



THEME 04

항공기 개발과정에서의 풍동시험

권기정 | 한국항공우주연구원, 선임연구원 | e-mail : kjkwon@kari.re.kr

풍동시험은 항공기를 개발하는 과정에서 개발 항공기의 공력 특성을 연구하기 위해 수행되고 있다. 100년이 넘는 항공기 개발의 역사와 함께 풍동시험 또한 다양한 연구가 진행되고 있으며, 이 글에서는 국내의 풍동 설비 현황을 살펴보고 항공기 개발과정에서의 풍동시험 종류와 기법을 소개하고자 한다.

풍동의 발달

오늘날 항공, 자동차, 선박, 건축 등 공기의 흐름과 관련된 분야에서 사용되고 있는 풍동 시험 설비가 인류 역사에서 개발된 지 벌써 100년이 훨씬 넘어 아주 고전적인 시험 설비 중의 하나가 되었다. 동력을 이용한 항공기가 개발되기 이전인 1700년대부터 풍동의 효시라 할 수 있는 회전암(whirling arm)을 이용하여 공기역학을 연구하였으나, 1871년에 영국의 항공학자인 Francis Herbert Wenham이 오늘날 개방 유로 풍동과 유사한 개념의 풍동을 개발하였다. 이후 비행기를 개발하고자 하는 많은 연구자들이 이러한 풍동을 사용하기 시작하였고, 이윽고 라이트형제가 1903년 최초의 동력 비행을 성공하기 2년여 전인 1901년에 가로 세로 약 40cm의 소형 풍동을 이용하여 크리스마스 이브까지 200여 개의 익형 시험을 수행한 것은 유명한 일화로 남아있다.

2차 세계 대전을 계기로 항공기 개발에 대한 수요가 급격히 증가하면서 그에 발맞춰 공기역학 분야의 주축인 풍동 시험 설비도 다양한 크기로 세계 각국에서 건설되기 시작하였다. 대표적인 것으로 1941년에 미국은 오하이오 주 데이튼에 지름 20ft, 최대 풍속 400mph의 당시 최대 풍동을 건설하였다. 독일에서는 2차 세계대전이 끝날 무렵 적어도 세 개 이상의 초음속 풍동을 건

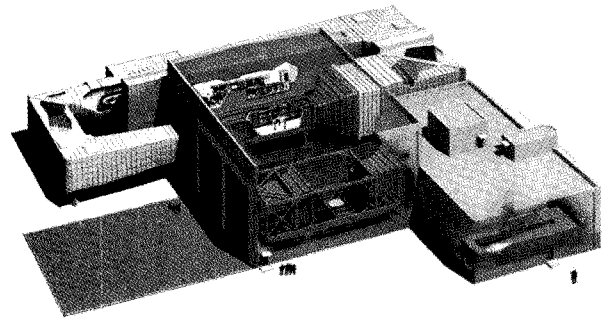


그림 1 한국항공우주연구원의 아음속풍동



그림 2 라이트형제가 사용한 풍동(Replica)

설하였는데 어떤 것은 마하 4.4까지 가능한 풍동도 있었다.

