 비해 큰 양항비를 확인하였다.

하지만 각 형상별로 Pitch-break가 발생하는 시점부터 양항비가 감소하기 시작하여 받음각 16° 이후 구간에서는 모든 형상의 양항비가 일치하는 경향을 보였다.

3.3. 압력분포 및 표면흐름

Figure 10, 11에서는 전산해석 결과를 압력분포와 표면흐름으로 나타내었다. UCAV의 익근 시위(C_r) 길이에 대한 시위 방향 길이를 x/C_r 와 같이 상대적으로 나타내었다. Fig. 10은 받음각 5° 인 경우 Wash-out과 Wash-in 형상을 기본 형상에 대하여 비교한 결과이다. 기본 형상이 $x/C_r = 0.6$ 에서 유동 박리가 발생하는데 비해 Wash-out 형상은 $x/C_r = 0.8$ 에서, Wash-in은 $x/C_r = 0.52$ 에서 박리 현상이 발생한다. 또한, 날개 위를 흐르는 대부분의 유동이 익단 쪽에서 합쳐져 빠져나가는 것을 알 수 있었다.

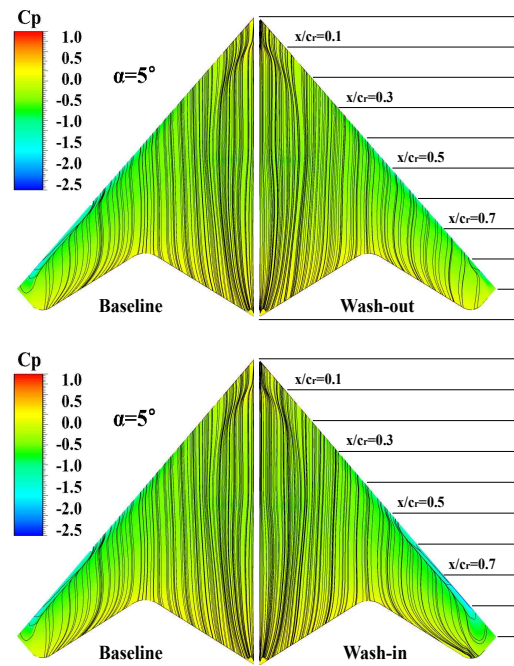


Fig. 10. Pressure Distribution and Surface Streamlines at $\alpha = 5^\circ$

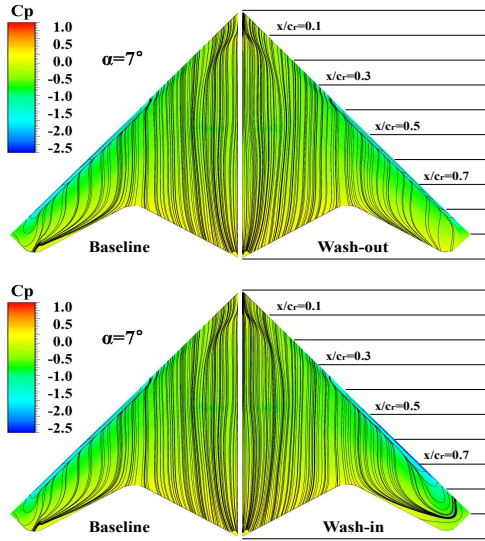


Fig. 11. Pressure Distribution and Surface Streamlines at $\alpha=7^\circ$

Figure 11은 받음각 7° 인 경우 각 비틀림 형상을 기본 형상에 대해 비교한 결과이다. 받음각 5° 일 때와는 달리 모든 형상에서 Pitch-break가 발생하였고 $x/C_r = 0.35$ 에서 박리 현상이 일어났다. 하지만 기본 형상과 Wash-out 형상과는 달리 Wash-in 형상에서 역류가 일어나는 것을 표면흐름을 통해 확인할 수 있었다. 이와 같은 표면흐름 특성을 보이는 것은 받음각이 증가할수록 날개 앞전의 와류 붕괴에 의해 압력이 감소하게 되고, 박리의 발생을 유발하기 때문으로 판단된다.

3.4. 속도분포

Figure 12, 13에 날개의 $\eta = 0.875$ 지점에서의 단면 주위 유동을 나타내었다. Fig. 12에는 받음각 5° 인 경우를 나타내었으며 박리가 발생하는 정도는 Wash-out 형상, 기본 형상, Wash-in 형상 순으로 작게 나타났다. Fig. 13에는 받음각 7° 인 경우를 나타내었으며 5° 인 경우보다 박리의 발생 정도가 뚜렷이 나타났다. 이는 Fig. 10, 11의 압력계수 경향을 통해 설명할 수 있는데, Wash-in 형상의 경우 날개 앞전에서의 압력이 기본 형상과 Wash-out 형상에 비해 낮아 박리 현상이 크게 발생하게 되고 박리 영역에 포함된 날개 영역의 압력이 증가하게 된다.

