

전익기 형상의 앞전후퇴각 변화에 따른 공력해석

이재문,^{*1} 장조원²

AERODYNAMIC ANALYSIS ON LEADING-EDGE SWEEPBACK ANGLES OF FLYING-WING CONFIGURATIONS

J.M. Lee^{*1} and J.W. Chang²

A computational study was carried out in order to investigate aerodynamic characteristics on leading edge sweepback angles of Flying-Wing configurations. The viscous-compressible Navire-Stokes equation and Spalart-Allmaras turbulence model of the commercial CFD code were adopted for this computation analysis. This investigation examined aerodynamic characteristics of three different types of leading edge sweepback angles: 30°, 35° and 40°. The freestream Mach number was $M=0.80$ and the angle of attack ranged from $\alpha=0^\circ$ to $\alpha=20^\circ$. The results show that the increases in sweepback angle of the Flying-Wing configuration creates more efficient aerodynamic performance.

Key Words : 전익기(Flying-Wing), 공력특성(Aerodynamic Characteristics), 앞전후퇴각(Leading-Edge Sweep Angle), 전산유체역학(CFD), 항력발산 마하수(Drag Divergence Mach Number)

1. 서론

라이트 형제(Wright brothers)가 인류 최초의 동력비행을 성공한 이래로 항공분야는 꾸준히 발전하여 왔으며, 새로운 기술들이 개발·발전되어 기존의 항공기와는 다른 혁신적인 형태를 지닌 항공기들이 등장하게 되었다. 이러한 혁신적인 형태의 대표적인 예가 전익기(全翼機, Flying-Wing) 형상의 항공기이다. Nickel과 Wohlfahrt[1]에 의하면 전익기는 동체(body), 날개(wing), 꼬리날개(tail) 등으로 구성된 일반적인 항공기와는 다르게 동체 또는 꼬리날개가 없는 특별한 형태의 항공기로 정의된다. 이러한 전익기는 전체적인 형상이 동체가 없이 날개 형태로만 되어있기 때문에 여러 가지 특징을 갖는다. 먼저 전익기는 동체가 없으므로 형상에 의한 전체적인 항력이 감소하고, 이로 인하여 항속거리(range) 및 항속시간(endurance)을 증가시킬 수 있다. 또한 전익기는 하중을 가장 많이 받는

항공기 동체와 날개 뿌리 부분이 실질적으로 제거됨으로 이에 따른 구조적 문제도 해결된다. 이외에도 전익기는 기체 무게에 비하여 날개 면적이 커서 아주 느린 속도로 비행이 가능하므로 이·착륙 상태에서 유리한 이점을 가지게 되며, 꼬리날개와 엔진 팬 등 레이더에 포착되기 쉬운 부분이 상대적으로 적으므로 RCS(Radar Cross Section, 레이더 반사 면적)가 감소하게 되어 스텔스(stealth) 효과를 얻을 수 있다.

앞서 설명한 전익기의 장점들이 반영되어 1987년 미국 Northrop社は B-2 폭격기를 개발[2]하였고, 이후 전익기 형상에 대해 본격적으로 실용화 단계에 진입하게 되었다. 최근엔 미국 NASA와 Boeing社, Stanford 대학 등이 공동개발 중인 BWB(Blended-Wing Body)[3]가 전익기 형상의 항력감소에 따른 항속거리 및 항속시간이 향상된다는 특징을 이용해 개발되고 있다. 또한, RCS를 줄여 스텔스 효과를 얻을 수 있는 전익기 형상의 특징을 바탕으로 X-45[4] 및 X-47[5] 등의 UCAV(Unmanned Combat Air Vehicle)가 미국을 비롯한 유럽 등 여러 국가에서 개발이 되고 있다.

최근 전익기에 관한 연구 동향을 살펴보면 주로 각각의 형상에 따른 공력특성의 변화나 구조적인 문제를 다루고 있다. Mialon 등[6]은 CFD(Computational Fluid Dynamics, 전산유체역

접수일: 2006년 8월 17일, 심사완료일: 2006년 12월 8일.

1 정회원, 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학과

2 정회원, 한국항공대학교 항공운항학과

* Corresponding author, E-mail: jwchang@hau.ac.kr

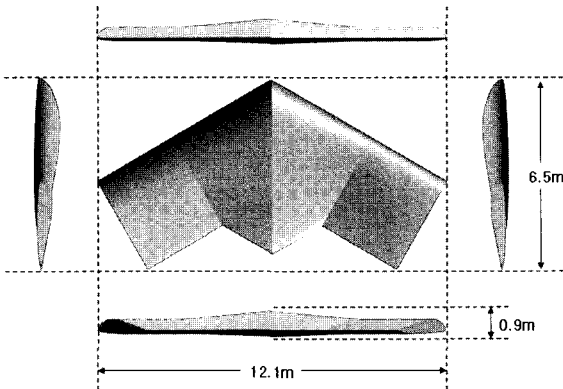


Fig. 1 전익기 형상 ($\lambda=30^\circ$)

학)를 이용해서 BWB에 적용시킬 두 가지 플랫폼(platform)에 관한 공력특성을 비교하였고, Huang 등[7]은 각기 다른 후퇴각을 가진 다이아몬드(diamond)형 또는 삼각날개 형태(delta) 등의 다양한 형상에 대해 전산 및 실험연구를 수행하여 공력특성을 비교·제시하였다. Zhang 등[8]은 Boeing社의 UCAV 1303 모델에 관한 아음속 상태에서의 압력분포에 관한 CFD 연구를 수행하였고, Nangia와 Palmer[9]는 X-45A, X-45C, X-47B 등 세 가지 플랫폼에 관한 공력특성과 안정성에 관하여 조사하였다.