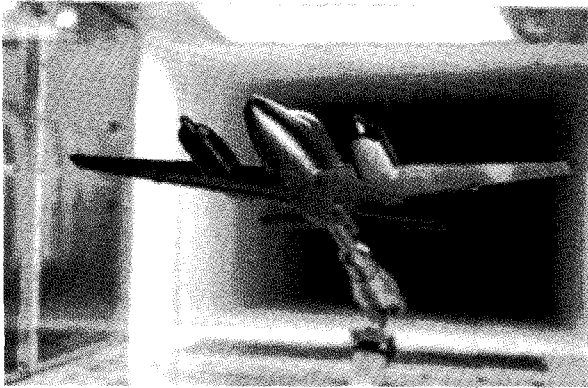


그림 3 쌍발 복합재 항공기 6분력 시험

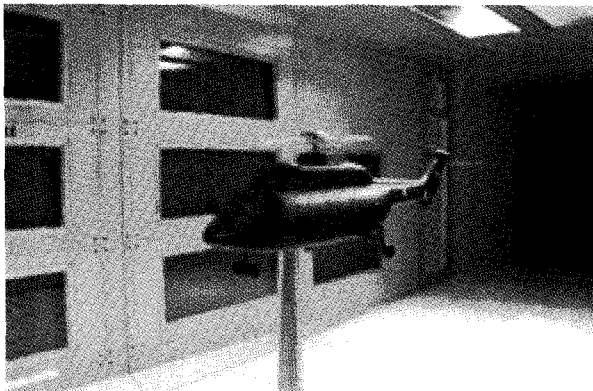


그림 4 KUH 동체 공력 측정 시험

이후 초음속 항공기 개발을 위한 초음속 풍동의 건설이 활발하게 이루어졌으며, 국내에서는 1970년대 말 국방과학연구소가 삼중음속풍동을 건립하여 현재까지 30여 년이 넘는 기간 동안 항공우주 분야에 꾸준히 사용되고 있다.

국내 풍동 설비 현황

국내에서는 1960년대 이후 학교를 중심으로 1m 이내의 소형급 아음속풍동을 운영해오다 1990년대 말 한국항공우주연구원, 공군사관학교, 국방과학연구소에 중형아음속풍동을 각각 설치되었다. 항공기의 축소형

밖에 시험할 수 없는 규모로 인해 중형아음속풍동으로 불리지만 모형이 설치되는 시험부가 항우연의 경우 4m, 공사의 경우 3.5m, 국방과학연구소는 3m로서 최대 120m/s 유속 성능을 가지고 있다. 완공 이후 현재까지 항공기는 물론, 고속 운송체 개발을 비롯하여 바람의 영향을 받는 물체에 대한 다양한 시험평가 설비로 활용되어 왔다. 항우연의 경우 설계 당시 폐쇄형인 표준시험부 외에 대형 시험물을 위한 슬롯 시험부와 회전익 항공기를 위한 개방형시험부를 교환형으로 사용할 것을 염두에 두었다. 따라서 교환형으로 사용될 시험부의 개류 구간을 건물 내부에 마련하였고, 시험부 직전인 수축부의 일부 구간과, 시험부 직후 확산부의 일부 구간이 시험부와 함께 착탈이 가능토록 설계를 하였다. 그 이후 2005년도에 국내에서 헬리콥터 사업이 가시화되면서 개방형시험부의 필요성이 대두되었고 이에 따라 2006년 상반기에 기본 설계를 수행하였고, 2006년 11월부터 1년여에 걸쳐 표준형시험부와 교환으로 사용 가능한 개방형시험부를 완공하였다. 개방형시험부는 표준형시험부의 수축부보다 노즐의 크기를 크게 한 폭 5m, 높이 3.75m이며 최대 풍속은 72m/s이다. 1999년 2월에서 3월 사이 풍동 시험 데이터의 검증을 위해 미국의 메릴랜드 대학에서 임대한 수상비행기 시험 모형을 Test001번으로 시작으로 2011년 2월 말 현재 167건의 풍동 시험을 수행하였다.

다양한 풍동시험

항공기 개발에 있어 요구되는 풍동시험은 여러 가지가 있으며, 항공기 개발의 목적 및 형상 등에 따라 여러 가지 풍동시험 중 필요로 하는 시험만을 선택적으로 수행하게 된다.

- 힘/모멘트 측정 시험

풍동시험 중에서도 가장 기본적으로 수행되는 것으

로 대부분의 항공기 개발 초기단계에 반드시 거치고 있는 시험 중의 하나라고 할 수 있다. 고정익 항공기의 경우 항공기가 취하는 다양한 자세와 속도, 그리고 각종 조정면의 변위각 설정에 따른 조건을 모사하여 항공기 전체에 작용하는 6분력 공력 계수를 측정하는 것이다. 공력 계수를 측정하기 위해 시험 모형 내부에 장착되는 내장형 저울(internal balance) 혹은 시험 모형의 외부에 위치하는 외장형 저울(external balance)을 사용하게 된다. 시험이 수행되는 풍속의 범위에 따라 저속시험과 고속시험으로 분류가 되며, 저속시험의 경우 통상적으로 $Ma < 0.3$ 이내에서 수행되며, 이착륙 영역에서의 공력 및 조종안정성 특성을 관찰한다. 고속시험의 경우 대체로 $Ma > 0.6$ 이상이며, 고속 공력 특성 검증 및 천음속 및 초음속 영역에서의 버펫현상 등도 관찰하게 된다.

