



김 상 호 | 국방과학연구소 1기술본부 2부, 실장 | e-mail : singsang@add.re.kr

국방 연구개발 분야에서 적용하여야 하는 다양한 종류의 풍동시험 종류 및 이에 사용되는 풍동시설을 소개하고 향후 무기체계 개발에 있어서 필수적인 풍동 관련 인프라 구축의 필요성에 대하여 기술하고자 한다.

국방분야에 있어서의 풍동의 역할은 민수분야와 대동소이하며, 무기체계 대상에 따라, 혹은 개발단계에 따라 시험의 종류와 그 역할이 달라질 수 있을 뿐이다. 국방분야의 속성상 구체적 내용은 보안규정에 저촉이 될 수 있으므로 민감한 부분은 제외하고 최대한 일반화된 내용으로 기술하고자 한다.

국방분야에서는 풍동시험이 요구되는 무기체계는 항공기류(전투기, 훈련기, 수송기, 무인기, 무인전투기, 헬리콥터 등), 각종 유도무기(대지, 대함, 대공 등), 총포탄 및 수중 물수체(잠수함, 어뢰) 등의 유체 내에

서 운동하는 모든 비행체가 그 대상이라 할 수 있다. 그뿐 아니라 무기체계에 적용되는 각종 안테나, 감시정찰용 부착물(EO/IR, Elint), 엔진 또한 낙하산 등의 성능확인에 풍동시험분야가 확대되고 있다.

이러한 각종 무기체계 및 구성부품은 요구되는 운용속도 범위에 따라 시험을 수행하는 풍동설비가 다른데, 저속영역(속도 110m 이하, $M < 0.3$)에서 운영되는 저속풍동(LSWT : Low Speed Wind Tunnel), 천음속 영역($0.6 < M < 1.4$)에서 운영되는 천음속 풍동(Transonic Wind Tunnel), 초음속 영역($1.4 < M < 4$)에서 운영되는 초음속 풍동(Supersonic Wind Tunnel), 극초음속 영역($5 < M$)에서 운영되는 극초음속 풍동(Hypersonic Wind Tunnel)등으로 대별할 수 있다. 국내에서 가용한 공력자료생산 풍동(Data Production Wind Tunnel)으로 저속 영역에서는 한국항공우주연구원의 중형아음속풍동(4m X 3m X 10m), 국방과학연구소 저속풍동(3m X 2.25m X 8.5m), 공군사관학교 아음속풍동(3.5m X 2.45m X 8.8m)이 있고, 고속영역의 자료생산설비로는 마하 0.2부터 4까지 시험할 수 있는 국방과학연구소의 삼중음속풍동($0.2 < M < 4.0$, 1.2m X 1.2m)이 유일하다. 그 밖에 국내 대학교에서 보유하고 있는 풍동이 다수 존재하지만 규모가 작아 주로 학문 연구목적으로 유용하게 사용되고 있다.

