

항공기 개발을 위한 소음해석 및 시험

Aeroacoustic Noise Analysis and Flight Test for Aircraft Development

박남은†, 김탁*, 박좌근*, 우철훈*, 최건목*

N.E. Park, T. Kim, J.G. Park, W.H. Woo and G.M. Choi

1. 서 론

본 연구에서는 한국항공우주산업(주)에서 개발 또는 개발 중인 항공기(초음속 전투기와 헬리콥터)와 주요 소음원(음속 폭음과 헬리콥터 로터 블레이드 공력 소음)에 대해서 비행 시험 방법과 수치해석 방법에 대해서 살펴보았다.

2. 음속 폭음(Sonic Boom) 소음 비행 시험

2.1 초음속 전투기 공력 소음

초음속 전투기의 공력 소음에는 이륙 시 엔진 소음 특히 후부 연소기(afterburner) 사용시 소음과 비행 중에 음속을 돌파하거나 음속에서 감속했을 때 또는 초음속비행을 하고 있을 때 지상에서 들리는 음속 폭음이 있다. 공항근처의 소음은 주로 이착륙시의 엔진 소음에 기인하여 많은 규제와 규정이 있지만, 초음속 전투기의 음속 폭음은 건물이나 가축 등에 피해를 주기도 하지만, 군사적인 목적상 운용되는 군용 전투기에 대한 특별한 규정은 없다. 국내에서는 실제 초음속 전투기의 음속 폭음 연구나 시험은 거의 이루어 지지 않았다.

2.2 음속 폭음 비행 시험

음속 폭음에 대한 요구도는 군전투기에 규정되어 있지만, 음속 폭음에 대한 비행시험이 시도 되었다. 음속 폭음 시험은 국내 여건상 해상에서 진행 될 수밖에 없다. 시도되었던 시험 방법은 음속 폭음 측정을 위한 계측장비를 탑재한 해군함정이 어선분포가 적은 임무지역에 정박하여 시험 항공기가 임무공역 진입 및 음속돌파 측정비행 임무 진행하였다. 측정요원은 해군함정 내 UHF/VHF 통신 장비로 비행현황 모니터 및 상호 교신을 통해 시험을 수행하였다.

그림 1은 음속 폭음 시험을 위한 비행시험 방법이다. 측정 위치를 항공기에서 발생한 충격파가 지나가게 하기 위해서는, 고도에 따라 차이가 있지만 3nm 전방에서 초음속을 돌파해서 5nm를 지나가야만 충분히 음속 폭음을 측정 할 수 있다.

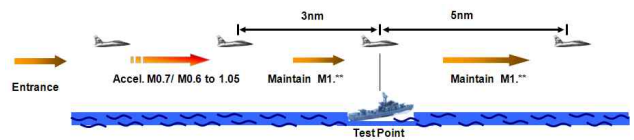


그림 1 Sonic Boom Test Flight Procedure

수행되었던 측정 방법은 매우 열악한 조건이었고, 특히나 해상에서 이루어졌기 때문에 습도와 계측 장비의 고정애 어려움이 있었다.

그림 2는 항공기 비행 궤적을 통해 음속 폭음 측정을 위해 적절한 위치를 비행했는지를 평가하기 위해, 측정 위치와 항공기 궤적을 도시한 결과이다. 시험 항공기의 거리는 측정 위치를 300ft 이내로 적절히 이루어 졌음을 할 수 있다.

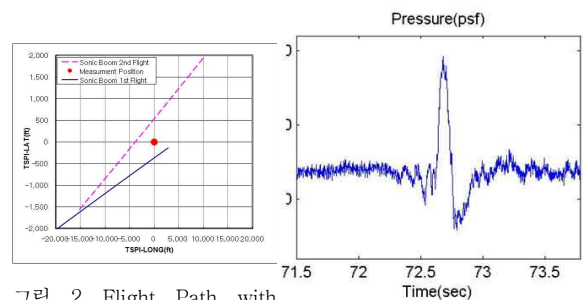


그림 2 Flight Path with DGPS

그림 3 Measured N-Wave

그림 3은 음속 폭음 시험시 측정된 N-Wave의 결과이다. 시험 시 음속 폭음이 작은 충격음으로 밖에 들리지 않았고, 작은 측정값을 보였다. 이러한 주원인은 바람, 습도가 높은 해상에서 이루어졌고 계측장비를 자체 소음과 불안정한 함상에 설치하였기 때문인 것으로 보인다.

측정 결과 음속 폭음이 후부 연소기(afterburner)의 소음 수준보다 큰 것을 알 수 있었으며, 수평비행 보다 항공기 중량이 3~5배 늘어나는 G-기동시 음속 폭음을 측정 할 수

† 교신저자; 한국항공우주산업(주)
E-mail : nameunparkaero@koreaaero.com
Tel : (055) 851-2895, Fax : (055) 851-0859
* 한국항공우주산업(주)

있다면 음속 폭음에 대한 정확한 평가가 이루어 질 수 있을 것으로 보인다.