힘/모멘트와 같은 공력 측정 시험에서 제트엔진의 경우 엔진 대신 덕트(flow-through duct)를, 프로펠러기의 경우에는 프로펠러가 없는 형상에 대해서, 헬리콥터는 로터가 없는 상태에서 조종면의 변위에 따른 특성 데이터 베이스 확보를 목표로 한다. 본 시험에서 중요한 것으로 풍동시험에서 발생하는 여러 불확도 요인에 대한 보정 작업으로서, 저울이나 지지대의 휨 변형에 대한 보정, 자유류의 흐름각에 대한 보정, 시험 모형의 봉쇄 효과에 대한 보정, 지지대 간섭에 대한 보정 등의 기법은 측정 데이터의 신뢰도를 높이기 위한 중요 기술이라고 할 수 있다.

- 파워효과 풍동시험

앞서 언급된 힘/모멘트 측정 시험에서 추진기관의 효과를 고려한 공력 특성 측정이 이에 해당된다. 제트 엔진의 경우, 모멘텀 상사를 위해 압축공기 등을 이용해 추력을 모사하며, 프로펠러 항공기와 헬리콥터의 경우, 블레이드 회전수와 항공기 전진 속도비를 동일하게 한 다음 시험을 수행한다. 파워효과 풍동시험에서는 추진기관의 가동 여부에 따른 공력 변화 측정을 주로 하

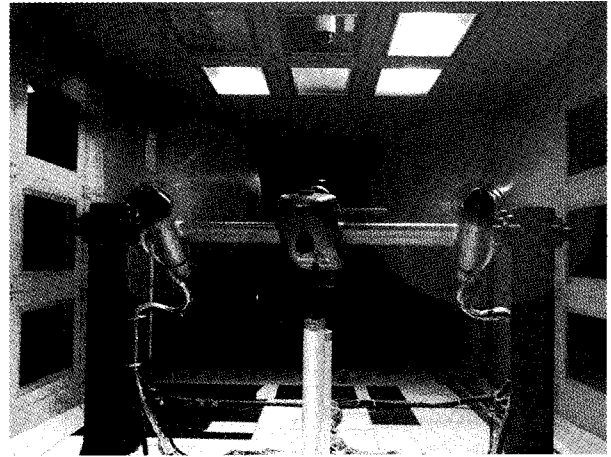


그림 5 스마트무인기 파워 효과 시험

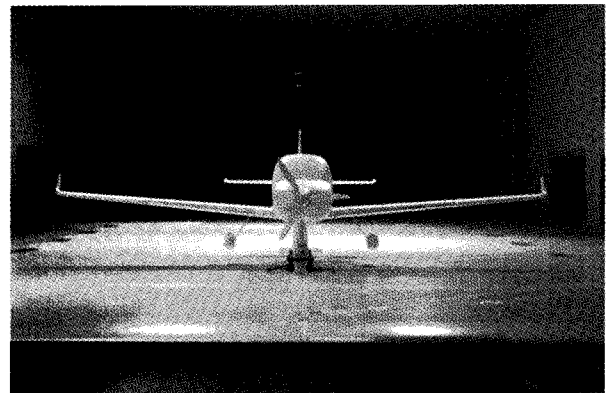


그림 6 KC-100 지면효과 시험

나, 추진기관의 독립적인 추력 및 토크를 측정하기도 한다. 항공기의 이착륙에 따른 지면 효과 풍동시험은 이착륙 상황에서 공력 특성 변화를 관찰하는 것으로 지면과의 거리에 따른 특성을 주 날개의 코드 등 항공기의 특성 길이의 두세 배 범위 내에서 시험이 이루어지게 된다.