본 연구에서는 이러한 연구 동향에 맞추어 전익기 형상을 갖는 항공기의 기초적인 자료를 획득하기 위하여 전익기 형상의 앞전후퇴각(leading-edge sweepback angle, λ)의 변화에 따른 공력특성(aerodynamic characteristics)을 전산연구를 통하여 조사하였다.

2. 해석 기법

2.1. 전익기 형상

본 연구에서 사용된 전익기 형상은 고아음속 혹은 천음속 영역에서 순항하는 전익기의 개발의 기초자료 획득을 목표로 설계된 것으로, Fig. 1은 이러한 목표에 맞추어 설계된 앞전후퇴각이 30° 인 경우 전익기 형상의 정면도, 측면도, 평면도를 보여준다.

전익기의 기본적인 형상은 Boeing社의 UCAV 1303 모델 [10] 등에서 사용된 λ (Lambda)형태의 플랫폼으로 채택되었으며, 에어포일 기본형상은 일반적인 에어포일에 비하여 피칭모멘트가 적은 Eppler 343 Flying-Wing Airfoil로 선정되었다[11]. 본 연구는 40,000ft 상공 대기상태에서 순항 비행하는 것을 기준으로 택하였고, 이에 따른 순항속도는 최대 순항속도를 얻기 위해 항력발산 마하수(drag divergence Mach number)를 고려하여 결정하도록 하였다.

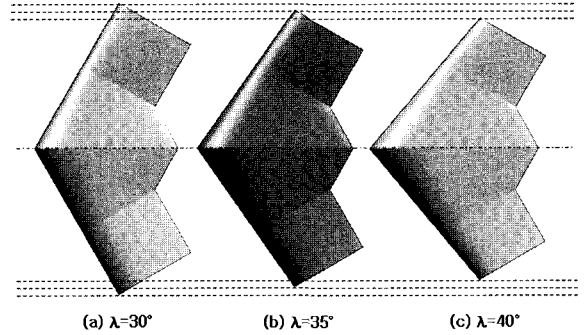


Fig. 2 앞전후퇴각에 따른 전익기 형상 비교

앞전후퇴각이 변하게 되면 공력특성에 영향을 줄 수 있는 여러 가지 변수가 바뀌게 된다. 이때 모든 변수를 일정하게 할 수는 없으므로 몇 가지 변수만을 고정해야 하는데, 이러한 방법에는 가로세로비를 고정하는 방법이나 항공기 제어를 위한 설계 단면적 및 뒷전부분 형상을 고정하는 방법 등이 있다[12,13]. 본 연구에서는 제어부분을 일정하게 고정시키기 위한 방법으로 전익기의 설계 단면적과 뒷전부분의 형상은 동일하게 한 상태에서 앞전후퇴각을 변화시키는 방식이 사용되었다. 따라서 전익기 형상은 앞전후퇴각의 변화에 따라 전장(length)과 전폭(width), 그리고 가로세로비(aspect ratio)가 변하게 된다. Fig. 2는 본 연구에서 앞전후퇴각에 따른 공력특성의 변화를 알아보기 위해 설계한 전익기 형상으로 앞전후퇴각이 30° , 35° , 그리고 40° 인 경우의 전익기 형상이고, Table 1은 앞전후퇴각에 변화에 따른 전익기의 형상의 전장, 전폭 그리고 가로세로비를 나타낸 것이다.

2.2. 해석조건

본 연구에서는 전익기 형상의 앞전후퇴각의 변화에 따른 공력특성 파악을 위한 방법으로 앞전후퇴각이 30° , 35° , 그리고 40° 인 전익기 형상을 설계하고, 각각의 전익기 형상에 따른 양력(lift), 항력(drag), 압력분포(pressure distributions) 등의 공력특성을 CFD 기법을 이용하여 산출하였다. 전체 유동장은 범용 CFD 코드인 FLUENT를 사용하여 점성 압축성 Navier-Stokes 방정식을 이용하여 계산하였고, 난류 해석에 사용된 모델로는 다른 모델들에 비해 비교적 수렴이 빠른 Spalart-Allmaras 난류 모델[14]을 적용하였다. Solver로는 천음

Table 1 앞전후퇴각에 변화에 따른 전익기의 크기

구분	앞전후퇴각 (λ)		
	30°	35°	40°
전장(length)	6.531m	6.914m	7.325m
전폭(width)	12.12m	11.51m	10.89m
가로세로비(AR)	3.25	2.93	2.62

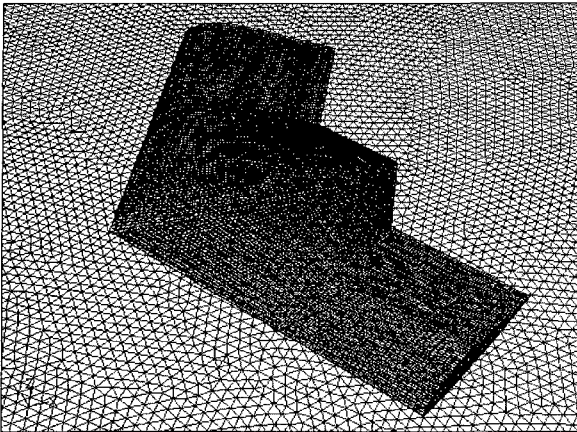


Fig. 3 전익기 형상의 격자 ($\lambda=30^\circ$)

속 영역의 해석에 적합한 연속방정식, 운동방정식, 에너지 방정식 등을 동시에 계산한 후 난류에 대한 방정식을 계산하는 Coupled 방식을 사용하였고, 시간 전진법은 계산시간을 줄이기 위하여 내재적 시간적분(Implicit time integration)이 사용되었다. 모든 계산은 SIMPLE Method가 이용되었고, Second Order Upwind 방식이 사용되어 2차 정확도를 갖는다.

