

항공기 안전성 시험평가에 대한 고찰(하)

한국항공우주연구소 기술연구부장 류정주



공력성능의 시험평가

항공기는 일반적으로 주문에 의하여 제작을 하는 제품으로써, 항공사 들로부터 주문을 받아 항공기를 제작하기 이전에 제작할 항공기의 여러 비행상태에서의 성능을 확실하게 파악을 하고 있어야 한다. 항공기의 성능중 항공기의 외형에 의하여 결정되는 성능을 공력성능이라 한다. 항공기 개발과정 초기에 제작하지도 않은 항공기의 공력성능을 구하기 위하여 사용되는 방법이 크게 세 가지 방법이 있으며, 그중 첫 번째 방법은 물리적 현상을 비교적 간단하게 정리한 수식을 과거 개발된 항공기의 실제 비행성능과 결합한 경험식에 의한 방법으로써 가장 널리 사용되는 방법이다. 두 번째의 방법은 개발할 항공

기의 형상을 축소한 모델을 인공적인 공기흐름에 넣고 각종 비행상태를 모사하여 이를 측정하는 방법인 풍동시험에 의한 방법이 있다. 세 번째의 방법은 최근에 적극 활용되는 방법으로서 항공기 주위의 흐름을 지배하는 자연원리를 가능한한 상세하게 수학적으로 모델링을 하여 전산기에서 항공기 비행상태를 모사하는 전산유체역학 방법으로서 최근들어 전산기의 속도와 용량이 증가하고 방대한 수식을 효과적으로 풀기위한 계산 알고리즘이 개발되면서 점차 활용도가 커지는 분야이다. 언급한 세 가지 방법 모두 상대적인 장점이 있으나 단독으로 활용하기에는 모두 단점이 있어서, 일반적으로 항공기를 개발할 때에는 세 가지 방법을 모두 사용한다. 최초의 동력 비행기 개발자인 미국의 라이트 형제가 풍동을 이용하여 항공기 개발에 성공하였으나, 라이트형제 직전의 항공기 개발자인 독일의 Lilienthal 이나, 미국의 Langley 교수 모두 풍동을 사용하지 않았으며 동력비행에 실패하였다. 라이트 형제가 최초의 동력 비행기인 Flyer-1 호를 개발하기 위하여 약 30시간의 풍동시험을 한

이후 항공기 개발시의 풍동시험 시간은 계속 증가하여 최근 개발된 항공기의 경우 약 20,000 - 25,000 시간의 풍동시험을 수행하게 된다.

94년도의 기술에서 일반적으로 중급 여객기의 공력성능을 1% 향상하면 항공기 1대당 1년에 약 1백만 달러가 절약되므로, 현재 운용되는 항공기의 이착륙 성능 및 순항성능을 10% 정도 향상 한다면 항공기 1대당 1년에 천만달러의 경비를 절약 할 수 있고, 아직 기술향상을 달성할 여유가 있기 때문에 항공기 개발시 기종당 약 20,000-25,000 시간의 풍동시험을 실시하고 있다. 기술의 발전에 따라 항공기의 성능을 보다 완벽하게 이해하여 안전한 항공기를 개발하기 위하여 계속적으로 풍동시험수요는 증가하고 있으나, 전산유체역학의 발전에 따라 항공기의 공력성능 예측시 상당히 부분을 전산해석에 의지하고 있기 때문에 풍동시험시간이 25,000 시간 이상 증가하지 않을 것으로 보인다.

이 장에서는 항공기 풍동시험의 종류를 살펴본 다음, 개발주기에 따른 풍동시험에 대하여 알아보고, 마지막으로 풍동시험의 최근경향에

대하여 알아보고자 한다.

항공기 풍동시험의 종류

항공기 개발시, 초기의 개념설계 단계에서부터 항공기 형상을 확정하기 위해 몇가지의 후보 형상에 대한 기본적인 풍동시험이 시작되어 치너비행 이후에도 비행특성 결정을 위한 풍동시험이 계속되어 양산을 목적으로 한 항공기의 경우 항공기 개발시 최소한 6,000시간 이상의 풍동시험이 필요하며, 보통 최근 개발되는 제트 여객기의 경우 기종당 약 22,000 시간동안 풍동시험을 실시하고 있다.

항공기 개발시 항공기의 비행속도에 따라 풍동시험이 결정되나, 일반적인 제트 여객기의 경우 순항속도가 천음속이므로 순항성능은 천음속풍동에서, 이착륙과 관련된 저속성능은 아음속풍동에서 시험한다. 풍동시험에서 어떤 물리량을 측정하는가에 따라 기본공력계수의 측정시험, 압력분포 측정시험, 안정 미계수 측정시험등이 있고, 꼬리날개부 풍동시험, 고양력 장치 시험, 추진계통 모사시험등과 같이 항공기 형상중 일부분을 비교적 큰 모형으로 제작하여 부분적인 특성을 검토하기도 한다.

일반적으로 항공기 개발시 최소 4가지 이상의 항공기 모델을 6종류 이상의 풍동에서 시험을 하여 항공

기의 비행특성 및 각종 영향을 예측하여 항공기 개발에 완벽을 기하고 있다.

