

Free-To-Roll 풍동시험 및 전산해석 기법을 활용한 전투기 Wing Rock 현상 연구

Study on Wing Rock Phenomenon of a Fighter Aircraft using Free-to-Roll Wind Tunnel Test and Dynamic CFD Method

초록

차세대 전투기의 주요 성능 지표 중 하나가 고기동성이다. 이를 위해 고 받음각까지 비행영역을 확장하는 경우 불안정한 비행특성이 야기될 수 있다. 이 중 대표적인 현상이 윙락(Wing Rock)이다. 윙락은 F/A-18E를 비롯한 여러 항공기들의 비행시험 단계에서 발견되고 있다. 국외에서는 윙락을 개선하기 위한 연구들이 꾸준히 진행되어오고 있지만, 국내에서는 거의 전무한 상황이다. 본 연구에서는 국내 최초로 Free-To-Roll 풍동시험 및 전산해석 기법을 적용하여 T-50 항공기의 윙락 현상을 구현하였으며, 윙락에 영향을 미치는 요소들을 검토하였다. 가시화 시험 및 전산해석을 수행하여 전방동체 와류가 윙락 현상의 주요 원인임을 관찰하였다. 기초적인 윙락 감소방안을 도출하여 검증시험을 수행하였고, Chine 현상이 윙락을 줄이는데 큰 효과가 있음을 확인하였다. 본 연구기법은 개발 단계부터 항공기 동적 특성을 예측을 가능하게 함으로써, 비행시험 소요 및 전체 개발비용을 절감시키는데 크게 기여할 것이다.

1. 서론

윙락은 항공기가 종방향 기체축을 중심으로 스스로 진동하는 현상으로서 고받음각 비행 영역을 제한하고 전투 기동 시 pointing 성능을 저하시켜 전투기의 기동성능 및 작전운용 성능을 크게 저하시킬 수 있다. 국외에서는 윙락 현상을 이해하고 개선하기 위한 연구들이 꾸준히 진행되어 왔지만, 국내에서는 윙락 현상에 대한 실제적인 연구가 거의 전무한 상태이다. KFX 사업 및 향후 지속적인 고성능 항공기 개발을 위해서는 연구개발 초기 단계에서부터 윙락과 같은 불안정한 동적 비행특성을 파악하여 사전에 이를 개선할 수 있는 기술 확보가 필요하며, 이를 통해 비행시험 소요 및 연구개발 비용을 현저히 줄일 수 있을 뿐 아니라 비행시험의 안전성도 향상시킬 수 있을 것이다.

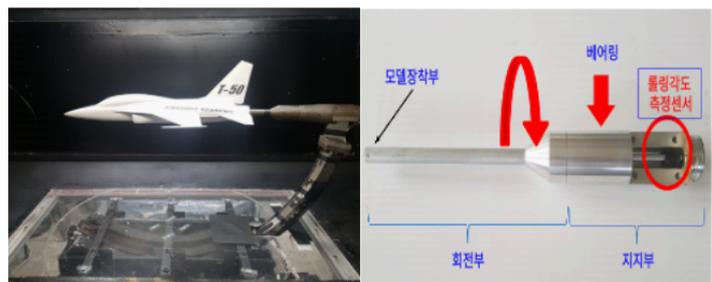
본 연구에서는 국내 최초로 FTR(Free-To-Roll) 풍동시험 기법과 dynamic mesh를 활용한 전산해석 기법을 적용하여 T-50 형상에 대한 실제적인 윙락 현상을 구현하였다. 이를 통해 FTR 풍동시험 기법과 전산해석 기법의 효용성을 검증하였으며, 윙락에 영향을 미치는 요소들에 대한 검토를 수행하였다. 또한, 윙락 현상의 원인을 명확히 규명하기 위해 정적 풍동시험을 통한 정안정 미계수 측정, 가시화시험을 통한 유동 특성 확인, 전산해석을 통한 유동 및 공력특성 분석을 수행하였다. 마지막으로, 원인 분석을 통해 도출된 결과들을 바탕으로 윙락 현상을 감소시킬 수 있는 기초적인 개선 형상(안)을 제시하였고, 이에 대한 검증 풍동시험을 수행하여 그 효용성을 검증하였다.