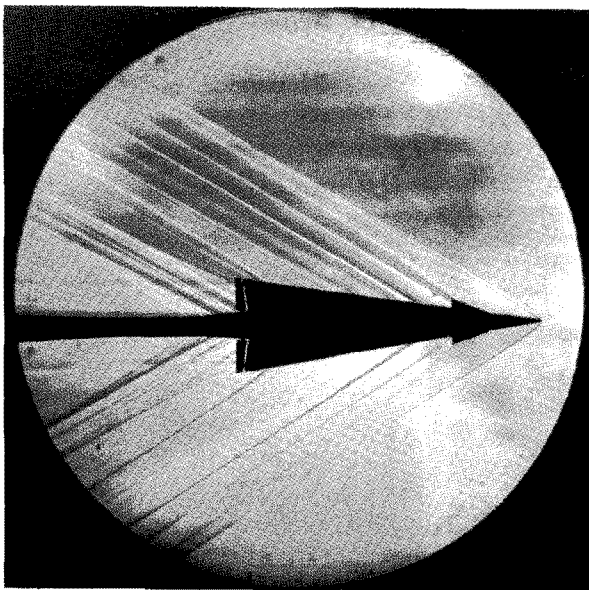


그림 1 현무 풍동시험 실리렌 충격파 가시화

국방과학연구소의 삼중음속풍동은 1970년대 말에 건설되어 그 이후 국내에서 연구 개발된 모든 총포탄, 유도무기, 항공기 등의 형상설계, 성능확인 및 개량에 효과적으로 사용되어 왔다. 개발 당시에는 그 당시 경제규모에 비하여 대규모인 700만 달러의 투자를 하면서 미래에 과연 얼마나 유용하게 풍동설비를 사용할 수 있을까하는 의구심을 품은 적도 있었고, 당시에 한창 떠오르던 분야였던 CFD(Computational Fluid Dynamics)가 모든 풍동시험을 대체할 것이라는 장밋빛 전망으로 풍동실험실 무용론으로 건설이 위기를 맞은 적도 있었다. 하지만 결과론적으로 선배들의 해안으로 국가적으로 유용한 인프라를 일찍부터 갖추게 되어 국방연구개발의 주춧돌이 될 수 있어 감사하게 생각한다. 물론 기왕의 투자에 조금만 더 규모를 키웠더라면 하는 아쉬운 점도 있는 것은 사실이지만 그나마 이마저도 없었더라면 현재의 현무, 천마, 신궁, 홍상어 등의 유도무기와 KT-1, T-50 등의 국산 항공무기 개발이 쉽지는 않았을 것이라는 사실에 자부심을 느끼게 된다.

체계요구조건이 확정되면 체계의 임무를 달성할 수 있도록 설계자는 초기 형상을 창의적인 사고에 의한 해석적인 방법으로 혹은 기존의 데이터베이스를 이용하여 경험적으로 만들어 내게 된다. 초기 형상을 기초

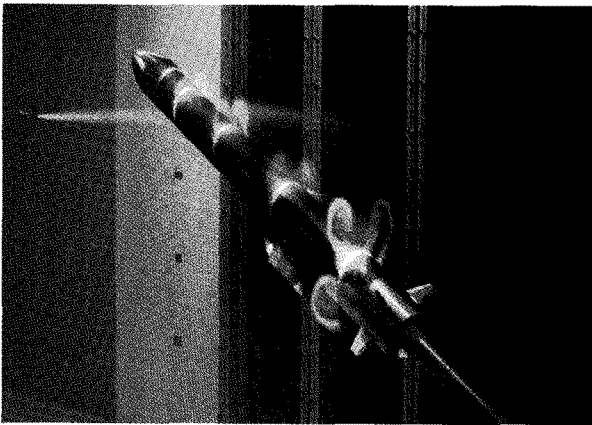


그림 2 큰 받음각의 홍상어 유도탄 주위 와류 흐름가시화

로 하여 동체 형상, 주 날개/꼬리 날개 혹은 다른 구성요소 등의 형상, 위치, 크기 등의 다양한 변종을 만들고 각각 풍동시험에 적합하도록 풍동시험 모형을 설계/제작하여 실험에 착수하게 된다. 초기 실험을 통하여 갖가지 변경 형상에 대한 성능 및 요구도 만족 여부 확인을 통하여 최적의 형상을 찾아내고 추가 형상 변경의 필요성 여부를 확인하게 된다.

일차적으로 형상이 확정이 되면 이 형상에 대하여 기본 성능과 조종안정성을 확인하기 위한 기본공력 데이터베이스를 구축하는 풍동시험이 우선적으로 수행된다. 이를 위하여 받음각(α)과 빗김각(β)에 따른 공력변화 및 조종변위각의 변화에 따른 공력변화를 추출하게 된다. 여기서 풍동시험자료는 풍동시험조건인 레이놀즈수에서 만들어진 자료이므로 실제 비행조건인 레이놀즈수와는 차이를 보이게 된다. 따라서 레이놀즈수 외삽을 통하여 비행조건의 자료로 변환하는 과정이 필수적으로 요구된다. 이를 기초로 하여 비행조건인 6DOF 공력 데이터베이스를 구축하여 만든 공력모델을 비행/유도 조종파트에 전달된다.