개발과정에서의 풍동시험

풍동시험은 초기에는 새로운 항공기에 맞는 날개꼴이나 날개형상, 동체형상에 대한 탐색시험(Exploratory Test)으로 부터 시작하여, 항공기 형상을 선정하기 위한 예비 형상시험(Preliminary Configuration Test), 형상이 결정된후 항공기 전체에 대한 형상시험(Complete Configuration Test)은 저속풍동과 고속풍동에서 각각 이착륙 및 저속비행, 순항비행시 조건이 시험되며, 항공기 형상 확정을 하기 위한 최종 형상시험(Configuration Definition

Test)이 수행되고, 형상확정 이후에는 설계시 각종 임계조건에서의 성능을 확인하는 확인시험(Validation Test)이 수행된 후 개발항공기의 치너비행이 실시되며, 치너비행 이후 설계시 고려되지 못했거나, 시험비행을 통하여 문제점이 있는 부분에 대한 특성 진단 시험(Diagnostic Test)을 하여 항공기 특성을 완벽하게 파악하는 것이 일반적이다.

항공기 개발 과정과 풍동시험 사이의 관계를 그림 1에 나타내었다. 탐색시험은 일종의 선행 연구 단계에 해당하는 단계로 국가 또는 기업소속의 항공연구소에서 수행되는 것이 일반적이고, 항공기 개발을 위한 풍동시험은 예비 형상시험 부터 이지만 이때에는 본격적인 공력성능 데이터를 추출하기 보다는

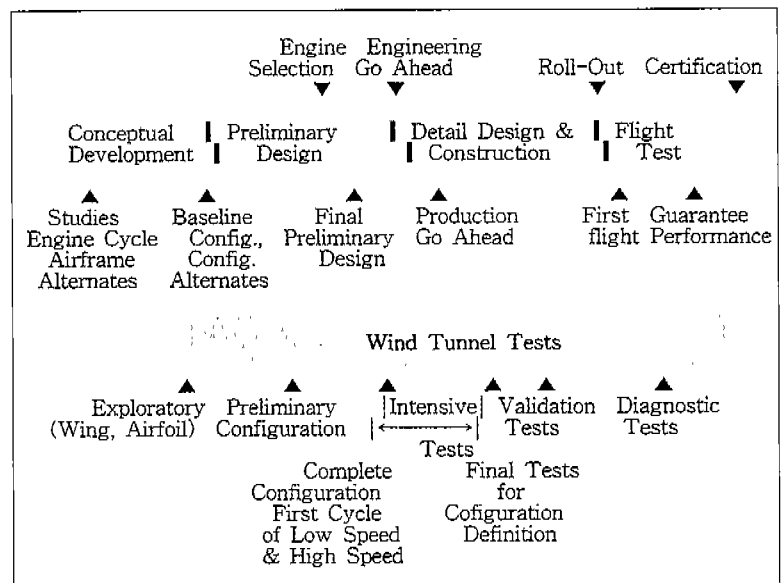


그림 1 항공기 개발단계와 풍동시험의 상관관계

여러 후보형상의 장단점 및 경향에 관한 자료를 추출하는 단계로써 소형 풍동에서 소형 모델을 이용하여 풍동시험을 수행하고, 예비 형상 풍동시험의 결과들을 이용하여 형상이 확정된 후 시작하는 전체 형상 시험이후부터 대형 풍동에서 비교적 큰 모델을 이용하여 본격적인 풍동시험을 수행하게된다.

개발과정에서의 풍동시험의 규모를 보여주기 위하여 일본에서의 수송기 C-1 을 개발할 때의 풍동시험 항목을 표 1 에 나타내었다.

개발에 따른 풍동시험 항목의 증가로 신형 항공기 개발시 요구되는 풍동시험시간은 기하급수적으로 증가한 것 이외에, 최근의 두드러진 풍동실험의 경향은 다음의 두가지로 대표될 수 있다.

- 시험 레이놀즈수 (Reynolds Number)의 증가
- 풍동유질의 향상

■ 시험 레이놀즈수의 증가
 항공기의 비행특성은 마하수, 레이놀즈수, 항공기의 자세 등의 함

소된 만큼 유속을 증가시키면 마하수가 증가하여 실제 비행시와 아주 다른 조건에서 실험이 수행되고, 또한 풍동의 유속을 증가시키는 것은 풍동의 압축기와도 관련이 있는 만큼 용이한 문제는 아니다.

60년대 말의 미국의 NASA에서 착륙시 레이놀즈수가 12,000,000인 항공기를 비행시 레이놀즈수의 50%로 풍동실험을 한 경우에는 실제 비행시 최대양력의 98%까지 예측이 되었으나, 비행시 레이놀즈수의 10%로 실험한 결과는 비행시 최대양력의 87%까지만 예측된 시험결과가 있었다. 또한 에어버스사에서 89년에 에어버스 엔진 나셀에서의 흐름박리가 발생하기 시작하는 받음각에 대한 실험을 실시한 결과, 1/6 크기의 모델과 1/3 크기의 모델을 사용한 결과, 유동현상이 레이놀즈수에 따라 단순한 선형

