

고 받음각에서의 전투기 가로-방향안정성 향상을 위한 전방동체 및 스트레이크 형상 최적화 풍동시험 연구

I. 서론

F-4, F-5 기종 노후화에 따른 전력 공백 문제를 해결하기 위해 방위산업청과 한국항공우주산업(KAI : Korea Aerospace industries)에서는 대한민국 차세대 전투기 사업(KFX : Korean Fighter Experimental)을 진행 중에 있다. KFX 사업은 기술 발전 추세에 맞추어 독자적으로, 한국의 미래 전장 환경에 적합한 고성능 전투기로 성능 개량 능력을 보유하는 것에 큰 기여를 하고 있다. KFX 사업을 적기에 성공적으로 완료하기 위해서는 관련 연구 활동을 활성화하고 연구 성과가 KFX 사업에 환원될 수 있도록 산학연(産學硏)이 협력하여 지원해야 하는 시기이다.

최근 5세대 전투기들의 발전추세는 스텔스(Stealth) 기능과 고기동성(High maneuverability) 능력 확보로 초점이 맞춰져 있다. 미국은 F-22와 F-35 개발을 통해 스텔스 성능과 추력편향(Thrust Vectoring) 기술 등을 활용한 고기동 성능을 함께 추구하였다. 최근 러시아와 중국 또한 PAK-FA(T-50)와 J-20을 각각 개발하면서 스텔스 기능과 고기동성을 통합하는 전투기 개발추세를 따르고 있다.

고기동성은 적기와외의 공대공 전투임무에서 전술적 우위를 선점하게 할 뿐 아니라 지대공 미사일에 대한 급격한 회피기동을 가능하게 하여 조종사의 생존성을 높일 수 있는 차세대 전투기의 핵심 능력이다.

고기동성을 확보하기 위해서는 고 받음각(High angle-of-attack : High AOA), 고 옆미끄러짐각(High angle-of-sideslip : High AOS) 영역까지 전투기의 운용범위(Flight envelope)을 확대해야 한다. 그러나 고 받음각 영역은 전방동체(forebody), 스트레이크(strake), 주날개(main wing) 등에서 발생하는 분리유동(separated flow)과 와류 유동(vortex flow)이 상호 작용하여 복잡하고 비선형적인 유동현상을 발생시킨다. 비선형적 유동현상은 공력특성의 급격한 변화를 초래하여 Stall, Spin 등과 같은 위험한 비행 상황(departure)을 발생시킨다.

전투기의 고기동 성능을 확보하기 위해서는 고 받음각에서의 흐름특성을 이해하고, 전방동체, 스트레이크, 주날개 등에서 발생하는 와류유동을 효과적으로 활용하여 고 받음각에서도 가로와 방향 안정성을 확보할 수 있는 비행기 형상에 대한 연구가 필요하다.

따라서 본 연구는 고 받음각에서의 흐름특성을 이해하고, 항공기 각 부품에서 발생하는 와류유동을 효과적으로 활용하여 고 받음각에서도 가로와 방향 안정성을 확보한 비행기 형상을 획득하기 위해 3-D 프린터를 이용하여 기존 전투기 형상의 모델과 6개의 전방동체 요소를 변화시킨 18개의 모델을 획득하여 풍동실험을 진행하였다.

II. 실험모델의 획득 및 실험 절차

방위산업청에서 제공한 KFX 모델과 F-22의 형상을 참고하여 CAD 파일을 통해 Baseline Model을 설계했다.

Baseline Model의 전방동체 형상을 기준으로 Model 1부터 12까지는 Nose의 두께, Nose의 각도, Chine 형상, LEX의 길이, Lex의 tip-point, LEX의 Sweep 각도를 변화시켜 설계했다. Model 13, Model 14, Model 15, Model 16은 Model 1부터 12가지 중에서 안정성에 효과가 있던 Model들의 요소들을 두 가지 결합하여 만들었다. Model 13은 날카로운 LEX를 아래로 내린 형상이고, Model 14는 Reversed LEX를 아래로 내린 형상이다. Model 15는 Nose의 윗부분을 두껍게 하고 아래로 내린 형상이고, Model 16은 Sweep 각도가 60°인 LEX와 Nose를 내린 형상이다. Model 17과 Model 18은 Nose의 두께와 각도, LEX의 Sweep각도 변화요소 세 가지를 결합하여 만들었다. Model 17은 Nose의 윗부분을 두껍게 하고 아래로 내린 형상에서 Sweep LEX를 추가시킨 형상이고, Model 18은 윗부분을 두껍게 하고 아래로 내린 형상에서 Reversed LEX를 추가시킨 형상이다.