- 표면 압력 측정 시험

항공기의 자세와 속도에 따른 표면에서의 정압력(static pressure) 분포를 측정하는 시험으로서 추출된 데이터는 하중해석과 구조설계를 위해 사용이 된다. 시



그림 7 KUH 블레이드 와류 측정

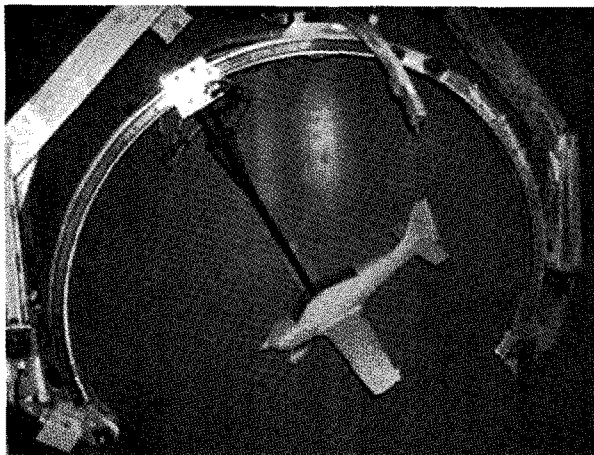


그림 8 KC-100 동안정성 시험

간에 따라 변화하는 압력 특성(unsteady pressure)은 항공기 진동 문제 해결 등을 위해 사용된다. 지금까지 표면 압력을 측정하기 위해서 시험 모형 표면에 지름 0.5mm 이내의 압력탭을 만들고 각 압력탭을 압력 센서에 연결하는 방식을 취하거나, 압력 센서를 시험 모형 표면에 직접 부착하는 방식을 사용하고 있는데, 두 방법 모두 시험 모형의 제작 비용이 높고, 원하는 모든 지점의 압력 분포를 측정하기 불가능하다는 문제를 가지고 있다. 현재는 이러한 문제점을 극복하기 위해 광학적인 압력 측정 기법인 압력감응페인트(PSP : Pressure Sensitive Paint) 기법을 개발하기 위해 노력하

고 있는데, 기존의 압력탭 기법에 비해 측정 정밀도가 다소 낮은 단점이 있어 앞으로 극복해야 할 과제로 남아있다.

- 유동장 측정 및 가시화 시험

유동장 측정은 앞서 언급된 공력 하중 측정과 달리 항공기 모형이 공기의 흐름에 어떠한 영향을 주었는지를 알아보기 위한 시험 중의 하나이다. 고정익 항공기의 경우 날개나 동체-날개 결합 부위에서의 유동박리현상을 확인하는데 유용하게 사용되며, 헬리콥터의 경우 로터 블레이드의 와류에 의한 유동 소음(Blade Vortex Interaction : BVI noise)을 규명하기 위한 도구로 사용된다. 과거 헬륨이 들어있는 버블을 이용하거나, 회류수조(Water tunnel)에서 가시화 시험을 많이 하였으나, 요즘은 카메라와 레이저의 발달로 인해 단순 가시화를 벗어나 입자 영상 유속계(PIV : Particle Image Velocimetry)를 이용해 유속을 정량적으로 측정하는 것이 가능하게 되었다.

- 동특성시험

로터리밸런스(rotary balance)시험, 스핀(spin)시험, 동안정(dynamic stability)시험 등이 동특성 파악을 위한 시험에 해당되는데, 고정익 항공기가 실속 이후의 높은 받음각 혹은 외부 교란에 의한 자세각 변화가 일어날 경우 조종안정성 특성을 위한 시뮬레이션의 공력 데이터 베이스를 위한 시험이다. 대부분 수직 풍동시험에서 시험이 이루어지며, 로터리 밸런스를 이용하여 모델을 고정된 후 특정 각속도로 진동하는 상태에서 항공기의 동특성을 측정한다. 공력하중시험과 달리 시험 모형을 주로 나무나 복합재 등의 가벼운 재질로 만들며, 받음각 $\pm 90^\circ$, 측면각 $\pm 30^\circ$ 범위에서 정상 혹은 배면 자세에서의 스핀 모드 특성을 관찰한다.