풍동모델 명칭	실험 항목	모델크기	저속풍동	고속풍동
Complete Model	Forces and moment	3, 4, 5, 6, 10%	×	×
	Control surface effectiveness	3, 4, 5, 6, 10%	×	×
	Configuration change effect	3, 4, 5, 6, 10%	×	×
	Control surface hinge moment	10%	×	×
	Air inlet	10%	×	×
	Flutter test	2, 5, 6, 10%	×	×
	Dynamic test	3, 4%	×	×
Part Model	Control surface hinges moment	6%		×
	Pressure distribution	6%		×
	Air inlet	6%		×
Tail Model	T-tail flutter test	2, 5, 6, 10%	×	×
좌물, 인체모델	풍공주하 및 강하실험	3%	×	
Part Model	Horizontal tail, icing effect	50%	×	
Wing Model	Icing test-Icing distribution	-		Icing Tunnel
Complete Model	Ditching	5%	수 조	
Airfoil	2-dim Wing Section char.	-	×	
	High-Lift device	-	×	

표 1 C-1 개발시의 풍동시험 항목

풍동시험의 최근 경향

미국의 라이트 형제가 최초의 동력 비행기인 Flyer-1 개발시 소형 풍동을 이용하여 120여개의 날개꼴을 시험하여 당시로서는 최적의 날개꼴을 구한 풍동시험을 수행한 이래 항공기술의 발전과 신형 항공기

수이며, 항공기의 자세는 풍동시험시 조정이 가능하나, 마하수와 레이놀즈수는 항공기 모델을 실험하는 풍동의 특성에 전적으로 달려 있다. 항공기 모델의 풍동시험은 일반적으로 항공기의 축소모델을 사용하므로 비행시와 레이놀즈수를 동일하게 하기 위하여, 모델이 축

적인 특성을 나타내는 것이 아니라 실제 비행시의 레이놀즈수 이전에 어떤 한계값을 갖고 더 이상 증가하지 않음을 보여 주었다. 일반적으로 M = 0.3 이하의 유동에서는 압축성 효과가 무시될 정도로 작아서 마하수의 변화에 의한 유동현상의 변화가 없는 것으로 알려져 있

으나 반드시 그러한 것만은 아니라는 사실이 엔진 나셀의 실험에서 밝혀졌다.

이상에서 보듯이 비행체 주위의 유동현상은 레이놀즈수의 영향이 크하므로 풍동실험시 레이놀즈수를 비행시의 레이놀즈수로 접근시키기 위한 노력, 즉 레이놀즈수를 증가시키기 위한 노력이 진행되었다. 레이놀즈수는 점성력에 대한 관성력의 비이다.

실험시 레이놀즈수를 증가시키기 위하여 제일 먼저 생각할수 있는 방안은 실험모델의 크기를 증가시켜서 레이놀즈수를 증가시키는 방법이다. 이전에는 풍동의 건설비, 풍동을 구동시키기 위한 송풍기 및 모터의 제한에 의해 대형 풍동 건설에는 문제가 많았으나, 고효율, 경량의 송풍기 및 모터에 의하여 가능해졌으며, 대표적인 예가 미국의 NASA Ames 연구소의 NFAC (National Full scale Aerodynamics Complex)이다. NFAC는 기존의 12m x 24m 시험부에 24m x 36m의 시험부를 설치하고, 송풍기의 용량을 증가시켜서 모델 증가를 통한 레이놀즈수 증가를 꾀한 경우이다. 독일의 DLR과 네덜란드의 NLR이 합작한 DNW 풍동도 기본 시험부가 6m x 8m이나, 9.5m x 9.5m의 대형 시험부를 장착하여 레이놀즈수를 증가시켰다.

레이놀즈수를 증가시키기 위한 두 번째 방안은 주요한 특성변화가 예상되는 항공기 부분 (날개, 엔진 나셀, 꼬리날개)을 실물크기 모델이나 대형모델로 제작하여 풍동실험을 하는 경우로서 프랑스 ONERA S1 풍동은 Dornier 항공기 날개의 1/2 모델을 실험하였고, NASA Langley 연구소는 실제 크기의 층류제어날개 (Laminar Flow Control Wing)를 실험하였다.

세 번째로 레이놀즈수를 증가시킬 수 있는 방법은 가압 (Pressurized) 풍동의 이용이다. 영국 RAE (현재는 DRA)의 5m 풍동은 3기압까지 가압함으로써 레이놀즈수를 대기압 상태의 실험보다 3배로 증가시켰으며, 프랑스 ONERA F1 풍동은 4기압까지 가압시킬 수 있다.

레이놀즈수를 증가시키는 가장 최근의 방법은 저온상태에서 풍동을 가동시킴으로서 공기의 점성계수를 감소시키고, 공기의 밀도를 증가시켜서 레이놀즈수를 증가시키는 방법이다. 단열된 풍동내부에 액체질소를 분사하여 액체질소가 기화열을 빼앗는 원리를 이용한 풍동을 저온풍동 (Cryogenic Wind Tunnel)이라고 부른다. 실험실 규모의 소규모 저온풍동은 외국의 항공분야 연구기관에서 연구가 되었지만 실용화된 저온풍동은 미국

NASA Langley 연구소의 NTF (National Transonic Facility)가 84년 부터 가동되었으며, 영국의 DRA, 프랑스 ONERA, 독일 DLR, 네덜란드 NLR이 합작한 ETW (European Transonic Wind Tunnel)은 93년 6월부터 가동을 시작하였다. 미국의 NTF의 경우 레이놀즈수 120,000,000의 풍동실험이 가능하며 B-747 항공기의 모든 비행 영역을 비행시와 같은 상태로 풍동실험이 가능하며, 유럽의 ETW는 레이놀즈수 50,000,000의 실험이 가능하며 에어버스 항공기의 모든 비행영역을 지상에서 풍동실험이 가능하다.