2.3. 격자구성 및 경계조건

Fig. 3은 전익기 형상의 공력특성을 해석하고자 생성한 격자로 전익기 형상의 표면격자는 정렬격자로 생성되었고, 나머지 격자들은 비정렬격자로 생성되었으며, 계산에 사용된 격자수는 약 170만개 정도이다.

표면의 격자는 점성유동을 고려하여 점성격자로 구성되었으며, 점성격자의 각 표면에서 수직으로 처음 격자점까지의 거리는 평균 10^{-5} 로 $Y+$ 가 5인 지점 이하에 위치된다. 경계조건으로는 전익기 형상의 표면을 Wall로 지정하고 외부흐름은 Far-field로 지정하여 계산하였다. 계산은 받음각 0° 부터 20° 까지 받음각 2.5° 간격으로 해석을 수행하였으며, 각각의 전익기 받음각 마다 약 1,000회 정도의 계산을 수행하여 충분히 수렴된 해를 구하였다.

본 연구에서 사용하는 해석조건과 격자구성이 공력특성 해석에 맞는지 검증하기 위해 본 전익기 형상과 유사한 UCAV 1303의 공력측정 실험 자료[15]와 본 연구의 해석 조건 및 격자 구성 방식을 적용한 코드를 이용하여 계산한 UCAV 1303의 양력계수(C_L)와 항력계수(C_D)를 비교하였다. Table 2는 $M=0.3$ 에서의 UCAV 1303의 각 받음각에 따른 실험값과 본 연구에서 사용된 코드의 해석 값을 비교한 것을 나타낸다. 아래 결과에 따르면 공력 실험자료와 해석 값에서의 양력계수와 항력계수 모두 서로 잘 일치하므로 본 해석조건과 격자구성 방식을 사용하여 해석을 수행하였다.

3. 해석 결과

일반적으로 순항속도의 결정은 여러 가지 요인에 의하여 결정되지만 본 연구에서는 전익기 형상만을 고려한 최대 순항속도를 얻기 위해 항력발산 마하수를 추정하였다. 그러므로 먼저 전익기 형상의 항력발산 마하수를 찾기 위해 마하수에 따른 받음각(angle of attack) 0° 에서의 양항비와 양력계수가 0일 때 항력계수 값을 조사하였으며, 이에 따라 전익기 형상만을 고려한 순항속도를 추정하였다.

Fig. 4는 앞전후퇴각이 30° 인 전익기 형상의 받음각 0° 에서의 마하수에 따른 양항비를 나타낸 것으로, 마하수가 증가함에 따라 양항비는 일정한 비율로 낮아지는 것을 확인할 수 있다. 특히, 마하수 $M=0.83$ 을 기준으로 양항비가 1.0 아래로 낮아지는데, 이 경우 항공기는 마하수를 더 증가시키면 항력이 양력보다 증가하므로 큰 추력을 필요로 하게 된다. 따라서 앞전후퇴각이 30° 인 전익기 형상의 항공기는 효율적인 비행을 위해서는 마하수가 $M=0.83$ 을 초과할 수 없다.

항력발산 마하수(drag divergence Mach number)는 양력계수가 일정할 경우 항력계수의 값이 급격하게 증가하는 마하수에서 찾을 수 있다. 따라서 Fig. 5는 앞전후퇴각이 30° 인 전익기 형상인 경우 마하수에 따른 양력계수가 0일 때의 항력계수 값을 나타낸 것으로, 전익기 형상의 항력계수는 마하수가 증가함에 따라 거의 일정한 비로 증가한다. 또한 항력은 마하수 $M=0.89$ 에 도달하면서 급격하게 증가하므로 본 형상의 항력발산 마하수는 약 $M=0.89$ 로 추정할 수 있다. 항공기가 임계 마하수(critical Mach number)를 지나 항력이 급격히 증가하는 항력발산 마하수에 도달하게 되면 항력의 급격한 증가로 인해 불안정한 충격파를 형성하게 되고, 이에 따라 에너지의 상당한 양이 열과 압력파로 변화되므로 항공기는 천음속 비행 중에 위험한 상황이 초래될 수 있다. 따라서 앞전후퇴각이 30° 인 전익기 형상의 항력발산 마하수인 $M=0.89$ 를 도달하지 않은 상태에서 천음속 순항비행을 해야 한다. 일반적으로 항력발산 마하수는 임계 마하수보다 약 10~15% 초과한다고 알려져 있으므로, 본 연구에서는 전익기 형상뿐만 아니라 안정성과 조종성 등을 고려하여 항력발산 마하수의 약 90%인 마

Table 2 UCAV 1303의 공력 실험 자료와 해석 값 비교

구 분		받음각 (α)		
		0°	5°	10°
실험값 (Ref. 15)	C_L	1.68×10^{-2}	2.90×10^{-1}	5.90×10^{-1}
	C_D	6.74×10^{-3}	7.61×10^{-2}	5.20×10^{-2}
해석값 (Fluent)	C_L	1.68×10^{-2}	2.88×10^{-1}	5.88×10^{-1}
	C_D	6.77×10^{-3}	7.62×10^{-2}	5.22×10^{-2}

