

## 6. 3차원 Stereo PIV 및 CFX에 의한 삼각날개의 유동특성에 관한 연구

기계공학과 김 만 응  
지도교수 이 영 호

날카로운 앞전을 갖는 날개 또는 델타형 날개, 날씬한 전방동체, Leading edge extension(LEX) 혹은 Strake 그리고 Canard 등은 높은 기동성을 갖는 현대 전투기의 대표적인 형상 구성품이다. 이와 같은 형상 구성품이 높은 받음각을 가질 때 발생하는 와류의 형태와 이들 와류가 공력특성(aerodynamic characteristics)에 미치는 영향, 이들 와류를 적절히 제어할 수 있는 방법 등에 관한 연구가 선진항공기술 보유국에서는 1950년대부터 꾸준히 이루어져 왔다. 특히 빠른 속도와 고도의 기동성 및 기체의 안정성을 요하는 전투기에게 자유자재로 원하는 비행성능을 확보하는 것은 필수적인 요소이다. 이러한 전투기의 비행능력 및 기체 안정성을 향상시키기 위해서는 전투기의 날개 형상에 따른 공력특성이 가장 중요한 연구 대상이 된다.

우리가 흔히 타고 다니는 여객기는 에어포일(airfoil) 이라고 불리는 형상의 날개단면을 사용한다. 우리가 보통 비행기 하면 생각하는 가로로 긴 유선형 단면의 날개가 그것이다. 한편, 군사용으로 만들어진 비행기, 특히 전투기들은 에어포일과는 다른 단면형상의 날개를 가지고 있다. F-15, F-117 스텔스 폭격기 등 우리에게 익숙한 전투기들은 날개의 형상이 삼각형 구조로 이루어져 있다. 본 연구에서는 이러한 삼각형 날개(delta wing)의 받음각(angle of attack) 변화에 따른 공력특성 변화에 관한 가시화 실험 및 상용코드를 이용한 수치해석을 수행하였다.

delta wing은 에어포일 형태의 비행기가 가지고 있는 높은 받음각에서의 실속(stall), 초음속 영역으로의 진입등의 문제를 해결하기 위한 목적으로 등장하였다. delta wing을 도입함으로써 에어포일을 가진 기체의 문제점인 낮은 최대 받음각 및 아음속 영역의 한계를 극복할 수 있게 되었다. 현재 delta wing은 그 빠른 기동성과 높은 받음각 영역에서의 기체 안정성 등으로 군사적인 목적으로 널리 사용되고 있으며 그 중요성이 날로 더해가고 있다.

우리가 흔히 날리는 삼각형 종이비행기가 delta wing의 모양을 본뜬 가장 기본적인 형태이다. 그러므로 삼각형 종이비행기의 비행역학을 연구하고 비행성능을 개선시키기 위해서는 delta wing의 성능을 개선시키는 연구를 할 필요성이 있다.

delta wing의 기본적인 비행 원리는 날개 상부에 발생하는 vortex와 관련이 있다. 날개 상부에 위치하는 빠른 vortex의 흐름으로 날개 상부에서 흡입압력이 발생하여 낮은 압력분포를 유지하고, 이로 인한 상부와 하부의 압력차이가 delta wing을 떠오르게 하는 양력을 발생시킨다. 따라서 vortex의 발생이 delta wing 비행성능에 큰 영향을 미치게 된다. 안정적이고

강한 vortex를 발생시켜야 delta wing 비행체를 안정적으로 비행시킬 수 있다.

LEX(Leading Edge Extension)는 delta wing 전반부에 장착된 보조날개를 일컫는다. 이는 날개 상부에 wing vortex와 더불어 LEX vortex를 발생시켜 비행체의 비행능력을 향상시킨다. 중간정도의 받음각에서부터 높은 받음각까지 LEX vortex에 의해 발생된 날개 표면 압력 감소가 양력 증가를 가져온다. 또한 높은 받음각에서 LEX vortex는 기존의 wing vortex가 붕괴되지 않게 도와준다. 받음각이 증가하여 최대 받음각에 도달할 때 까지 LEX vortex의 와류강도와 날개의 양력은 같이 증가한다. 그러나 최대 받음각에 도달하면 vortex가 무너지고 충분한 양력을 얻지 못하여 비행체가 추락하게 된다. 때때로 LEX vortex쌍이 불균형하게 무너지면서 기체의 불안정성을 유발하는 결과를 가져오기도 한다.

델타형 날개는 음속 부근에서의 충격파의 발생이 주는 다양한 영향을 감소시켜 비행기의 가속을 증가시키고, 안정성을 증가시킬 수 있는 장점을 가진 날개이다.

일정한 받음각(Angle of Attack : AOA)을 가지는 델타형 날개 상면의 공기흐름은 날개의 전연에서 두 개의 흐름으로 분리되어 나선형 구조를 갖는 흐름을 형성하게 되며, 이러한 나선형 와류의 중심에서 발생하는 빠른 유속은 날개 윗면에 커다란 부압을 형성하여 고양력을 발생시키게 된다. 이 두 개의 와류는 전단층 밖의 유속에 의하여, 날개 후방으로 이동할수록 나선형 와류의 영역이 넓어지게 되며, 중심에서의 와도는 약해지게 된다. 델타형 날개에서 실속각 이상의 받음각을 가질 경우, 날개의 유동방향에 대한 옆 미끄럼 각도(Slidslip Angle)을 가질 경우 날개상부에서 발생하는 부압의 감소에 의한 와류붕괴(Vortex Breakdown) 현상이 발생하게 된다. 이러한 집중된 와류선이 임의의 조건하에서 갑자기 붕괴되는 와류붕괴는 대칭적으로 발생할 수도 있고, 옆 미끄럼각 등의 결과로 비대칭적으로 발생할 수도 있다. 와류붕괴의 메커니즘은 아주 복잡하여서 유체기계에 있어 해결되지 않은 문제 중의 하나로서 급격한 양력의 손실을 초래하여 실속현상 등을 일으켜 항공기의 안정성을 크게 저하시키게 된다.

지금까지의 델타형 날개의 와류구조를 분석하기 위한 실험적 연구에서 사용된 방법들은 힘과 모멘트의 밸런스 측정, 날개 상면에서의 정압분포 측정, LDV(Laser Doppler Velocimetry), hot wire, 5-hole probe 등에 의한 유동장 측정이었다.

본 연구에서는 LEX를 장착한 delta wing과 LEX를 장착하지 않은 경우의 delta wing을 비교하여 LEX에 의한 LEX vortex의 발생과 wing vortex와의 결합 등에 의한 현상으로 발생하는 다양한 유체역학적 변수들의 변화 및 후연(trailing edge)부근에서의 vortex 발달 및 붕괴, 공력특성의 변화 등이 중요한 관심대상이다. 따라서 델타형 날개 상면에서 발생하는 와류구조에 대한 기본적인 유동특성을 분석하기 위하여 델타형 날개의 여러 코드위치에서 실험조건을 설정하여 최신 가시화 기법인 PIV(particle image velocimetry) 실험을 수행하였으며, 각 계측영역에서의 시간평균 속도벡터와 와도분포 등을 비교 분석하여 정량적인 속도와 와도 데이터를 제시하였다. 또한 유동해석용 상용 소프트웨어인 CFX Ver.5.7을 사용하여 그 결과의 검증을 수행하였다.