일반적으로 항공기 개발시 가장 널리 쓰이는 풍동에서 실험되는 조건은 실제 비행시 레이놀즈수의 1/20~1/5 사이이다. 액체질소를 분사하여 냉각하는 저온풍동의 전온도 (Total Temperature)가 -153℃ (120°K)이면, 전온도가 0℃ (273°K)인 풍동과 같은 크기의 모델, 같은 마하수, 같은 동압이라면, 점성계수는 2.25배, 속도는 1/1.5, 밀도는 1/3이 되어 전체적으로 레이놀즈수는 4.5배 증가한다. 여기에 저온풍동을 4.5 기압으로 가압할 경우 레이놀즈수는 20배가 증가하여 실제 비행시의 레이놀즈수를 재현할 수 있게 된다.

■ 풍동유질의 향상

풍동시험 분야에서의 큰 특징은 40년, 50년대에 건설된 풍동을 현재의 실험요구 기준에 맞추어 더 좋은 유질을 발생시키는 풍동으로 개조를 추진하는 점이다. 미국 NASA Lewis 연구소의 Altitude 풍동, Ames 연구소의 NFAC, Langley 연구소의 4m x 7m 연구용풍동을 비롯한 여러 풍동들이 최근의 개조를 통하여 시험부 유질 및 성능을 대폭 개량시킨 경우이다. 최근에 건설된 풍동들도 풍동 전체의 성능보다 시험부의 유질특성이 강조되고 있으며, 이들은 『풍동실험시 유질요구 기준의 향상』이라는 풍동실험의 또하나의 특징을 나타내고 있다.

풍동의 유질기준을 까다롭게 하는 가장 큰 요인은 항공기 개발 회사간의 항공기의 성능 경쟁에 기인한다. 항공기는 개발을 착수할 때에는 이미 항공기의 예상성능이 다 알려지고, 개발할 항공기에 대한 최소한의 주문이 있어야 개발사업이 본격적으로 착수된다. 항공기의 개발 이전에 성능을 정확히 예측하기 위하여는 항공기 설계 과정시 사용된 풍동시험 결과가 정확하여야 하며, 풍동의 유질이 아주 양호해야만 풍동시험 결과의 신뢰도 및 정확성이 높아지기 때문에 풍동시험부의 유질조건은 이전보다 더 엄격한 기준으로 나누어지고 있다.

풍동시험 자료의 정밀도는 사용

된 풍동의 유질, 항공기 모델의 정밀도와 모델이 풍동에 장착된 정확도 그리고 실험시 6분력을 측정하는 풍동저울의 정밀도에 전적으로 달려 있다. 이착륙시의 저속 비행 특성의 경우 최대양력계수는 최대 편차가 1.5% 이내이어야 하며, 항력계수는 1% 이내의 편차로 예측 가능하여야 한다. 특히 기존 항공기의 성능을 개선하거나, 문제점을 개선하기 위하여 수정모델에 대한 풍동시험의 경우 요구되는 풍동시험 자료의 정밀도는 매우 높아진다. 에어버스 A-300, A-310, A-320기 개발시 풍동시험 모델의 정확도에 대한 요구도가 표 2에 나타나 있다.

두 번째로 풍동의 유질요구 기준이 엄격해지는 원인은 항력계수가 매우 낮은 항공기를 개발하기 때문이다. B-747이나 MD-11과 같은 장거리 항공기의 경우 직접운영비(Direct Operating Cost) 중 연료비가 차지하는 비중이 54%로서 항

공기의 공력저항을 1%만 감소시켜도 직접운영비가 0.5%가 절감되는 큰 효과를 얻기 때문에 다방면에 걸쳐서 항공기의 공력저항을 감소시키기 위한 노력이 계속되고 있다. 최근에 개발된 항공기의 순항시 저항계수는 0.02 정도의 매우 낮은 값이며, 이들 공력저항이 작은 항공기를 풍동실험하기 위해서는, 풍동실험값의 신뢰도/해상도가 매우 높아야 한다. 풍동실험값의 해상도가 높기 위해서는 모델이 장치된 풍동 시험부의 여러 단면에서의 풍속, 흐름각도, 압력, 온도등의 분포가 매우 좁은 범위의 한계치 이내가 되어야만 풍동 실험시 아주 작은 수치의 공력저항 등을 측정할 수 있다. 최근에 항공기의 공력저항을 줄이기 위해서 광범위하게 연구되는 분야는 박리가 안생기는 상태로 층류경계층을 유지하거나(LFC, Laminar Flow Control), 날개의 두께 분포를 적절하게 하여 자연적 층류 흐름상태를 유지하는

Model Type	Accuracy (mm)			Surface Roughness
	Geometry	Surface	Waviness	
Low Speed (1.5m Half Span)	±0.2	±0.07	1 : 250	5 ~ 8µm
Low Speed (4m Half Span)	±0.4	±0.1	1 : 250	5 ~ 8µm
High Speed (1.5m Span)	±0.1	±0.04	1 : 500	4 ~ 6µm
High Speed (4.5m Span)	±0.2	±0.1	1 : 500	5 ~ 8µm
2-dim Profile (.2~.4m chord)	±0.1	±0.02	1 : 750	2µm

표 2 풍동시험 모델의 정확도 요구기준

(NLF, Natural Laminar Flow) 기술등이다. 날개표면을 층류상태로 유지시킬 경우 레이놀즈수에 따라 10~20%의 양항비 증가가 있다. 이와 같이 공력저항이 작은 층류날개를 실험하기 위하여는, 풍동 자체에 의한 난류도와 소음이 낮아야만, 층류경계층이 난류경계층으로 치환되거나, 소음에 의한 비정상 경계층 특성과 같은 영향을 배제시킬수 있기 때문에 시험부 유질이 양호하고 배경소음이 적은 풍동이 필요하다.