스핀시험은 항공기가 스핀 모드에 진입하였을 경우 회복 특성을 파악하기 위한 시험으로서 항공기에서 발

생 가능한 스핀 모드에 대해 시험하고, 회복에 필요한 절차를 수립하기 위한 자료로서 활용이 된다. 고받음각 시험과 유사하게 가벼운 재질로 시험 모형을 제작하게 되는데, 특징적인 것으로 조종면들의 각도 조절이 원격 조정(radio control)으로 동작할 수 있도록 되어있다는 것이다. 시험 모형을 수직 풍동에 던져 스핀 상태에 빠지게 한 후 스핀 상태의 거동 관찰 및 무선조종을 통해 회복 과정을 카메라로 주로 촬영한다. 이 때 스핀 회복 슈트(SRC : Spin Recovery Chute)의 가능성 및 최적화를 위한 자료도 함께 확보를 하게 된다.

동안정시험은 강제진동(forced oscillation)과 자유진동(free oscillation)의 두 가지 방법으로 측정이 된다. 외부 교란에 의해 항공기 자세에 미세한 변화가 발생하였을 경우, 공기 흐름에 의한 교란감쇄효과 등을 측정하게 된다. 강제진동 방식은 시험 모형을 일정한 각도 범위 내에서 진동을 하면서 풍동이 가동되었을 때와 그렇지 않은 경우 진동 운동 위상차를 이용하는 방식이며, 자유진동 방식은 한 번의 트리거로 진동 운동이 감쇄하는 특성을 바람이 있을 경우와 없을 경우에 대해 비교 관찰하는 방식이다.

-기타 시험

외부장착물분리(store separation)시험은 전투기와 같이 외부 장착물을 투하할 필요가 있는 항공기를 대상으로 하며, 외부 장착물이 강제로 분리될 때 장착물의 공력 특성 및 장착물이 분리되는 순간 항공기에 미치는 공력 특성을 파악하기 위한 시험이다. Free air test, grid survey test, captive trajectory system(CTS) test 등의 세 가지가 있으며, CTS 시험의 경우는 장착물과 항공기의 공력을 동시에 측정하여 장착물의 궤적까지 묘사를 할 수 있는 시험 설비이다.

엔진 흡입구 특성 시험은 엔진 흡입구로 유입되는 유동장의 특성을 알아보기 위한 것으로서, 항공기 자세에 따른 흡입 유동의 균일성 여부, 전압력 손실 여부가 엔

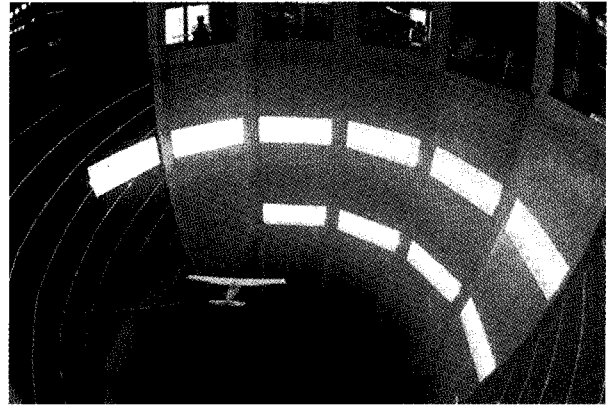


그림 9 Cessna 172 스핀시험(NASA VWT)

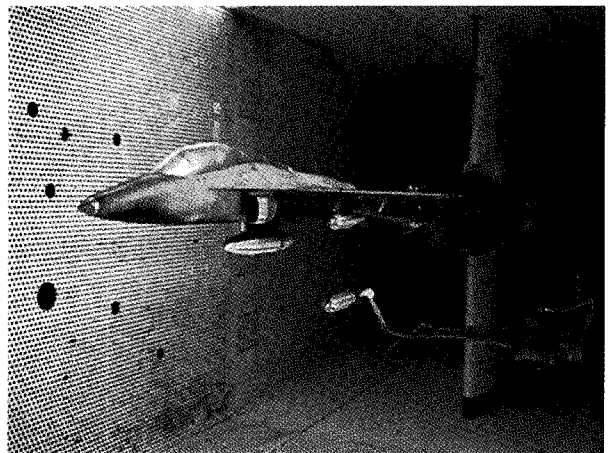


그림 10 T-50 무장분리시험

진 성능에 미치는 영향, 헬리콥터의 경우는 지면의 먼지 유입 여부, 배기가스의 엔진 재흡입 여부 파악 등이 주목적이 된다.