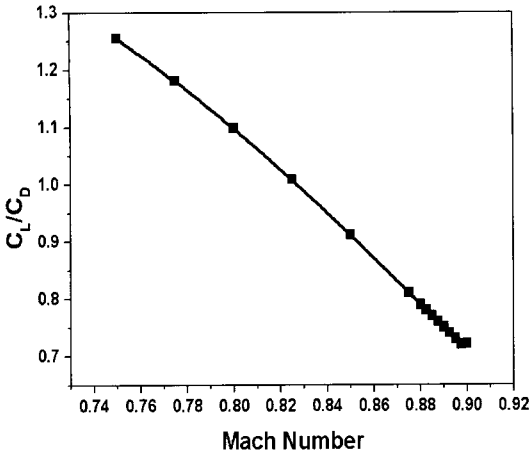


Fig. 4 마하수에 따른 양항비의 변화 ($\lambda=30^\circ$)

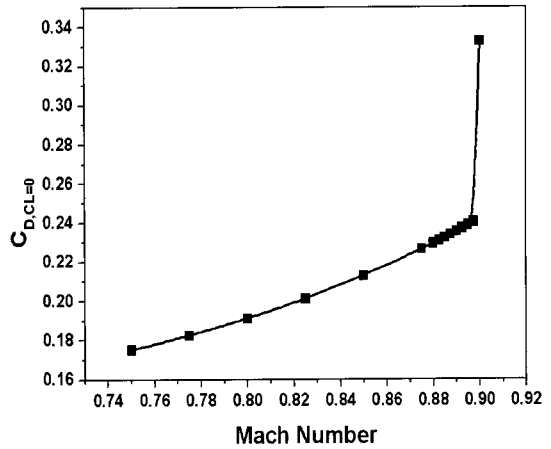


Fig. 5 마하수에 따른 항력계수 ($\lambda=30^\circ$)

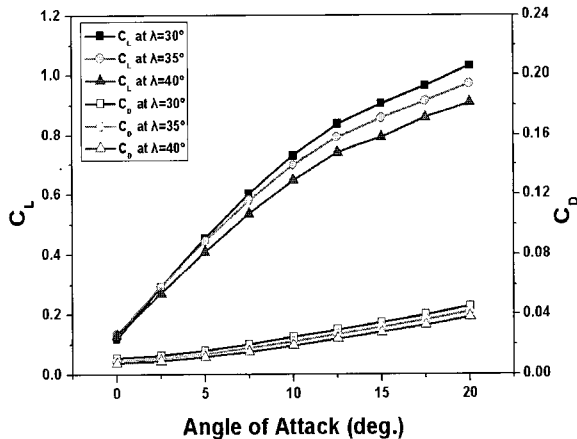


Fig. 6 받음각에 따른 양력 및 항력계수 ($M=0.80$)

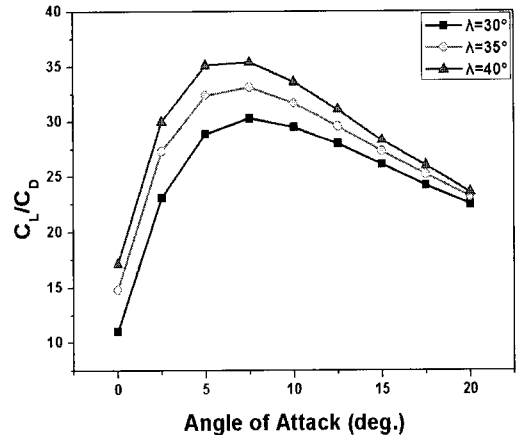


Fig. 7 받음각에 따른 양항비 ($M=0.80$)

하수 $M=0.80$ 을 전익기 형상에 대한 천음속 최대 순항속도로 추정하였다.

Fig. 6은 앞전후퇴각이 30°, 35°, 40°인 전익기 형상의 앞서 얻어진 천음속 최대 순항속도인 마하수 $M=0.80$ 에서의 각각의 받음각에 따른 양력계수(C_L) 및 항력계수(C_D)의 변화를 보여준다. 그래프를 살펴보면 전익기 형상의 앞전후퇴각이 증가할수록 양력계수가 감소하며, 항력계수 역시 전익기 형상의 앞전후퇴각이 증가할수록 감소한다. 수치적으로 확인해보면 앞전후퇴각이 30°인 전익기 형상의 경우 항력계수가 앞전후퇴각이 35°인 전익기 형상의 경우 보다 평균 약 13%정도 증가하였고, 앞전후퇴각이 40°인 전익기 형상의 경우 보다는 평균 약 34%정도 증가 하였다. 또한 양력계수는 앞전후퇴각이 30°인 전익기 형상의 경우가 앞전후퇴각이 35°인 전익기 형상의 경우 보다는 평균 약 2.5%, 앞전후퇴각이 40°인 전익기 형상의 경우보다 평균 약 10% 정도 증가하였다.

Fig. 7은 앞전후퇴각이 30°, 35°, 40°인 경우 전익기 형상의 받음각에 따른 양항비를 보여준다. 앞전후퇴각이 40°인 전익기 형상의 경우가 30°, 35°의 앞전후퇴각을 가진 전익기 형상인 경우보다 양항비가 더 높다는 것을 관찰할 수 있다. 앞전후퇴각이 40°인 전익기 형상의 경우에서의 양항비는 앞전후퇴각이 35°인 전익기 형상의 경우 보다는 평균 약 10.5%정도 증가 하였고, 앞전후퇴각이 30°인 전익기 형상의 경우 보다는 평균 약 33%정도 증가 하였다. 따라서 본 연구에서는 고아음속 혹은 천음속에서의 전익기 형상의 앞전후퇴각이 40°까지 증가할 경우 전체적인 양항비가 증가하여 더 효율적이며 경제적인 비행을 할 수 있음을 알 수 있다. 그리고 설계된 전익기는 받음각 $\alpha=5^\circ$ 에서 7.5° 사이에서 양항비가 최대가 되므로 받음각을 약간 준 상태에서 비행하는 것이 가장 효율적인 것을 알 수 있다. 이것은 Bruce[10]가 연구한 1303 UCAV 모델에서 얻은 결과와 유사한 것으로 λ (Lambda)형태의 플랫폼 항