동안정 미계수는 비행체의 동적 안정성을 파악할 수 있는 중요한 변수이고 해석적인 방법으로 예측 가능하지만 보통 정확한 값을 획득하기 어렵기 때문에 실험적인 방법으로 확인하는 것이 절대적으로 필요하다. 비행체의 수학적 공력모델의 완성에 요구되는 모든 동안정 미계수를 대부분 풍동시험을 통하여 추출할 수 있다. 이를 위하여 피치, 요, 롤 댐핑계수를 추출할 수 있도록 특수 고안된 치구를 이용한 동안정 미계수 산출 풍동시험을 수행한다. 항공기의 경우 실속 및 스핀 등 높은 받음각에서의 기동 특성을 확인하기 위하여 다양한 하중조건에서 로터리 밸런스를 이용한 풍동시험이 수행되어 공력DB로 활용한다.

비행체의 구조설계를 위하여 비행체에 작용하는 공력하중이 필요하며 풍동시험을 통하여 비행체 표면의 압력분포를 측정·적분함으로써 공력하중을 산출하

여 구조분야에 제공하게 된다. 이를 위하여 기본공력 측정 모형과는 별도로 압력을 측정할 수 있는 풍동시험모형이 필요하게 된다. 최근에는 별도의 압력시험용 풍동모형을 만들지 않고 압력감응도료를 기본공력 풍동시험모형에 도포하여 광학특성이 압력에 반비례하는 특성을 이용하여 영상으로부터 표면압력을 획득하여 공력하중을 산출하는 방법도 개발되어 사용되고 있다.

항공기 혹은 유도탄의 공기흡입구의 기본 형상 결정 및 운용영역에서의 성능 파악을 위하여 풍동시험을 수행한다. 기본 형상의 결정을 위하여 흡입구로 접근하는 흐름의 경계층 두께 측정시험을 수행하고, 관련 형상의 변경시험을 수행하며, 흡입구의 운용 속도 영역에서의 특성을 파악하기 위하여 속도변화 시험 및 Landing Gear 장착효과 시험 등을 수행한다. 별도의 흡입구 풍동모형을 설계/제작하여 풍동시험을 수행하여 엔진면에서의 전압 회수율, 전압 왜곡률 등의 결과를 산출함으로써 제 성능을 확인한다.

항공기나 유도탄 등의 비행체의 성공적인 임무완수를 위하여 비행/유도조종이 필수적이며, 이를 위하여 조종면을 구동하기 위한 구동장치가 설치된다. 이들 구동장치의 최적설계를 위하여 요구되는 구동하중조건을 산출하기 위하여 풍동시험에서는 힌지모멘트 측정이 필수적이며, 대부분의 힌지모멘트 측정 풍동시험모형을 별도로 설계/제작하여 측정한다. 풍동시험모형이 충분히 큰 경우에는 기본공력측정 모형에 힌지모멘트를 조종면에서 직접 측정할 수 있도록 로드셀을 장착하여 기본공력시험과 동시에 풍동시험을 수행하는 경우도 있다. 최근에는 가능한 경우 조종면을 시험부 외부에서 원격 작동하여 요구 조종면 변위를 변화시킬 수 있는 스마트모형 설계를 추구하는 경향이 있다. 이 경우 풍동모형 비용은 비교적 고가이지만 풍동시험의 효율성을 높일 수 있기 때문에 조종면 변위의 변화를 많이 요구하는 S&C(Stability and Control)