Fig. 1. Baseline Model & Model 1 ~ 18

실험은 공군사관학교 소형 아음속 풍동실험 장비에서 유속 30m/s, 받음각은 0°에서 16°까지는 4° 간격, 16°~40°까지는 2° 간격으로, 옆미끄럼각은 0°~10°까지 2° 간격으로 실험을 수행했다. 1개의 Model로 총 다섯 번의 실험을 수행하였다. 풍동실험에서 얻는 정보는 밸런스(Balance)를 통해 랩 뷰(Lab view) 프로그램으로 데이터를 획득했다. 그리고 최종적으로 매트랩(Matlab)을 통해 풍동실험에서 얻은 데이터를 분석하였다.

III. 주요 연구 결과

3.1 Model 1, 3, 6, 7, 11, 12 결과 비교 분석

Model 1부터 12까지의 실험 결과 Model 1, 3, 6, 7, 11, 12 총 6개의 모델에서 안정성에 대한 긍정적인 효과가 나타났다.

6개의 Model들은 Baseline Model과 비교하여 받음각이 커질수록 가로 안정성에서 현저한 차이가 나는 것을 알 수 있다. 받음각이 26° 일 때에는 Baseline Model을 제외한 모든 Model이 안정성 면에서 우수하다는 것을 알 수 있다. 받음각이 32° 일 때에는 안정성 측면에서 모든 Model들이 우수하지는 않지만 옆미끄럼각에 대한 절댓값이 Baseline Model보다 작다.

방향 안정성에서도 받음각이 커질수록 Model간의 차이가 선명하게 나타난다. 받음각이 32° 일 때, 기울기를 통해서 안정성을 비교하면 Baseline Model에 비해

일부는 기울기가 크며 일부는 기울기가 작다는 것을 눈으로 확인할 수 있다.

결론적으로 형상을 변형시킨 모델 중 위 6개의 모델들은 가로 안정성 면에서는 대부분 (+)적인 요인으로 작용한 반면에 방향 안정성 면에서는 일부 (-)적인 요소도 포함되어 있다.

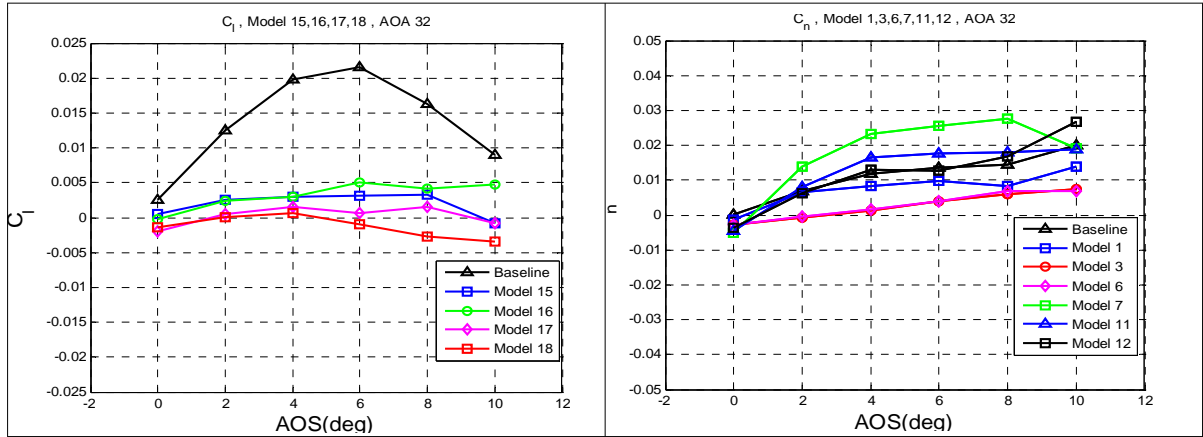


그림 2. AOS vs C_l , C_n (AOA = 32°)

3.2 Model 15 ~ 18 결과 비교 분석

Rolling Moment는 받음각이 32° 일 때, Baseline Model이 양의 기울기를 가지며 불안정하지만, Model 17과 Model 18은 거의 0에 가까운 기울기를 가지며, Model 15와 Model 16보다도 더 안정하다는 것을 비교분석 할 수 있다. Yawing Moment 측면에서 Model 17과 Model 18은 고 받음각에서 두 모델의 바탕이 되는 Model 15보다 큰 양의 기울기를 가지는 것을 비교함으로써 Model 15보다 좀 더 안정한 방향안정성을 갖는다고 판단할 수 있다.