까다로운 유질조건인 풍동이 필요한 3번째 요인은 점점 강화되는 소음기준이다. 세계 각국마다 항공기 소음을 공해로 규정하고 있으며, 각 공항마다 착륙이 가능한 소음 한계치를 규정하고 있어서 항공기 소음을 줄이기 위한 노력이 필요하게 되었다. 항공기의 소음은 항공기 엔진 이외에도 소규모 흐름의 박리나 제트 간섭에 의하여 발생되며, 항공기 자체에 의한 소음을 실험하기 위하여는 실험을 실시하는 풍동자체의 난류도와 소음이 매우 낮아야만 가능하다. 저난류와 배경소음이 낮은 풍동이 필요함에 따라, 이러한 풍동이 설치되었고 일부 풍동들이 개조되었다. 또한 이런 배경소음이 낮은 풍동이 사용 가능하게 되자 이전까지 자주 실험하지 않던 헬기 회전익의 특성에 대한 연구가 가속되어, 저소음

풍동의 요구를 한층 증가시키고 있다.

항공기엔진계통의 시험평가

현대 항공기용 엔진은 고바이패스비(High Bypass Ratio)를 갖는 터보 팬 엔진으로 기존의 터보 프로프 엔진의 영역에서 터보제트 엔진의 작동 영역까지 광범위하게 적용되고 있다. 터보 프로프 엔진과 터보제트 엔진을 대체하는 장점으로서는 터보팬 엔진이 갖는 저소음, 고효율의 특성으로서 승객을 위해 쾌적한 환경을 제공하고자 하는 항공사들의 요구를 만족시킬 뿐만 아니라 항공기의 운항 비용 절감에도 크게 기여하고 있다. 이러한 고바이패스비 엔진은 기존의 엔진에 비해서 상대적으로 엔진의 직경이 크고 따라서 나셀의 크기도 커져서 엔진의 장착에 따른 세심한 설계가 필요하고 이에 따른 엔진의 안전성 문제도 다양한 분야에서 새롭게 대두되고 있다. 또한 보잉사가 최근에 개발한 B777 항공기에 적용된 ETOPS(Extended Range Operation with Two-Engine Airplanes) 설계 요구조건에서는 엔진과 연관된 항공기의 안전성에 대한 신뢰성 확보를 보다 강화하고 있다. 즉, 엔진에 대한 고도의 신뢰성 확보를 조건으로하여 2개의

엔진만을 장착한 항공기를 대륙간 운항에 사용함으로써, 3 혹은 4개의 엔진을 장착함으로써 생기는 기체제작 및 운용 경비의 부담을 상당히 줄일수 있게 되었으나, 반면에 항공기 엔진 계통의 안전성 시험평가에 대한 중요성은 더욱 부각되게 되었다. 이에 대한 관련규정은 FAR121.161, AC120-42A에서 찾아볼 수 있다.

항공기의 주요 동력원으로서의 엔진은 다양한 항공기의 형상 만큼 여러종류로 구분되어지며, 기체에 추력을 공급하는 역할 외에도 보조 동력 장치등과 연계하여 항공기의 운항에 필요한 동력을 공급한다. 따라서 FAA의 관련 규정에도 항공기체와 연관해서는 동력장치(FAR25 Subpart E: Powerplant)로 구분하고 있으며, 엔진 자체의 안전성(FAR33: Aircraft Engines)은 별도로 규정하고 있다. 항공기 개발 과정에서도 이러한 구분은 명백하여서 항공기 제작사는 엔진의 장착과 관련한 안전성을 시험평가 하며, 엔진 자체에 대한 인증 및 안전성 시험평가는 엔진 제작사에서 전적으로 책임을 지고 수행하게 된다. 그러나 엔진의 성능과 안전성이 직접적으로 항공기의 안전성과 연관되므로 항공기 개발 과정중에 기체 제작사와 엔진 제작사는 개발 단계별 모니터링을 통해 긴밀한 협조체제를

유지하게 된다.

항공기 제작사가 주로 책임을 지는 엔진의 항공기 장착 안전성은 크게 엔진의 장착 위치와 관련한 요구 조건과 항공기의 운항중에 예상되는 엔진의 작동성능과 관련한 요구 조건으로 크게 나눌 수 있다. 장착 위치에 대한 안전성은 엔진의 장착 위치가 제한 조건을 만족하는지의 여부로 판단되어지나 항공기의 운항중 발생하는 엔진의 작동 성능은 시험 및 이와 동일한 신뢰성을 확보할 수 있는 해석결과로 검증 되어져야 한다. 즉, 발생할 수 있는 어떠한 열악한 조건에서도 장착된 엔진이 항공기의 요구성능을 만족시킬 뿐만 아니라 관련된 시스템의 성능저하를 발생시키지 않아야 하므로, 항공기 운항과 관련된 엔진의 작동 안전성에 대한 규정들은 매우 엄격하게 지켜지고 있다. 주요한 안전성 평가 조건으로는 장착 엔진들중 한 엔진의 작동정지상태(One-Engine Inoperative Condition), 측풍 조건(Cross-Wind Condition), 역추력장치의 오작동 및 비정상 작동 조건(Abnormal Operation of Thrust Reverser), 비행중 결빙상태(Icing Condition), 고/저온 대기 상태 조건(Hot/Cold Day Condition), 입구유동 교란조건(Inlet Flow Distortion Condition), 재시동 조건(Relight Condition), 감속 조건