3. 헬리콥터 공력 소음

본 연구에서는 군사 규정 중, 제자리비행시의 외부 소음 해석에 중점을 두고 수행하였다. 제자리비행시 외부소음 측정 방법은 1.2m 정도 높이의 마이크로폰 시스템을 150m 떨어지게 설치함으로써 소음을 측정하고, 시험을 위한 대기 조건 등은 ICAO의 규정에 의거하여 수행되었다.

[외부 소음 시험 개략도: 제자리 비행]

제자리 비행은 그림 4과 같이 지면효과와 영향을 받지 않기 위하여서 지면에서부터 150ft 높이에서 제자리 비행을 수행하였으며, 마이크로폰은 각각 500ft에 설치하였다.

제자리 비행시 소음을 방향별로 차이를 분석하기 위하여 45°간격으로 시계방향으로 회전 하여 8차례 데이터를 획득하여 수행할 수 있다. 데이터 저장을 위해 제자리비행 유지 30초간 실시가 필요하다.

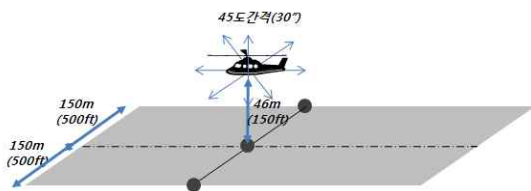


그림 4 External Noise Flight Test Schematic(Hovering)

3.2 헬리콥터 공력 소음 해석

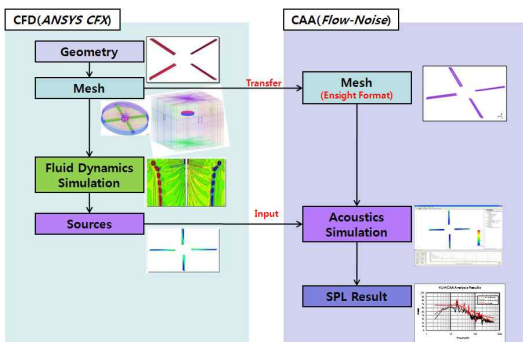


그림 5 CFD Analysis & CAA Analysis Process

전산공력음향 해석을 위해서 그림 5와 같이 “CFD plus Acoustic Modeling”의 방법을 이용하였다. 상용 CFD 소프트웨어인 ANSYS CFX를 이용하여 비정상(Unsteady)해석을 수행하고 FW-H eq.에 기반을 둔 전산공력소음해석틀인 FlowNoise를 이용하여 소음해석을 수행한다. 비행조건은 제자리 비행 시 OGE(Out Groud Effect) 상태를 모델링하여 그 결과를 보였다.

공력해석은 약 7.7ton의 제자리비행에 필요한 추력을 얻기 위한 컬렉티브 피치 8.5°조건에서 수행되었다. 참고문헌에 비해 추력이 3.6% 작으나, 목적인 항공기의 중량(추력)을 만족하므로 소음해석에는 적합한 것으로 판단된다.

Table. 1 Analysis Result of UH-60 for Hovering

	Thrust(N)	Power(Kw)	F.M.
Ref.	78,956	1,382.8	0.707
CFD	76,079	1,368.4	0.67
Deviation(%)	3.6	1	5.2

그림 6에서는 방향별 주파수 특성을 OASPL로 처리하여 얻은 결과이다. 원형 심볼의 실선이 UH-60의 제자리비행시험 결과이고, 사각 점선이 UH-60의 주로터 전산공력소음해석(CAA) 결과이다.

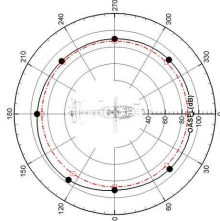


그림 6 UH-60 Hovering OASPL Results

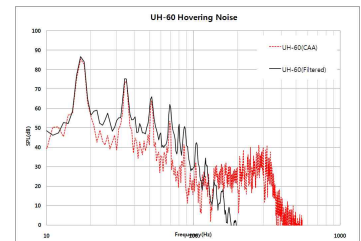


그림 7 UH-60 Filtered Result & CAA Result

그림 7은 전산공력해석을 통한 결과와 외부소음비행시험 결과를 비교하였다. 주로터만을 해석하였기 때문에 시험결과도 고주파수 영역을 필터링한 결과와 비교를 하였다. 비교 결과 주로터의 주파수 영역과 잘 일치하는 결과를 볼 수 있다.

4. 결 론

국내에서의 초음속항공기의 음속 폭음 시험은 비행시험장 여건상 향후에도 어려움이 예상되고, 음속 폭음을 감소시키기 위한 형상변경이나 새로운 형상 개발은 요원한 일이지만, 특성을 이해할 수 있다면 평시 훈련비행시 민간의 피해를 줄 일 수 있을 것으로 기대한다.

제자리비행시의 외부소음비행시험 방법과 전산공력해석에 대해 UH-60 적용하여 해석을 수행하였다. UH-60 주로터에 대해 전산공력해석을 수행하여 결과의 타당성을 제시하였으며, 이를 바탕으로 전산공력음향학 해석을 수행하여 UH-60의 외부소음 비행시험과 비교하였다. 시간 영역 소음 해석, 주파수 분석, OASPL 분석 등을 통한 시험 결과와의 비교를 통해, UH-60의 제자리비행 시 공력소음 수준을 파악 할 수 있었으며, 소음 해석 방법을 제시하였다.