Model 17과 Model 18은 Baseline Model과 비교하여 가로 안정성과 방향 안정성 모두 극적으로 향상시켰다는 것을 확인할 수 있다.

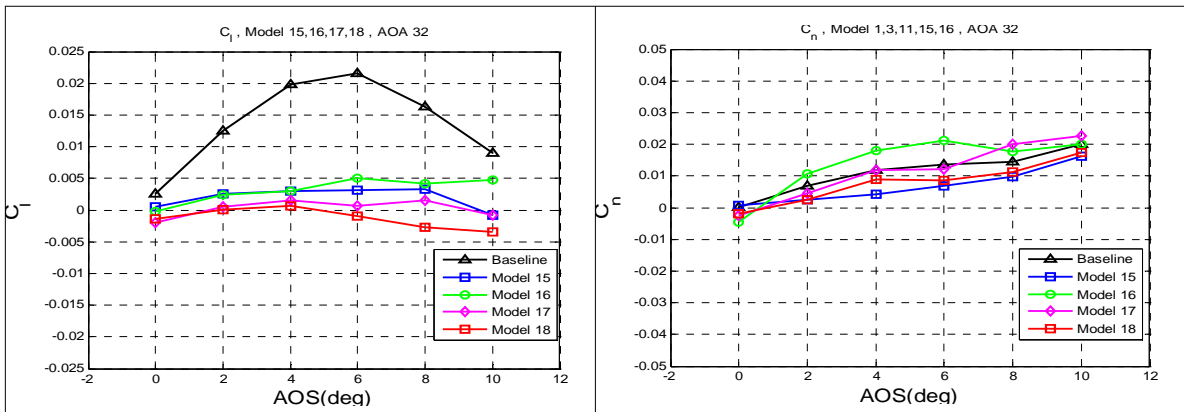


그림 3. AOS vs C_l , C_n (AOA = 32°)

IV. 결론

본 연구는 전투기의 전방동체 형상에 변화를 주며 받음각과 옆 미끄럼각에 대한 풍동 실험을 실시하였다. 특히, 전방동체 형상의 변화가 고 받음각, 고 옆 미끄럼각 상황에서 가로 안정성과 방향 안정성에 어떤 영향을 주는지 모델들의 실험값을 비교분석하였다.

실험 결과, 모델에 따라 고 받음각, 고 옆 미끄럼각에서 비행 안정성은 큰 차이를 나타냈다. 기존의 Baseline 형상은 받음각 26° 이상부터 급격하게 C_l 과 C_n 이 불안정해졌다. 그러나 세 가지의 요소를 결합해 설계한 Model 17과 18은 받음각 32° 까지도 C_l 이 안정적인 경향성을 보였다. 고 옆 미끄럼각에서도 기존 Baseline은 6° 에서부터 C_n 이 불안정해진 반면, 세 가지 요소를 결합한 Model 17은 10° 까지 지속적으로 비행 안정성을 유지하였다.

본 실험은 기존 연구와는 다르게 3-D 프린터를 이용해 짧은 시간에 저가로 다양한 Model를 제작하여 풍동실험을 하고, 이를 통해 안정성을 갖춘 전투기 모델을 제안했다는 의의가 있다. 기존에는 모델을 다양하게 획득하여 풍동실험을 하는데 비용과 시간이 많이 소비되었다. 하지만 본 실험에서 사용한 방법을 적용하면 기존 연구의 한계점을 극복하여 비행체의 초기 모델을 설계하는데 실질적인 도움을 줄 것이다. 또한 본 실험의 결과로써 획득한 Model 17 혹은 Model 18의 형상은 고 받음각에서의 비행안정성 개선을 위한 KFX 모델의 설계에 중요한 기여를 할 수 있을 것으로 기대된다.

본 연구는 아직 Model의 와류 가시화 실험이나 CFD(Computational Fluid Dynamics) 전산 해석을 수행하지 못해 실험 결과에 대한 원인을 직접 눈으로 확인 할 수 없다는 한계가 있다. 따라서 앞으로 가시화 실험과 CFD 전산 해석을 수행하여 실험 결과 원인을 명확하게 분석하는 후속 연구를 진행할 예정이다.