2. 풍동시험 I : FTR Dynamic Wind Tunnel Test

FTR 시험은 소형 아음속 풍동에서 T-50 항공기의 5% 축소 모델을 사용하여 수행하였다. Fig. 1.(a) 측정부에 장착된 풍동모델 형상이며, FTR 시험 수행을 위해 Fig. 1.(b)처럼 T-50 모델 뒤쪽에 롤각 측정센서를 장착한 FTR sting을 장착하였다. Sting의 회전부와 지지부 사이에 베어링을 장착하여 마찰력을 최소화 하였고 뒤에 측정센서를 통해 시간에 따른 롤링 각을 추출하였다.

Fig.2(a)는 유속 15m/s, 받음각 36° 에서 T-50 풍동시험 모델에 실제 윙락이 발생하는 현상을 측정한 결과이다. 초기 5초까지는 롤각에 대한 변위가 비교적 작게 진동하다가 5~10초 구간에서 점차 진폭이 커지면서 일정한 진폭과 주기를 가지고 진동하는 전형적인 윙락 build-up 과정과 limit cycle oscillation 현상을 보여준다. 이를 통해 윙락은 단계별로 롤각의 변위가 증가하다가 일정 시간 및 진폭에 도달하였을 때 안정화된다는 것을 확인할 수 있다.

Fig.2(b)는 실제 FTR 동적시험에 대한



(a) T-50 Model

(b) Free-to-Roll Sting

Fig.1. FTR Test Apparatus

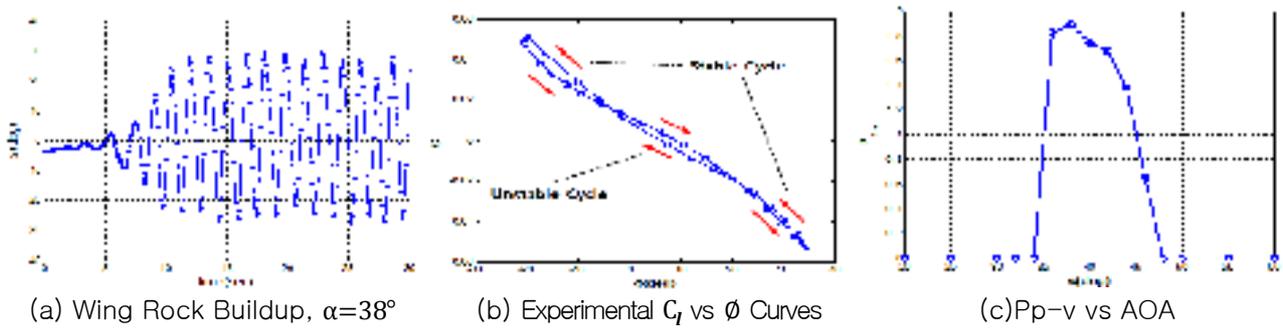


Fig.2. FTR Wind Tunnel Test Analysis

에너지의 출입량 변화를 도식화한 결과이다. 낮은 롤각 영역에서 항공기가 에너지를 흡수하여 윙락이 가속되며, 높은 롤각 영역에서는 에너지를 방출하여 윙락을 감쇄시키는 효과가 발생한다. 이러한 가진과 감쇄 효과가 상호 균형을 이루며 반복될 때 윙락이 발생하게 된다. 본 FTR 풍동시험을 통해 전형적인 윙락의 energy exchange 현상을 확인할 수 있었다.