(Decelerating Condition) 방화 조건(Anti-Fire Condition) 그리고 항공기의 각 임무조건들로 대표된다. 따라서 항공기 제작사와 엔진 제작사는 이러한 비행 조건하에서도 항공기 운항의 안전성을 보장할 수 있음을 입증해야 하고 이를 위해 엔진의 안전성 시험은 초기 개발단계의 모델 제작에서부터 비행시험에 이르기까지 광범위하게 실시된다. 현재 선진 기체 제작사들은 기술축적의 결과로 시험을 필요로 하는 여러 가지 안전성 평가 항목들중 일부분을 해석결과로 만족시키고 있다. 그러나 기술기반이 취약한 경우에는 엔진의 안전성과 관련한 평가의 대부분을 지상시험 및 비행시험을 통하여 증명하기 때문에 이에 대한 충분한 기술과 관련 설비에 대한 투자가 항공기 개발 사업이전에 이루어져야 한다.

이 장에서는 항공기 개발시에 항공기 제작사 및 엔진 제작사가 담당하여야 하는 엔진의 안전성 시험 평가의 각 분야를 종합적으로 살펴 보았다. 또한 항공기 제작사가 주로 담당하는 개발시험이면서도 엔진의 안정성 평가와 밀접한 관련이 있는 추진기관 공동시험에 대하여서도 간단히 소개하였다.

관련법규

일반적으로 기준이 되고 있는 엔

진의 안전성 시험에 대한 제 규정은 표 3 과 같다. 앞서 언급한 바와 같이 엔진의 안전성 평가는 엔진 제작사가 주로 담당하는 엔진 및 보기류들에 대한 안전성 규정과 항공기에 장착되었을 때 항공기 운항의 안전성과 연관된 규정들로 크게 나누어 진다. FAR Part 33과 ATA Spec. 100 등이 전자의 경우에 속하며 FAR Part 25가 대표적으로 후자의 경우에 속한다. 민간 항공기에 사용되는 엔진의 경우에는 아래에 언급한 제규정들을 반드시 만족시켜야 하며, 군용기에 사용되는 엔진의 경우에도 미군에서 규정한 MIL-Spec. 등의 제 규정을 대부분 만족시켜야 한다.

단계별 인증 시험

엔진을 개발하고 이를 항공기에 장착하기까지 앞서 언급된 규정들이 단계별로 어떻게 적용되는가를 간략하게 살펴보기로 하자. FAR33에서 규정하고 있는 엔진에 대한 안전성 시험은 엔진사가 자체적으로 수행하게 되며, 우선적으로 구성요소 즉, 압축기, 연소기 및 터빈과 같은 중요 구성품 및 보조장치, 전기장치, 엔진제어용 전자장치, 엔진계기장치등에 관한 시험을 통하여 수행된다. 이러한 요소 부품의 안전성 평가가 마무리 되면, 조립된 엔진의 시험이 실시하

여야 하는데 진동 시험(Vibration Test), 보정 시험(Calibration Test), 내구성 시험(Endurance Test), 과 온도 시험(Overtemperature Test), 풍차상대 시험(Windmill Test), 이물질 유입 시험 (Foreign Object Ingestion)등 과 역추력장치, 보조 동력장치에 대한 시험도 부가적으로 실시되어야 한다. 왕복동 엔진의 경우 폭음 시험(Detonation Test)도 주요한 시험평가 항목이

된다. 이러한 엔진 자체의 안전성 평가를 위한 인증 시험은 통상 엔진사가 담당하게 되며, 항공기 개발일정에 맞추어 인증을 마치고 비행시험을 위한 장착이 가능해야 하며, 일반적으로 나셀도 별도의 나셀 제작사를 선정하여 개발을 하게 되며, 이경우 나셀 제작사가 나셀의 인증시험을 담당하게 된다. 근래에 와서는 보잉사, 에어버스사등 몇몇 선진 항공기 제작사를 제외하

고는 항공사에서 엔진, 나셀 및 역추력 장치를 포함한 동력장치를 엔진 제작사와 일괄 계약하는 추세이다. 일반적으로 엔진의 경우 항공기 개발일정을 5년으로 계획할 때, 항공기의 개념설계단계에서 후보엔진에 대한 평가 작업을 거친 뒤 기본설계 시작시점에 후보엔진을 선정하게 되며, 이때 부터 엔진/나셀의 개발과 인증시험에 대한 계획이 항공기 제작사와의 긴밀한 협조하여 수립/추진되게 된다.