항공기의 비행속도, 받음각 및 고도 등을 측정하기 위한 대기자료 측정 프로브가 일반적으로 항공기 전방에 장착이 되는데, 자유류 흐름이 항공기 형상의 영향으로 휘어지기 때문이다. 따라서 프로브 자체의 교정을 위해서도 풍동을 이용하게 되지만, 프로브가 장착된 위치에 따른 보정을 위해서도 풍동시험을 수행하게 된다. 가능한 큰 시험 모형을 사용하여야 프로브가 위치한 지점의 형상 영향을 정확하게 판단할 수 있으므로 프로브가 장착되는 지점만을 시험 모형으로 제작하기도 한다.

미래의 발전 방향

항공기 개발에서 빼놓을 수 없는 풍동은 지금까지의 운영 경험을 바탕으로 볼 때, 앞서 언급된 다양한 풍동 시험 분야 이외에도 IT 산업의 발전과 더불어 앞으로의 발전 방향을 크게 몇 가지 짚어볼 수 있다.

- 유동 제어 기술: 와류 억제, 항력 감소, 로터 블레이드 소음 감소 등
- 광학 계측 기술: 입자영상유속계, 압력감응페인트, 비접촉 계측 등
- 소음 저감/측정 기술: 소음원 가시화, 소음 수준 측정 등

광학 계측의 경우 입자영상유속계는 이미 많은 성과를 발표하였으며, 압력감응페인트는 측정 정밀도의 한 계로 인해 국내 풍동시험에서 활발히 활용되고 있는 못한 실정이다. 하지만 향후 기술 발전이 아주 빠를 것

으로 예상되며, 머지않은 미래에 압력 측정 기술 표준의 하나로 자리매김이 가능할 것으로 판단한다. 소음 분야의 경우 마이크로폰 어레이를 사용한 가시화 기법에 있어 기술을 확보하였으나 풍동에 흡음 설비를 위한 비용이 상대적으로 커 장기적으로 소음 풍동 설비가 갖추어지면 소음 저감 기술에 있어 큰 공헌을 할 수 있는 분야라고 할 수 있다. 유동제어 분야는 학교 단위의 소규모 연구가 진행되어 오고 있으나 이 분야 연구를 위한 측정 분야 기초 기술에 대해서는 이미 수준에 도달하였다고 판단되며, 다만 상업화 적용이 가능한 수준까지의 연구 개발은 향후 숙제로 남아있다. 지금까지 우리나라 항공 분야 풍동 기술이 선진국의 풍동시험 기술 습득 등에 할애하였다면, 앞으로의 기간은 선진 풍동과 어깨를 나란히 하고, 국내에서의 독자 기술 확보를 위해 노력할 것으로 기대한다.



기계 용어해설

베니어 선반(Veneer Lathe)

베니어 합판의 소재판을 깎아내는 목공선반으로, 둥근 원목을 회전시켜 폭이 넓은 절삭날로 일정한 두께의 박판을 깎아내는 기계.

휘도(輝度; Brightness)

발광체가 발산하는 일정 방향의 광도를 그 방향과 수직인 평면상의 광원투영면적으로 나눈 것으로, 발광체의 밝은 정도.

브라인 냉각기(Brine cooler)

냉장고나 제빙장치에서 냉매의 팽창에 의하여 먼저 브라인을 냉각시킨 후 그것을 순환시켜 냉각시키는 기계 즉, 브라인에 의한 냉각기.

영국열단위(B.T.U.; British thermal unit)

영국과 미국에서 쓰이고 있는 피트, 파운드 법의 열 단

위로, 1파운드의 물을 1°F만큼 높이는 데 필요한 열량.

버퍼 가스(Buffer gas)

컴프레서 등에서 취급하는 기체가 축을 따라 외부로 누설되는 것을 막기 위하여, 무해 가스를 축의 패킹 그라운드부 등에 공급하는 기체.

조립 크랭크축(Built-up Crank Shaft)

크랭크 압, 크랭크 핀, 크랭크 차축 등을 적당히 분할하여 수축 끼워맞춤 혹은 스플라인 등으로 조립하여 만든 크랭크축.

구성날끝(Built-up Edge)

점성이 강한 재료를 고속으로 절삭할 경우, 날 끝에 절삭가루가 부착하여 날 끝을 무디게 한 상태.