Fig.2(c)는 FFT 함수를 이용한 Pp-v 분석 결과이다. Pp-v는 윙락 현상의 무차원화된 각속도를 의미하며 윙락이 발생하는 반응각을 명확히 판별할 수 있도록 해주는 판별 척도이다. 이를 통해 반응각 36°~46° 사이에서 윙락이 발생함을 확인할 수 있다. 이는 전형적인 윙락 발생 현상과 일치하는 결과이다.

Fig.3은 FTR 동적시험 조건에서 반응각을 변화시키면서 롤각의 변위를 측정해 본 그래프이다. 특정 반응각 36°~48° 영역(가운데 그래프)에서만 윙락 현상이 발생하고, 특정 반응각 보다 저 반응각(위 그래프)이거나 고 반응각 영역(아래 그래프)에서는 윙락 현상이 사라지는 것을 확인할 수 있다. 통상 반응각 30° 영역에서 전방동체, 스트레이크 등에서 발생하는 와류 유동이 강력해진다. 따라서 와류유동이 주요해지는 반응각 구간에서 윙락이 발생하게 되고, 반응각이 증가할수록 와류 붕괴가 심화되면서 윙락이 감소하는 것으로 추론할 수 있다.

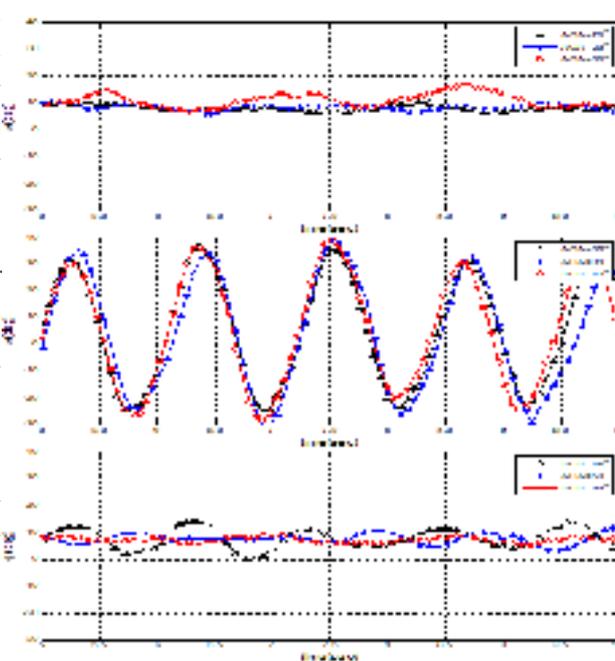


Fig.3. Wing Rock Roll Angle vs. Time

3. 풍동 시험 II : 기본공력 Static Wind Tunnel Test

윙락 발생 원인을 파악하기 위해서 먼저 정적 풍동시험을 수행하여 정적 안정성 미계수를 도출하였다. Fig.3에서 C_l 은 전 반응각 구간에서 안정하다. 반면 Fig.4에서 C_n 은 저반응각($\alpha=20^\circ$)일 때 방향 안정성이 확보되지만, 고 반응각 영역에서는 불안정하게 된다. 윙락은 롤링 운동에 대한 불안정성이므로 가로 안정성이 불안정할 것으로 예상하였으나, 오히려 방향 안정성이 불안정한 경향성을 보임을 확인할 수 있었다. 고 반응각에서 롤링과 요잉이 매우 밀접하게 연동되어 있기 때문에 가로 안정성과 방향 안정성이 적절한 조화가 필요함을 알 수 있다.