여기서 박리 영역에 포함된 날개 부분은 모멘트 중심점(MRP)보다 뒤에 위치하고 있으며 박리에 의해 증가한 압력이 기수올림을 발생시키는 원인이 된다. 동일한 받음각에서 박리가 발생하

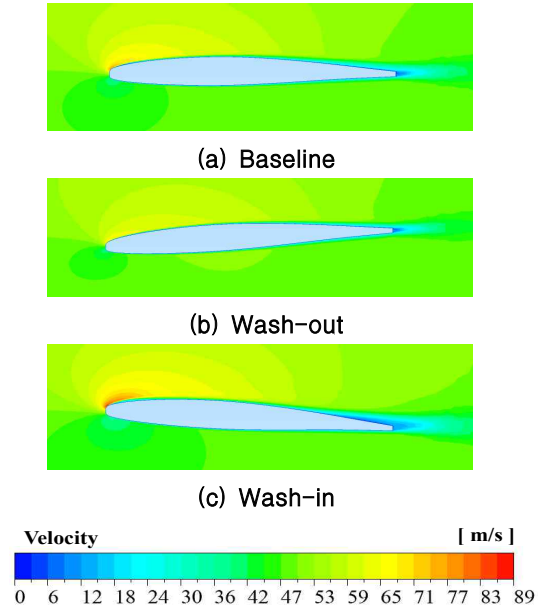


Fig. 12. Velocity Contour at $\alpha=5^\circ$

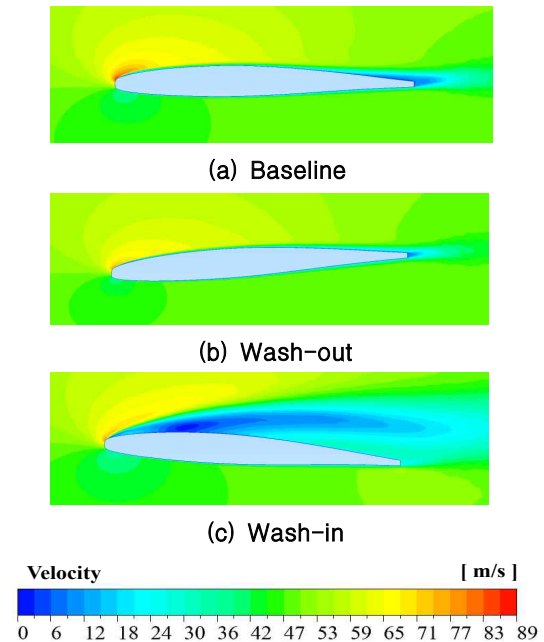


Fig. 13. Velocity Contour at $\alpha=7^\circ$

는 정도가 다르고 그에 따라 기수올림을 발생시키는 정도 또한 다르다. 따라서 박리가 가장 작게 발생하는 Wash-out 형상이 기수올림 특성이 큰 받음각에서 나타나게 되고, Wash-in 형상이 작은 받음각에서 나타나게 된다. 이를 통해 Fig. 9의 실험 결과와 같이 각 형상에 대한 Pitch-break 발생하는

받음각이 Wash-in 형상의 경우 4°로 가장 작고, 기본 형상이 5°, Wash-out 형상이 7°가 됨을 확인할 수 있었다.

IV. 결 론

종방향 정적 불안정성을 갖는 람다 날개 형상의 융합익형 무미익 항공기에 대한 풍동시험과 전산해석을 수행하여 날개의 비틀림이 공기역학적 특성에 미치는 영향을 확인하였다.

기본 형상의 경우 특정 받음각에서 피칭모멘트가 급격하게 증가하는 Pitch-break이 발생함을 확인하였다. 날개에 양의 비틀림각을 적용한 형상(Wash-in)의 경우 기본 형상에 비해 Pitch-break가 발생하는 받음각이 작은 것을 확인할 수 있었다. 이는 불안정한 특성이 기본 형상보다 일찍 발생함을 의미한다. 반면, 날개에 음의 비틀림각을 적용한 형상(Wash-out)의 경우 기본 형상에 비해 Pitch-break가 발생하는 받음각이 큰 것을 확인하였다. 이는 불안정한 특성이 기본 형상에 비해 늦게 발생함을 의미한다. 또한, 날개 비틀림에 의한 국부적인 받음각 차이에 따른 양항비 특성을 확인하였다. 최대 양항비와 받음각 0°에서의 양항비 모두 Wash-in 형상에서 가장 큰 것을 확인하였다. 하지만 모든 비틀림 형상에서 받음각이 증가할수록 날개에서 일어나는 와류 특성 변화에 의해 Pitch-break가 발생하면서 양항비 또한 감소하는 경향을 보였다.