엔진 자체의 안전성이 아니고 항공기에 장착된 하나의 시스템으로서의 안전성 평가는 또다른 특성을 가지고 있으며 이에 대한 몇가지 규정들을 예로 들어 설명하면 다음과 같다. 항공기의 임무수행 환경과 관련하여 대기의 조건을 고려할 때 엔진의 성능에 영향을 미치는 요소로서 추풍에 의한 영향은 중요한 평가 항목이 된다. 실제로 추풍에 대한 안전성 평가는 개발단계에서 실시되는 모델의 추풍시험등에서부터 실제엔진이 개발된 뒤

Document	Title
FAA Order	8110.4: Type Certification
FAA Advisory Circular	20-18A: Qualification Testing of Turbojet Engine Thrust Reverser 20-105A: Engine Power-Loss Accident Prevention 20-135: Powerplant Installation and Propulsion System Component Fire Protection Test Methods, Standard and Criteria 25.939-1: Evaluation Turbine Engine Operating Characteristics 33-1B: Turbine-Engine Foreign Object Ingestion and Rotor Blade Containment Type Certification Procedure 33-2B: Aircraft Engine Type Certification Handbook 33-3: Turbine and Compressor Rotor Type Certification Substantiation Procedures 33-4: Design Considerations Concerning the use of Titanium in Aircraft Turbine Engines 33-5: Turbine Engine Rotor Blade Containment/Durability 33.65-1: Surge and Stall Characteristics of Aircraft Turbine Engines
FAR	Part 25, Subpart E: Powerplant Part 33 : Aircraft Engines
ATA Specification 100	Chapter 71: Powerplant, 72: Engine, 73: Engine fuel & control, 74: Ignition, 75: Air, 76: Engine Control, 77: Engine Indicating, 78: Exhaust, 79: Oil, 80: Starting, 81: Turbines, 82: Water injection, 83: Accessory Gear-Boxes, 84: Propulsion Augmentation
MIL Specification	MIL-E-5007 A-D: 통척 MIL-E-5008 A-B: 형식 사양서 MIL-E-5009 A-C: 인정 및 인수시험 MIL-T-25920 B: 지상 및 비행시험

표 3. 엔진 검증 및 인증관련 규정(예)

지상에서 수행되는 측풍시험에 이르기까지 다양하게 이루어진다. 이에 대한 관련 규정은 FAR 25.237(Wind-Velocity) 및 939, 941에 정의되고 있는데, 측풍의 경우 최대 90°의 측풍각에서 최소한 20 knot 또는 0.2 V_{so}의 측풍 속도에서도 이착륙을 포함한 안전작동 및 정상작동이 가능해야 한다는 것을 규정하고 있다. 그런데 실제로는 각 항공사가 이러한 FAR 규정보다 더 엄격한 규정을 개발시험에 적용하며, 보잉사의 경우 측풍과 관련하여 최대 60 knot까지의 측풍시험을 개발과정에서 자사의 요구조건으로 설정하고 있다. 따라서 개발항공기의 임무 및 환경분석을 통하여 개발항공기에 적합한 측풍한계를 도출하여 개발에 적용할 수 있어야 할 것이다.

또 하나의 중요한 평가조건으로서, 항공기가 운항중인 상황에서 발생하는 엔진의 작동정지와 관련된 안전성 평가는 첫 째로 항공기의 이륙시 예상할 수 있는 OEI (One Engine Inoperative) 조건에서의 이륙능력에 관한 것으로서 FAR25.121에 규정되고 있으며, 둘째로는 정상적인 고도를 비행중인 상황에서 엔진이 정지할 때의 엔진의 최소 상승 능력 및 재시동 능력 등과 관련된 것들과, 셋 째로 이러한 작동조건과 연관되는 이착륙 속도 및 거리, 가속정지 조건,

조종성 등에 관한 것들에 대하여 규정되고 있다. 이외에도 항공기에 장착된 하나의 시스템으로서의 안정성 평가는 다각도로 이루어지며, 이러한 관련규정 및 항목은 주로 개발 초기 단계에서 부터 반영되어 설계기준으로 적용될 뿐만 아니라 많은 지상시험을 통하여 개발에 직접 적용되며 비행시험 단계에서 최종적으로 그 적합성을 입증하게 된다.

이상에서 살펴본 바와 같이 엔진사가 담당하는 안전성 시험들과 항공기 제작사가 담당하는 안전성 시험들이 서로 밀접하게 연관되어 있으므로 엔진의 안전성 평가는 개발 초기에서 부터 비행시험에 이르기까지 광범위하게 수행되어야 한다. 따라서 개발 초기 단계에 행지는 추진기관풍동시험 (Propulsion Wind Tunnel Test)도 안전성 시험의 중요한 부분을 차지한다고 할 수 있으며 이러한 시험들은 일반적으로 항공기의 성능 도출을 위하여 수행되지만 안전성 평가에도 중요한 시험으로 분류되고 있다. 즉, 앞서 설명한 많은 안전성 평가 항목들이 형상개발 과정중의 추진기관풍동시험을 통하여서 그 안전성이 보장되도록 설계/제작되며 또한 이러한 시험을 통하여 그 안전성의 많은 부분이 입증되기 때문에 실제로 비행시험에서 드는 시간과 노력을 상당히 줄여주는 역할을 담당하

고 있다.