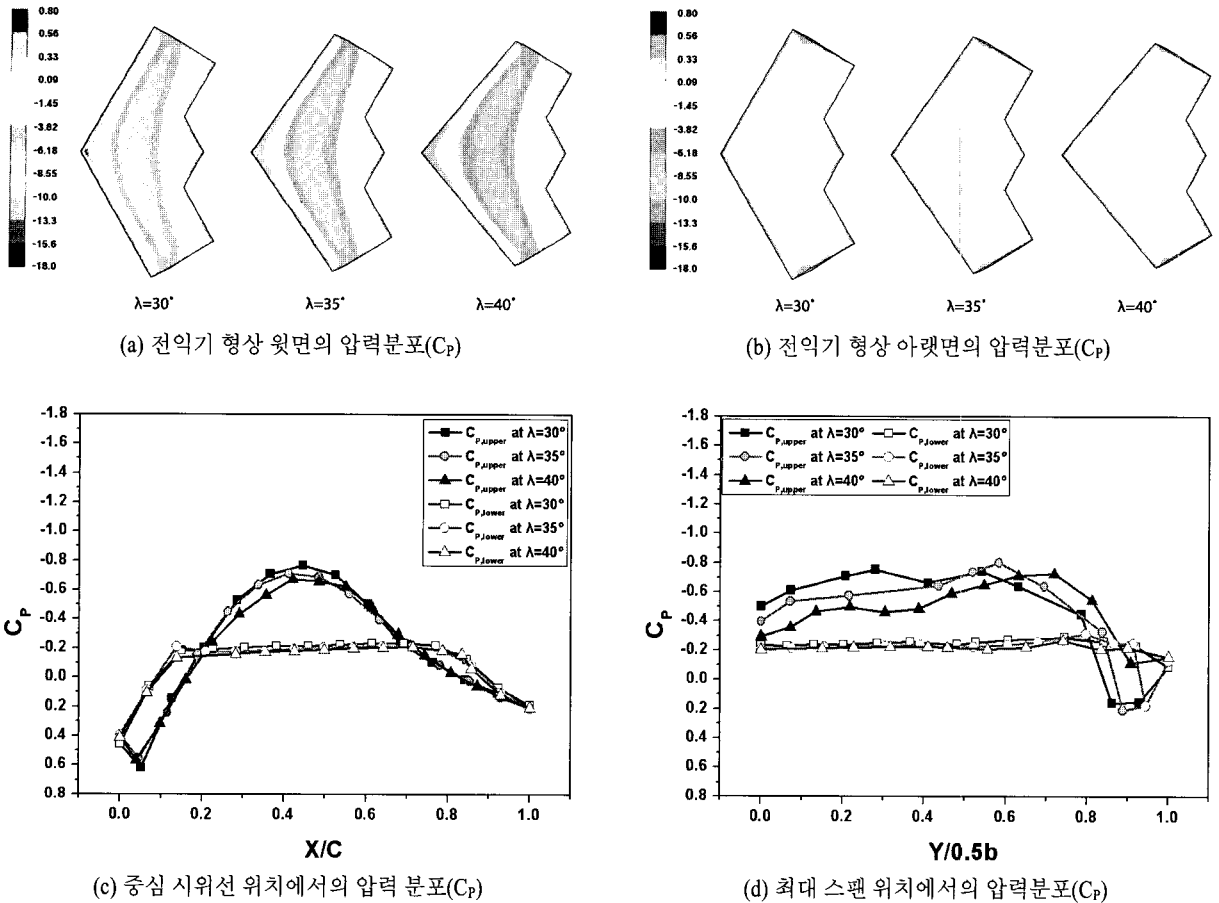


Fig. 8 앞전후퇴각에 따른 압력분포($M=0.80$, 받음각 $\alpha=0^\circ$)

공기의 특징이라 볼 수 있다. 반면에 전익기 형상은 받음각 7.5° 이후에는 양향비의 차가 점점 줄어들어 받음각 20° 에서는 그 차이가 제일 작은 것을 알 수 있다.

Fig. 8과 Fig. 9 그리고 Fig. 10은 각각 받음각 0° , 5° , 그리고 20° 에서의 앞전후퇴각에 따른 전익기 형상의 압력분포를 보여준다. Fig. 8은 받음각 0° 인 경우 양향비가 최소일 때, Fig. 9는 받음각 5° 인 경우 양향비가 최대이면서 전익기 형상의 앞전후퇴각의 차가 최대일 때, 그리고 Fig. 10은 받음각 20° 인 경우 양향비의 차가 최소일 때 압력분포를 나타낸다. 이때 각각의 그림에서의 (a), (b)는 전익기 형상의 윗면 및 아랫면 압력분포를 칼라로 도시한 것이고, (c)는 전익기 형상의 중심 시위선 위치에서 앞전(leading edge)부터 뒷전(trailing-edge)까지 시위방향(chordwise)으로의 압력분포를 나타낸 것이다. 한편 (d)는 전익기 형상의 최대 스패ん 위치에서 날개뿌리(wing-root) 부분부터 날개끝(wing-tip)까지 스패ん방향(spanwise)으로의 압력 분포를 나타낸 것이다.