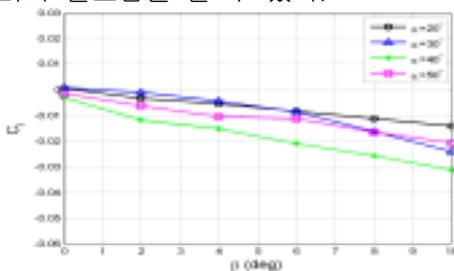


Fig. 3. C_l vs β ($\alpha=20^\circ, 30^\circ, 40^\circ, 50^\circ$)

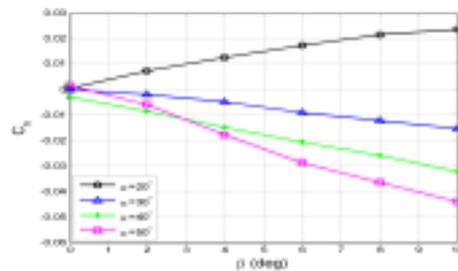


Fig. 4. C_n vs β ($\alpha=20^\circ, 30^\circ, 40^\circ, 50^\circ$)

4. 풍동 시험 III : 유동 가시화 풍동 시험

윙락 발생 원인을 파악하기 위해 항공기 주위의 와류 유동 가시화 시험을 수행하였다. 윙락이 발생하기 이전 영역인 받음각 25°, 최대 윙락이 발생하는 받음각 38°, 윙락이 소멸하는 받음각 50°에서 전방동체, 스트레이크, 주 날개에서 와류 유동을 가시화했다.

시험 결과, 받음각 38°에서는 전방동체에서 강하게 발생한 와류가 스트레이크를 지나면서 좀 더 큰 소용돌이를 형성했고 좌·우 번갈아 붕괴되고 생성되면서 롤링이 발생하는 것을 확인했다. Fig.6에서 볼 수 있듯이 전방동체에서 스트레이크를 지난 와류 유동이 한 쪽에서 강해지다가 붕괴한다. 이후 반대쪽으로 힘이 작용해 항공기가 롤링 방향으로 진동을 반복하는 현상을 확인할 수 있었다. 특히, 전방동체에서 발생하는 와류유동이 항공기가 좌우로 진행함에 따라 한쪽방향으로 쏠리게 되고 스트레이크와 주 날개 영역의 유동특성 변화에 크게 작용하는 것을 관측할 수 있었다. 이로써, 윙락의 주요 원인 중 하나는 전방동체 와류의 좌우 쏠림 현상이라고 추정할 수 있었다.



Fig.5. Visualization Test Section

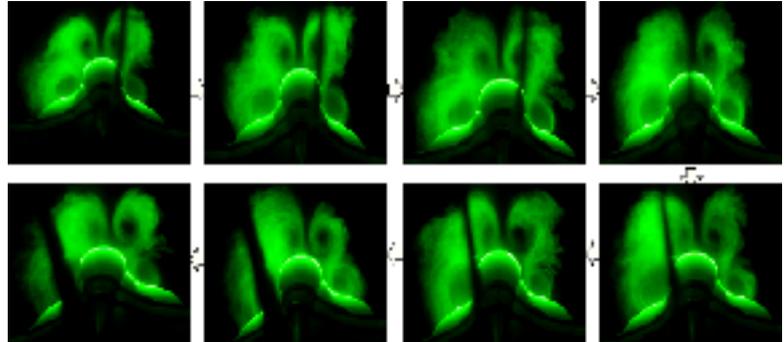


Fig.6. Vortex Visualization ($\alpha=38^\circ$)

5. 전산해석을 통한 Wing Rock 해석

전산해석은 크게 두 가지 목적을 가지고 수행하였다. 첫째는 FTR 풍동시험과 유사하게 전산해석 기법을 활용하여서도 윙락 현상을 구현할 수 있는지 확인하는 것이다. 연구결과 전산해석 기법으로도 윙락 현상을 실제적으로 예측할 수 있었다. 본 연구기법을 발전시키면 보다 다양하고 실제적인 비행상황(실기 scale, 실제 레이놀즈수/마하수)에서의 윙락 현상을 예측할 수 있으며, 이를 통해 항공기 형상을 최적화시키는 도구로서 매우 유용하게 활용될 수 있다.

