

# 전산유체역학을 활용한 항공기 동안정성 예측

## CFD-Based Estimation of Aircraft Dynamic Stability Derivatives

정형석<sup>1</sup>, 권기범<sup>1</sup>

1) 공군사관학교, 항공우주공학과, 청주 281-87

교신 저자: 정형석, kafachung@gmail.com

### 요약

스텔스 성능을 극대화하기 위해 무미익 형상의 무인전투기에 대한 연구개발이 각국에서 활발히 진행되고 있으며, 최근 개발되고 있는 최신 전투기들은 고기동 성능을 확보하기 위하여 40~50° 이상의 고 받음각까지 비행영역을 확장하고 있다. 이렇게 꼬리날개가 없는 무인전투기 또는 고 받음각에서 급격한 기동을 수행하는 전투기들은 불안정한 동적 비행특성을 가질 가능성이 높으며, 이는 비행안정성과 비행성능을 저하시키는 요인으로 작용한다. 항공기 개발단계에서 이러한 불안정한 요소를 충분히 검토하고 필요에 따라 형상변경, 비행제어 시스템의 수정 등의 보완 작업을 수행하여야 한다.

저속, 저받음각 영역에서 비행하는 항공기인 경우 일반적인 풍동시험을 통해 획득한 정적 공기역학적 힘과 모멘트(static aerodynamic forces and moments) 정보만 가지고도 항공기의 동적 특성을 비교적 정확히 예측할 수 있다. 그러나 전투기와 같이 고 받음각 영역에서 고 기동비행을 수행하는 경우 정적인 풍동시험 결과에는 재현되지 않는 비선형적 공력변화가 발생하며, 이를 실제적으로 예측하기 위해서는 정확한 동안정 미계수(dynamic stability derivatives) 정보가 포함된 공력 DB(database)를 구축해야 한다. 따라서, 성공적인 전투기 개발을 위해 보다 정확하고 효율적인 동안정 미계수 예측 능력을 확보가 필수적으로 요구된다.

항공기의 동안정 미계수를 예측하는 방법 중 가장 널리 사용되고 있는 것은 강제진동 풍동시험 기법이다. 이는 시험모델을 일정한 진폭과 주기로 진동시키면서 항공기에 작용하는 공력의 시간이력(time history) 데이터를 측정하고, 후처리 기법을 통해 동안정 미계수를 추출해내는 방법이다. 이러한 풍동시험 기법은 시간과 비용이 많이 소요된다는 단점이 있어 항공기 개발 초기단계에서부터 적용하기에 적합하지 않다. 또한 모델을 진동시키는 과정에서 모델의 관성력이 공력 데이터에 함께 포함되어 측정되기 때문에 이를 제거하는 과정 중에 여러 오차요인이 추가될 수 있으며, 모델을 일정 주파수로 진동시켜야하기 때문에 모델의 크기 및 시험 속도에 제한이 발생한다.

본 연구에서는 동적 풍동시험의 단점을 보완하고 개발초기 단계에서부터 동안정 특성을 효율적으로 예측하기 위해 전산유체역학의 Dynamic Mesh 기법을 적용하여 비정상 유동해석을 수행하였고 이를 통해 동안정 미계수를 계산하였다. Dynamic Mesh 기법은 시간에 따라 변화하는 해석모델 주위의 해석 격자계를 자동으로 수정하여 재생성함으로써 실제 운동하는 물체에 발생하는 비정상 유동특성을 해석할 수 있는 기법이다. 종축방향(세로방향)의 동안정 미계수 계산은 강제진동 기법을 모사하였고, 횡축방향(가로방향)의 계산은 자유진동 기법 중 하나인 Free-to-Roll 기법을 전산해석 방법으로 모사하여 해석을 수행하였다. 계산된 동안정 미계수 결과를 기존에 확보된 풍동시험 데이터와 비교함으로써, 제시된 해석기법의 효용성을 검증하였다.