Fig. 8에서는 앞전후퇴각에 따른 각각의 전익기 형상의 압력분포가 전체적으로 비슷한 경향을 보이는 것을 관찰할 수 있다. 먼저 Fig. 8(a)의 전익기 형상 윗면에서의 압력분포를 살펴보면, 앞전 부근에 높은 압력을 받고 뒤로 가면서 압력은 점점 낮아지고 최대 캠버 부근에서 가장 작은 압력을 받으며, 뒷전 방향으로 이동하면서 다시 압력이 증가하는 것을 볼 수 있다. 또한 Fig. 8(b)의 전익기 형상 아랫면의 압력분포는 거의 일정하게 압력을 받는 것을 볼 수 있다. 이외에도 Fig. 8(c)의 전익기 형상의 중심시위선 위치에서의 압력 분포에서도 앞전후퇴각에 대한 압력분포 형태가 유사하지만 압력분포의 값은 앞전후퇴각이 증가 할수록 약간씩 증가한다. 이것은 양향비의 차이를 유발하며, 이러한 차이는 Fig. 8(d)의 전익기 형상의 최대 스패ん 위치에서의 압력 분포에서 더욱 분명하게 관찰할 수 있다.

Fig. 9는 이미 앞에서 살펴보았던 받음각 0° 의 경우의 윗면과 아랫면의 압력분포와 유사한 형태를 보이나, 압력분포의

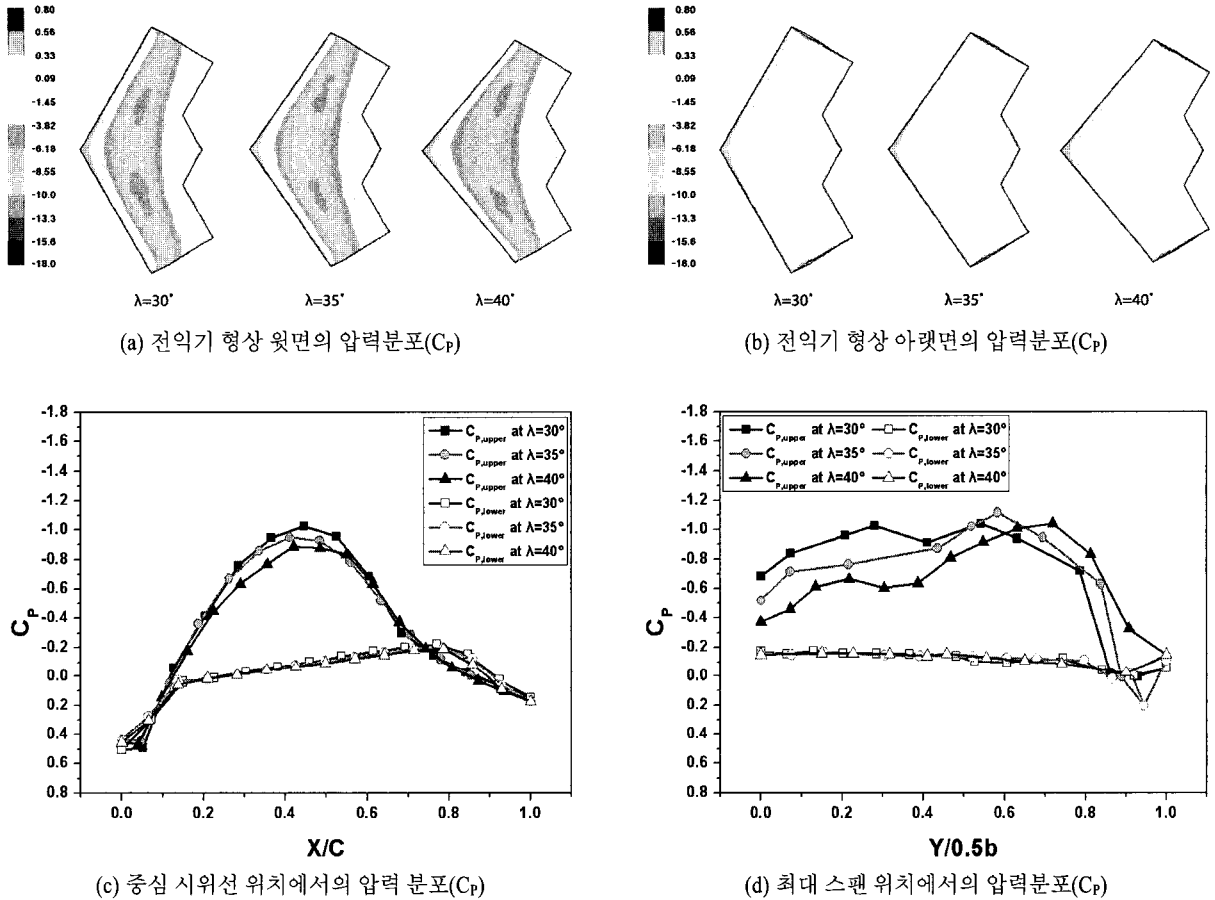


Fig. 9 앞전후퇴각에 따른 압력분포 ($M=0.80$, 받음각 $\alpha=5^\circ$)

차가 조금 더 크게 발생하였음을 관찰할 수 있다. 또한 Fig. 9(a)의 전익기 형상 윗면의 압력분포의 경우 최대 캔버 위치에서 스패 방향으로 40% 정도 위치에서 최소 압력 분포를 볼 수 있으며, 이것은 앞전후퇴각이 커질수록 날개끝 방향으로 이동한다. 또한 Fig. 9(b)를 살펴보면 Fig. 8(b)과 같이 거의 일정하게 압력을 받지만 받음각이 증가함에 따라 압력의 크기가 증가하였음을 볼 수 있다. Fig. 9(c)에서 최소압력계수의 위치를 살펴보면, 시위 방향으로 평균 42%에 위치해 있으며, Fig. 8(c)의 받음각 0° 에서의 최소압력계수의 위치인 시위 방향으로 평균 45% 보다 앞으로 이동하였음을 알 수 있다. 또한 최소압력계수의 크기는 받음각 $\alpha=5^\circ$ 인 경우가 받음각 0° 인 경우보다 평균 33%정도 증가하는데, 이것은 받음각이 커짐에 따라 최소압력점이 앞쪽으로 이동하는 등의 에어포일 주위의 압력분포의 성질과 유사한 것으로 전익기 형상이 전체적으로 에어포일 형상을 띄고 있기 때문에 생기는 현상으로 파악된다.