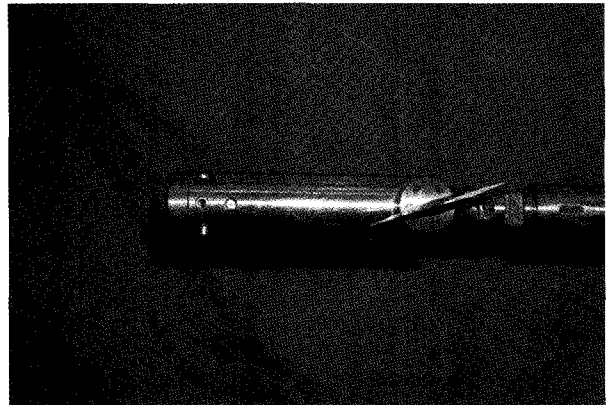


그림 3 조종면 힌지모멘트 측정시험 모형

풍동시험의 경우 비용 대 효과를 고려하여 선택할 수 있다.

유도탄의 발사초기에는 추진기관이 점화되고 자세 각 제어를 위한 공력이 확보되더라도 양력이 형성되기까지는 기본적인 시간이 소요되므로 발사초기 안정성문제가 대두하게 되며, 또한 초기에는 저속으로 비행하기 때문에 발사 시의 바람의 속도 및 발사 후의 추풍의 영향을 고려하지 않을 수 없다. 즉 고속으로 운용되는 유도탄이라도 발사 초기 안정성 문제를 확인하기 위하여 저속풍동에서 풍동시험을 거쳐야 한다.

나로호의 경우처럼 비행 중 페어링 덮개의 분리가 요구되는 경우 분리 시험조건에서 분리 안전성 확인 시험이 진행되기도 하고, 발사관 내에서 접혀있던 날개가 사출과 동시에 전개되도록 설계된 경우, 혹은 무장 장착 중에는 날개가 접혀 있다가 분리 후 전개하는 경우 등 모든 설계환경 조건에서 접힌 날개의 원활한 전개가 가능한지 확인이 필요하다. 성공적인 날개 전개를 위하여 전개장치에는 충분한 토크를 확보하여야 하며 전개장치의 설계를 위하여 전개 시 공력특성 등을 고려한 전개특성에 대한 정확한 해석이 필요하고 이를 위하여 풍동시험이 이용된다.

초기 발사 후 초기 방향전환이나 종말유도조종을 위하여 측추력기를 이용하거나, 항공기의 기동에 추

력편향 노즐을 이용하는 경우가 있는데 이때 설계 추력이 공기력에 미치는 영향을 파악하고 측추력 혹은 추력편향노즐을 통한 비행체 조종성능을 확인하는 풍동시험을 수행하며, 이로부터 구축된 데이터베이스는 비행시험 및 체계개발에 적용된다. 측추력기는 소형 추진기관인 측추력 모터와 노즐로 구성되어 있으나 풍동시험에서는 이의 모사를 위하여 풍동시험부의 풍동모형으로 고압공기를 공급하여주는 고압공기 발생장치를 사용된다.

비행체 조종날개에서 동적 공탄성 현상과 구동장치의 동특성이 결부되어 서보공탄성(Aero-Servo-Elasticity)현상이 나타나는 경우가 있어 풍동시험을 통하여 구동장치의 안정성 확인이 요구된다. 이를 위하여 가능하다면 실물 크기의 조종날개를 시험할 수 있는 풍동시험모형을 설계/제작하여 실험을 수행하는 것이 바람직하기 때문에 전기체 형상보다는 조종날개 부분만 집중적으로 모사한 모형을 시험할 수도 있다. 풍동시험을 통하여 서보공탄성 현상이 확인되면 조종날개 형상을 수정하거나 날개구동장치 설계를 보완하게 된다.