두 번째 목적은 윙락 현상이 발생하는 원인을 보다 구체적으로 검토해보고자 하는 것이다. 전산해석을 통해 보다 자세한 유동특성 및 공력특성을 분석하였다. 해석 결과 전방동체 와류와 스트레이크 와류 간의 상호작용이 윙락을 발생시키는 주요 원인인 것으로 파악되었다. 이러한 상호작용은 낮은 롤각 영역에서 롤 운동을 가진시키는 역할을 하고 높은 롤각 영역에서는 롤 운동을 감쇄시키는 역할을 하여 롤 운동이 일정 주기를 가지고 반복되는 현상이 초래됨을 확인하였다.

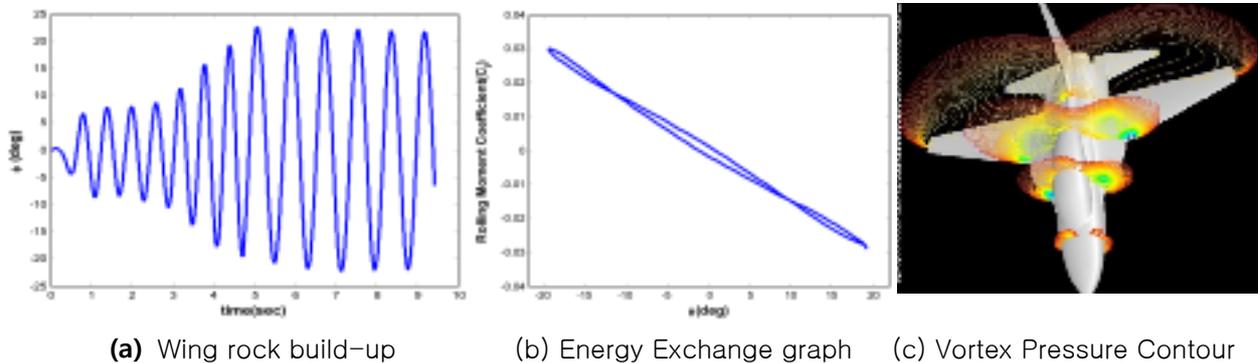


Fig.7. CFD based Wing Rock Analysis Results

6. Wing rock 현상 감소를 위한 형상개선 제안

마지막으로 앞선 연구 결과를 바탕으로 윙락 현상 개선을 위해 두 가지 기초적인 형상 개선 방안을 도

출하였다. Fig.8과 같이 T-50 항공기의 전방동체와 꼬리날개에 3-D 프린터로 제작한 Chine과 Dorsal Fin을 적용한 후, 풍동시험을 통해 개선된 형상이 윙락에 어떤 영향을 미치는지 확인하였다. 먼저 동체와 수직꼬리날개를 잇는 dorsal fin을 적용하여 효과를 검토하였다. 이는 정적 풍동시험의 방향안정성이 불안하다는 결과를 개선하고자 하는 시도였다. FTR 풍동시험 결과 dorsal fin은 윙락의 크기를 다소 줄여주는 역할을 하지만 윙락 현상 자체를 개선시키는데 큰 효과가 없었다.

두 번째 도출 형상은 전방동체에 Chine 형상을 모사한 부착물을 장착한 후 시험하는 것이다. 이는 가시화 시험과 전산해석 결과에서 전방동체 와류의 좌우 쓸림 현상이 윙락의 주 원인으로 파악되었기 때문에 전방동체 와류의 움직임을 제한하기 위한 방안으로 도출된 것이다. Fig.9 에서 볼 수 있듯이 chine 형상 적용이 윙락 현상을 감소시키는데 탁월한 효과가 있음을 확인할 수 있었다. 이 시험결과는 앞에서 수행된 풍동시험과 전산해석을 통해 추정된 윙락 원인분석의 타당성을 확증해 주었다. 뿐 만 아니라, F-16, FA-50 등과 같이 기존의 항공기에 Chine 형상을 모사하는 간단한 부착물을 적용하는 경우 고 받음각 비행특성을 현저히 개선할 수 있는 현실적인 대안을 제시한다는 의의도 가진다.