각각의 전익기 형상의 앞전후퇴각에 따른 최소압력계수를

살펴보면 Fig. 9(c)의 받음각 $\alpha=5^\circ$ 인 경우 앞전후퇴각이 30° 인 경우 앞전후퇴각이 40° 인 경우보다 16% 작으며, 앞전후퇴각이 35° 인 경우 앞전후퇴각이 40° 인 경우보다 7% 작다. 그러나 Fig. 8(c)의 $\alpha=0^\circ$ 의 경우 앞전후퇴각이 30° 인 경우 앞전후퇴각이 40° 인 경우보다 14% 작고, 앞전후퇴각이 35° 인 경우 앞전후퇴각이 40° 인 경우보다 6% 작은 것을 관찰할 수 있다. 이러한 압력치는 Fig. 6의 양력 및 항력의 곡선과 같은 경향을 갖는 것을 확인할 수 있으며, 또한 Fig. 9(d)는 Fig. 8(d) 보다 압력차가 더 크게 발생하였다는 것을 가시적으로도 관찰할 수 있다.

Fig. 10은 양향비의 차가 최소인 받음각 $\alpha=20^\circ$ 에서의 전익기 형상의 압력분포를 나타낸 것으로 역시 앞선 $\alpha=0^\circ$ 와 5° 의 경우와 마찬가지로 압력분포의 형태는 유사하다. 그러나 받음각이 증가함에 따라 앞선 Fig. 8(a) 및 Fig. 9(a)에서와 다르게 Fig. 10(a)에서는 최소 압력 분포가 앞전 방향으로 이동해 있음을 관찰할 수 있다. 또한 Fig. 10(b)에서 전익기 형상 아래

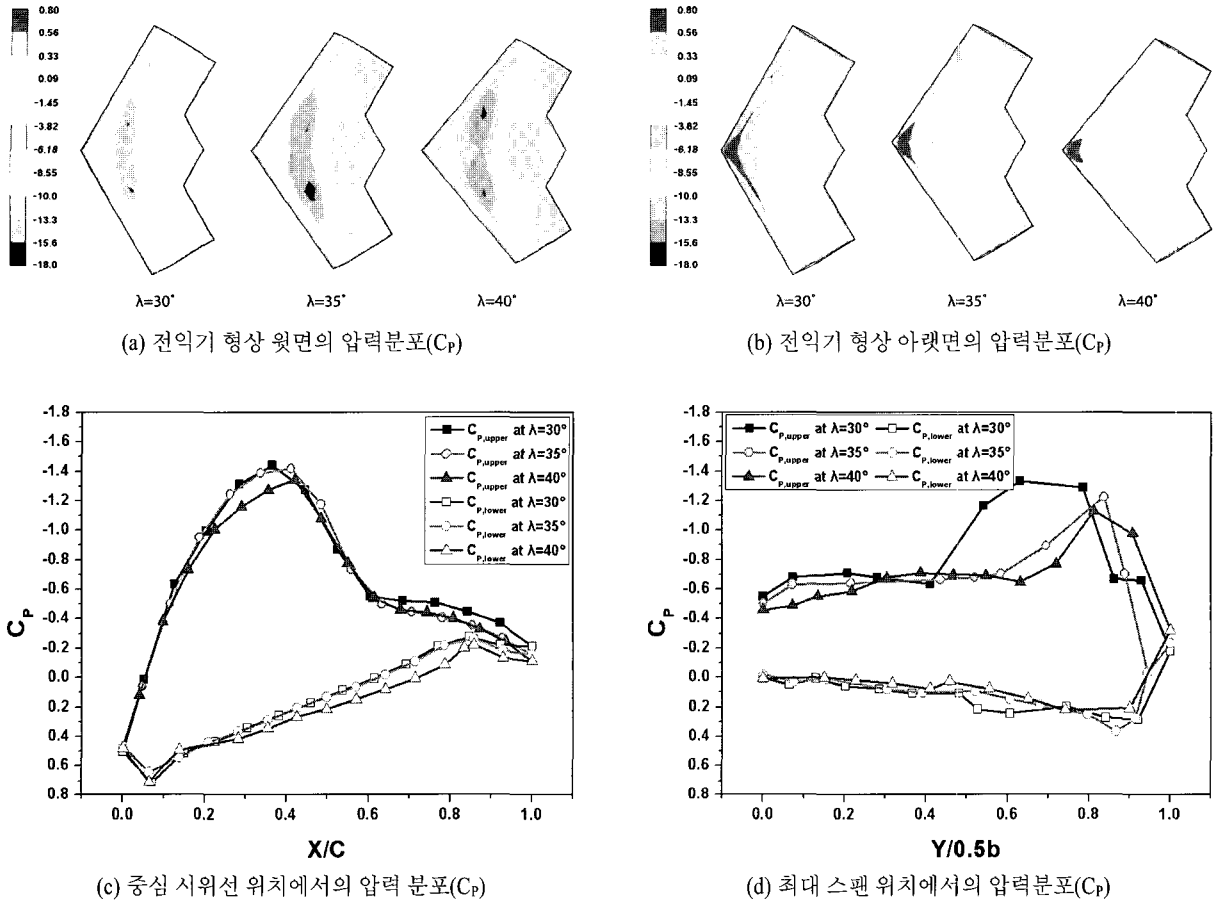


Fig. 10 앞전후퇴각에 따른 압력분포 (M=0.80, 받음각 $\alpha=20^\circ$)