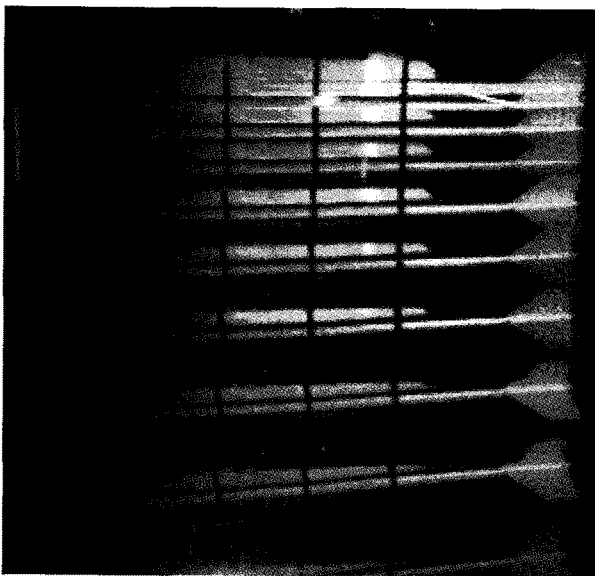


그림 4 무장투하시험 고속 연속 영상

플러터현상은 비행 중 발생하면 항공기와 인명에 치명적 손상을 초래하기 때문에 항공기 개발 시 기체 구조의 플러터에 대한 안전성을 확보하는 것이 필수적인 설계요구조건이 된다. 따라서 항공기 개발 시 고유진동해석, 지상 진동시험, 플러터 해석, 플러터 풍동시험, 플러터 비행시험 등을 수행하는 등의 일련의 입증절차를 거쳐 전 비행영역 내에서 항공기가 공탄성학적으로 불안정이 발생하지 않음을 보여야 한다.

공군의 정밀타격 및 감시정찰 능력을 높이기 위해 전투기, 훈련기 감시정찰기 등의 항공기를 개발하는 경우 연료탱크, 하부 장착 무장, 감시정찰용 장비포드 등에 의하여 기본 비행체 자체의 성능이 변경될 수 있으므로 장착물에 의한 항공기의 성능 변화에 대한 영향을 분석하여야 할 뿐 아니라, 장착물이 본체에서 분리될 때 분리 안전성이 확보되어야 하므로 장착물의 항공기에 대한 적합성 검증이 별도로 요구된다. 또한, 기존의 장착물이 아닌 국내에서 새로 개발되는 장착물, 즉 공대지/공대공 유도무기이나 감시정찰 장비 등이 신규 개발되는 경우 기존의 항공기에 부착되어야 하므로 감항인증을 위하여 구조 건전성, 장착 안전성, 분리 안전성, 탄도 분석, 전자기파 환경 분석 등의 인증작업이 선행되어야 한다. 최근에는 국내에서 개발