본 연구를 통해 람다 날개 형상 항공기의 날개에 음의 비틀림을 적용하였을 때 불안정한 종방향 정안정성의 개선 가능성을 확인하였고, 양의 비틀림의 경우 종안정성에 도움이 되지 못했으나 양항비 증가를 통한 비행성능 개선 가능성을 확인하였다. 이를 통해 요구성능에 따라 적절한 방식을 선택하여 람다 날개 형상의 무인전투기 설계에 반영할 수 있을 것으로 예상되며 본 연구결과를 바탕으로 향후 추가적인 연구를 수행하고자 한다.

References

- 1) Kim, S. B., Seo, B. S. and Park, S. H., "Future of Operation Concept of the Unmanned Combat Aerial Vehicle Looking Through X-47B," *KIDA Korea Defense Issue & Analysis*, Vol. 14, No.50, 2014
- 2) McParlin, S. C., Bruce, R. J., Hepworth, A. G. and Rae, A. J., "Low Speed Wind Tunnel Tests on the 1303 UCAV Concept," *24th AIAA Applied Aerodynamics Conference*, 2006, AIAA 2006-2985
- 3) Petterson, K., "Low-Speed Aerodynamic and Flowfield Characteristics of a UCAV," *24th AIAA Applied Aerodynamics Conference*, 2006, AIAA 2006-2986
- 4) Roskam, J., "*Airplane Flight Dynamics and Automatic Flight Controls*," DARcorporation, Kansas, 1998, pp. 212
- 5) Yaniktepe, B., "Origin and Control of Vortex Breakdown of Unmanned Combat Air Vehicles," Ph.D. Thesis, University of Cukurova, 2006
- 6) Medford, C. M., "The Aerodynamics of a Maneuvering UCAV 1303 Aircraft Model and its Control through Leading Edge Curvature Change," Master's Thesis, Naval Postgraduate School, 2012
- 7) Shim, H. J., Park, S. O. and Oh, S. Y., "An Experimental Study on Aerodynamic Coefficients of a Tailless BWB UCAV," *Proceeding of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Spring Conference*, April 2013, pp. 110~113
- 8) Shim, H. J., Park, S. O. and Oh, S. Y., "An Experiment Study on Sideslip Angle Effect of Lambda Wing Configuration," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 43, No. 3, 2015, pp.224~231
- 9) Shim, H. J. and Park, S. O., "Passive Control of Pitch-break of a BWB UCAV Model Using Vortex Generator," *Journal of Mechanical Science and Technology*, Vol. 29, No. 3, 2015, pp.1103~1109
- 10) Park, S. H., Chang, K. S., Shim, H. J., Sheen, D. J. and Park, S. H., "Computational Fluid Dynamics of the Low-Speed Longitudinal Aerodynamic Characteristics for BWB type UCAV Configuration," *Journal of Computational Fluids Engineering*, Vol. 21, No. 3, 2016, pp. 48~54
- 11) ESDU, "Effect of Planform Geometry on Low Speed Pitch-break Characteristics of Swept Wings," *ESDU International*, No.01005, 2001
- 12) Crippa, S. and Rizzi, A., "Numerical Investigation of Reynolds Number Effects on a Blunt Leading -Edge Delta Wing," *24th AIAA Applied Aerodynamics Conference*, 2006, AIAA 2006-3001

- 13) Chu, J. and Lucking, J., "Experimental Surface Pressure Data Obtained on 65° Delta Wing Across Reynolds Number and Mach Number Ranges," NASA TM 4545.0., 1996
- 14) Ko, K. C., Jung, H. S., Kim, D. H. and Cho, J. S., "Study on the Aerodynamic Characteristics of Hanyang Low Speed Wind Tunnel," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 31, No. 4, 2003, pp. 92~98
- 15) Sohn, M. H., Lee, J., Chang, J. W., Kang, C. and Kim, W., "*Experiments for Aeronautical Engineering*," 3ed, Republic of Korea Air Force Academy, 1994
- 16) Barlow, J. B., Rae, W. H. and Pope, A., "*Low-Speed Wind Tunnel Testing*," 3ed, Wiley & Sons, NY, 1999
- 17) Jo, Y. H., Chang, K. S., Sheen, D. J. and Park, S. H., "CFD Analysis of Aerodynamic Characteristics of BWB UCAV Configuration with Transition Effect," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 42, No. 7, 2014, pp. 535~543
- 18) Menter, F. R., "Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications," *AIAA Journal*, Vol. 32, No. 8, 1994
- 19) Olsson, A., "*Conceptual Design of Experimental Aircraft*," 2006
- 20) Vallespin, D., Da Ronch, A. and Badcock, K. J., "Validation of Vortical Flow Prediction for a UCAV Wind Tunnel Model," *28th AIAA Applied Aerodynamics Conference*, 2010, AIAA 2010-4560