면의 압력분포를 살펴보면 앞전 부근에서 높은 압력을 받고 있다. 그러나 Fig. 8에서 보듯 앞전후퇴각이 30°인 전익기 형상의 경우와 앞전후퇴각이 35°인 전익기 형상의 경우의 양항비의 차이가 거의 존재 하지 않는다. 이것은 Fig. 10(c)의 압력분포가 유사하게 진행되는 것으로 그 이유를 설명할 수 있을 것이다. 또한 앞전후퇴각이 40°인 전익기 형상의 경우 다른 앞전후퇴각을 가진 형상들 보다 약간 큰 압력분포를 지님을 확인 할 수 있다. 이와 같이 Fig. 8, Fig. 9 그리고 Fig. 10의 전익기 형상의 압력 분포를 바탕으로 Fig. 6과 Fig. 7에서의 공력현상을 설명할 수 있는 것이다.

Fig. 8(d), Fig. 9(d) 그리고 Fig. 10(d)의 그래프를 살펴보면 날개끝 부분에서 압력이 크게 증가함을 볼 수 있는데, 이것은 무한날개인 에어포일과는 다른 유한날개의 특성이라 볼 수 있다. 따라서 본 연구를 통하여 설계한 전익기도 동체 없이 날개 형태로만 구성되어 있으므로 이와 같은 특성을 갖는다는 것을 알 수 있다.

4. 결 론

본 연구는 전익기 형상 항공기의 기초적인 연구 자료를 획득하기 위하여 전익기 형상의 앞전후퇴각의 변화에 따른 공력특성을 CFD 기법을 통하여 조사하였으며 다음을 결론을 얻을 수 있었다.

앞전후퇴각이 30°인 전익기 형상의 받음각 $\alpha=0^\circ$ 에서의 마하수에 따른 양항비와 양력계수가 0일 때의 항력계수를 살펴본 결과 항력발산 마하수 M=0.89를 추정할 수 있었고, 이에 따른 전익기 형상의 천음속 순항속도는 안정성과 조종성 등을 고려하여 항력발산 마하수의 약 90%인 마하수 M=0.80로 추정할 수 있었다. 고도 40,000ft 상공에서 순항속도인 마하수 M=0.80에서의 앞전후퇴각이 30°, 35°, 40°인 전익기 형상의 공력특성을 산출한 결과 앞전후퇴각이 증가할 경우 전체적인 양항비가 증가하여 더 효율적이며 경제적인 비행을 할 수 있다는 것을 알 수 있었다. 이와 같은 결과는 $\alpha=0^\circ, 5^\circ$, 그리고

20°에서의 전익기 형상의 앞전후퇴각에 따른 전익기 형상의 압력분포에서도 확인 할 수 있다. 한편 본 연구의 전익기 형상 항공기는 양항비가 큰 상태인 받음각 5°에서 7.5° 사이에서 비행하는 것이 가장 효율적이라는 것도 알 수 있었다.

향후 이러한 기초적인 연구결과를 바탕으로 무인전투기(UCAV)로 활용할 수 있는 전익기 형상에 관한 좀 더 심도 있는 연구를 진행하여야 할 것이다.

참고문헌

- [1] Nickel, K. and Wohlfahrt, M., 1994, "Tailless Aircraft - In Theory and Practice," *AIAA Inc.*, Washington, DC.
- [2] Grellmann and Hans, W., 1990 "B-2 Aerodynamic Design," *AIAA paper* 1990-1802.
- [3] Liebeck, P.H., 2002, "Design of Blended-Wing-Body Subsonic Transport," *AIAA paper* 2002-0002.
- [4] Kevin, A. and Wise, 2003 "X-45 Program Overview and Flight Test Status," *AIAA paper* 2003-6645.
- [5] David, G. and Mazur, 2002, "The X-47A Pegasus From Design to Flight," *AIAA paper* 2002-3426.
- [6] Maialon, B., Fol T., and Bounnaud C., 2002, "Aerodynamic Optimization of Subsonic Flying-Wing Configurations," *AIAA paper* 2002-2931.
- [7] Huang, X.Z., Mébarki, Y., Benmeddour, A. and Brown, T., 2004, "Experimental and Numerical Studies of Geometry Effects on UCAV's Aerodynamics," *AIAA paper* 2004 -0403.
- [8] Zhang, F., Khalid, M. and Ball, N., 2005, "A CFD Based Study of UCAV 1303 Model", *AIAA paper* 2005-4615.
- [9] Nagia R.K. and Palmer M.E., 2005, "A Comparative Study of UCAV Type Wing Platforms - Aero Performance & Stability Considerations", *AIAA paper* 2005-5078.
- [10] Bruce, R.J., 2003, "Low Speed Wind Tunnel Tests on the 1303 UCAV concept," QINETQ/FST/TR025502, *QinetiQ Ltd.*
- [11] Eppler, R., 1990, "Airfoil Design and Data," *Springer-Verlag, Publication.*
- [12] Lloyd, R.J. and James, F., 2003, "Aircraft Design Projects for Engineering Students," *Butterworth-Heinemann.*
- [13] Stuart, J.W., "UCAV Configuration & Performance Trades-Offs," *AIAA paper* 2006-1264.
- [14] Spalart, P. and Allmaras, S., 1992, "A One Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows," *Technical Report AIAA paper* 1992-0439.
- [15] Stephen, C.M., Robin, J.B., Anthony, G.H. and Andrew, J.R., 2006, "Low Speed Wind Tunnel Tests on the 1303 UCAV Concept," *AIAA paper* 2006-2985.