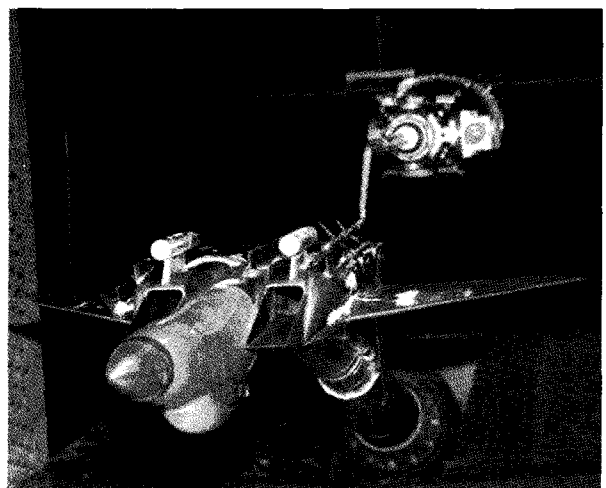


그림 5 AEDC 4' CTS 장치

되는 무장 등의 장착물이 증가하면서 이에 대한 장착 안전성 및 분리거동 확인을 위한 풍동시험의 비중이 상대적으로 높아지는 경향을 보이고 있다. 이를 위하여 풍동에서는 동적 상사가 확보된 장착물 모형의 투하시험(Drop Test)을 하여 고속카메라로부터 영상을 획득하여 분리궤도 및 분리 역학을 분석하여 안전성을 검증하거나, 항공기 하부 간섭 흐름영역의 고정된 측정점에서 장착물에 작용하는 영향을 측정하여 분리궤도를 산출하는 방법(Grid Test)을 사용하여 확인한다. 혹은, 별도의 장착물 분리거동을 확인할 수 있도록 고안된 장비인 CTS(Captive Trajectory System)에 장착물 모형을 장착하고 장착물 고유의 다양한 초기 조건에 따라 장착물에 작용하는 공기력을 획득하여 요구 비행조건에서 6자유도 운동방정식을 풀어 분리궤적을 반복적으로 산출하여 비행조건에서의 분리 안전성을 검증한다. 이를 위하여 선진 각국의 풍동에서는 고유의 CTS 장비를 설계/제작하여 보유하고 있고,

국방과학연구소 삼중음속풍동에서도 국내에서 연구·개발할 장착물에 대한 분리 안정성을 확인할 수 있는 CTS 장비를 확보하여 체계에 적용할 계획이다.

국방분야의 연구개발에 있어서의 풍동시험은 체계 요구조건을 만족시키기 위하여 개발 초기 단계의 설계 형상 선정부터 시작하여 확정된 형상의 공기역학적 성능 특성을 확보하여 공력분야, 비행 및 유도조종분야, 구조분야, 추진분야, 공력 환경분야 등에 풍동시험 결과를 제공하여 궁극적인 목표인 체계 성능을 확보하기까지 위에서 언급한 다양한 종류의 시험을 수행하게 되는 체계임무 성공에 중추적인 역할을 하게 되는 분야이다. 특히 국방분야의 전략 비닉적 성격으로 선진국에서 보유하고 있는 인프라의 이용이 원활하지 못하므로, 국가적으로 중장기적으로 요구되는 미래 무기체계의 적시 확보를 위하여 다양한 형태의 풍동 및 부수 장비 등의 기초 인프라에 투자를 아끼지 않아야 한다.



기계용어해설

속도복식 충동 터빈(Velocity Compounded Impulse Turbine)
노즐 속에서 증기가 제1회전 날개에 유입된 후 고정날개로 유동 방향이 바뀌어 제2회전 날개로 유입하는 형식의 충동 터빈.

베인 펌프(Vane Pump)
케이싱에 접하여 날개를 회전시켜 날개 사이로 흡입한 액체를 흡입축에서 토출축으로 밀어내는 형식의 펌프.

속도압력복식 터빈(Velocity Pressure Compound Turbine)
1열의 노즐과 2열의 회전날개로 구성된 속도복식단을 여러 개 배열한 터빈.

가변 피치 프로펠러(Variable Pitch-propeller)
선박이나 비행기에서 회전 중에 프로펠러 날개의 체적 각도를 변화시킬 수 있는 구조의 프로펠러.

변속장치(Variable Speed Gear)
회전속도를 연속적 또는 단계적으로 조절, 변화시켜 추진축에 전달하는 기계나 장치

베니어 슬라이서(Veneer Slicer)
절삭공구를 왕복운동시켜 소정 두께의 단판을 제조하는 목재 가공기계.

벤트 슬리브(Vent Sleeve)
공장이나 실내의 환기를 위하여 벽 또는 지붕에 설치하거나 또는 갭내에서 발생하는 가스를 배출하기 위하여 설치하는 장치.

통풍차(Ventilated Box Car)
채소, 과일 등 통풍이 필요한 화물을 수송하기 위하여 지붕에 통풍기를 설치하고, 주위와 바닥에도 통풍구멍을 낸 화차.