(a) Chine



(b) Dorsal Fin

Fig.8.T-50 with Chine and Dorsal Fin

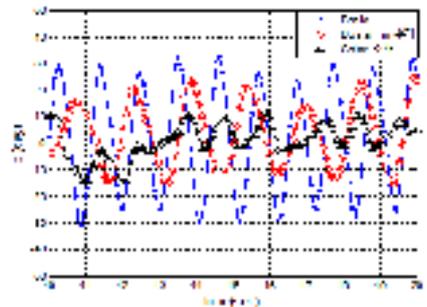


Fig.9.Roll Angle Displacement for Time

3. 결론

- FTR 시험 장치를 개발하여 T-50 모델에 대한 윙락 시험을 수행하였으며, 실제적인 윙락 현상을 구현할 수 있음을 확인하였고, 윙락 현상의 롤각 측정을 통해 전형적인 윙락 특성을 분석할 수 있었다.
- 정적 시험을 통해 윙락은 롤링 운동에 대한 불안정성이므로 가로 안정성이 불안정할 것으로 예상하였으나, 오히려 방향 안정성이 불안정한 경향성을 보임을 확인할 수 있었다. 고 받음각 영역에서는 롤링 운동과 요잉 운동이 매우 밀접하게 연동되어 있기 때문에 가로 안정성과 방향 안정성이 적절한 조화를 이루어야 함을 확인할 수 있었다.
- 가시화 시험을 통해 전방동체에서 발생하는 와류유동이 항공기가 좌우로 진행함에 따라 한쪽방향으로 쓸리게 되고 스트레이크와 주 날개 영역의 유동특성 변화에 크게 작용하는 것을 관측할 수 있었다. 이로써, 윙락의 주요 원인 중 하나는 전방동체 와류의 좌우 쓸림 현상이라고 추정할 수 있었다.
- 전산해석을 통해 전방동체 와류와 스트레이크 와류간의 상호작용이 윙락을 발생시키는 주요 원인인 것으로 파악되었다. 이러한 상호작용은 낮은 롤각 영역에서 롤 운동을 가진시키는 역할을 하고 높은 롤각 영역에서는 롤 운동을 감소시키는 역할을 하여 롤 운동이 일정 주기를 가지고 반복되는 현상이 초래됨을 확인하였다.
- 윙락 감소 방안 연구를 통해 chine 형상 적용이 윙락 현상을 감소시키는데 탁월한 효과가 있음을 확인할 수 있었다.이 시험결과는 앞에서 수행된 풍동시험과 전산해석을 통해 추정된 윙락 원인분석의 타당성을 확증해 주었다. 뿐 만 아니라, F-16, FA-50 등과 같이 기존의 항공기에 Chine 형상을 모사하는 간단한 부착물을 적용하는 경우 고 받음각 비행특성을 현저히 개선할 수 있는 현실적인 대안을 제시한다는 의의도 가진다.
- 본 연구 기법을 발전, 확장시키는 경우 향후 전투기 등의 항공기 개발 초기 단계에서부터 윙락과 같은 불안정한 비행특성 여부를 파악할 수 있으며, 해결 방안을 선제적으로 검토할 수 있는 매우 유용한 Tool을 제공할 수 있을 것이다. 불안정한 동적 비행 특성은 주로 개발 후기 단계 또는 비행시험 단계에서 식별되기 때문에 개발 성패에 큰 영향을 미치며 막대한 비용과 시간을 증가시키는 요인이다. 이러한 저해 요소를 초기에 식별할 수 있다면 항공기 개발 전체 비용과 시간을 줄이는데 큰 기여를 할 수 있다.