주요 시험 장비

엔진의 안전성 시험평가는 궁극적으로 지상시험(Ground Test)과 비행시험(Flight Test)을 통하여 가능하다. 지상장비로 구분될 수 있는 것은 각종 엔진 구성품의 시험장비(Component Test Bench)를 포함하여 추진기관 풍동시험설비(Propulsion Wind Tunnel) 및 엔진의 고도환경시험설비(Altitude Test Facility)가 대표적으로 이에 속한다. 엔진의 고도 환경시험설비는 미국의 Arnold Engineering Development Center(AEDC)의 설비를 대표적으로 들 수 있으며, 보잉과 같은 선진 항공사들이 엔진사로 하여금 이 곳 시험설비를 이용한 시험평가 결과를 제시토록 하고 있어서 세계적으로 그 신뢰성을 인정받고 있으며 그외에도 미국의 여러 곳에서 고도 환경시험 설비를 갖추고 있다. 또한 항공 선진국들은 대개 자체적으로 1개 이상의 설비를 갖추고 있는데, 프랑스의 Centre d'Essais des Propulseurs(CEPr), 영국의 Rolls Royce 그리고 러시아의 Central Institute of Aviation Motors (CIAM)에서 보유하고 있는 고도 환경시험설비들이 이에 속한다. 그림 2은 이러한 주요한 지상시험

설비가 서로 연관되어 최종적인 항공기 엔진의 안전성 평가에 어떻게 활용되는가를 나타내주고 있다.

추진기관 풍동 시험

일반적으로 개발시험으로 분류되는 추진기관 관련 풍동시험으로는 엔진 나셀의 형상에 대한 저속 및 고속 시험, 노즐 시험, Suppression

Effect Test, Efflux pattern Test, TPS(Turbine Power Simulator)를 장착한 저속/고속 시험 등이 있다. 앞서 언급한 바와 같이 이러한 추진기관 풍동시험은 엔진의 안정성 평가와 연관이 없는 개발 시험으로 간과하기 쉬우나, 예를 들어 엔진 입구의 모델을 이용하여 측풍에 의한 입구 유동의 교란효과를 충분히 검증한 후에야만 실제엔진의 설계에 반영할 수 있고 이러한 기초정보의 정밀한 평가야말로 장착엔진의 안전성을 보장할 수 있는 초석이 된다고 할 수 있다. 또한 역추력 장치의 안전성

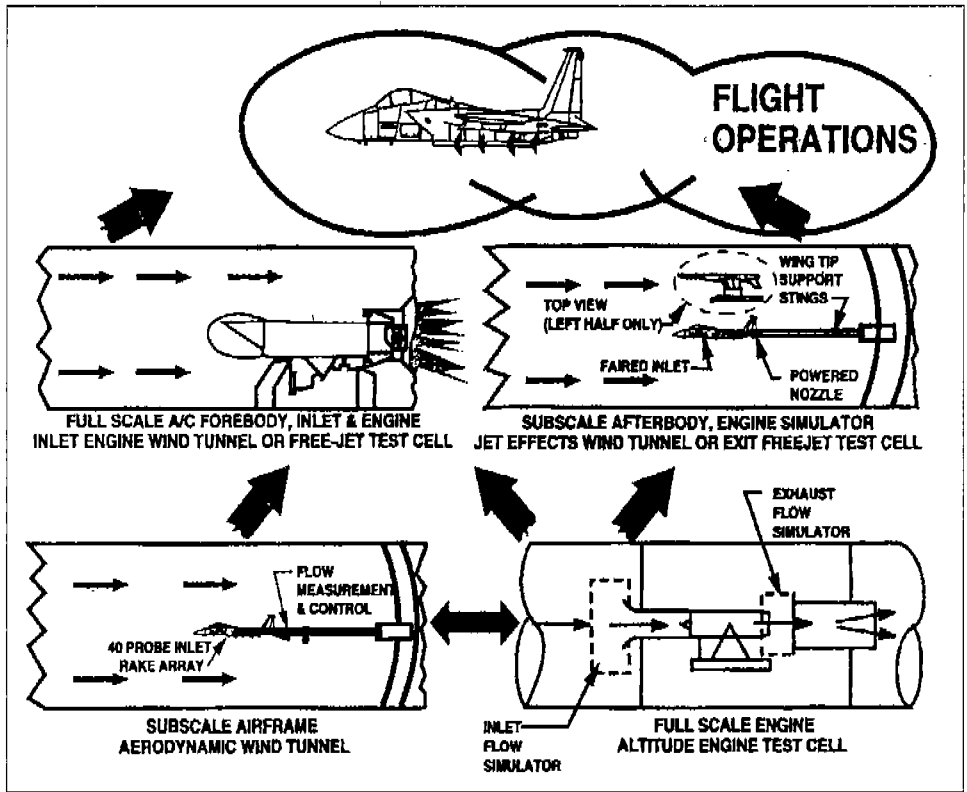


그림 2 추진기관 지상시험설비 및 체계

에 대한 많은 평가가 Efflux Pattern Test를 통하여 이루어지며, 항공기 임무별 장착엔진의 공기역학적 안전성이 High/Low Speed Installation Test에서 검증되게 된다. 이러한 모델시험의 결과를 근거로 항공기에 실제로 장착된 엔진에서의 성능과 안전성을 정확히 예측하는 기술은 상당한 수준으로 진전되고 있으며, 이로 인해 항공기에 장착된 엔진의 안전성에 대한 평가는 한층 신뢰성이 높아지고 있다. 또한 위의 그림 6.1에서 보듯이 추진기관 풍동시험의 결과와 고도 환경시험설비 시험평가의

내용이 상호 보완적인 밀접한 연관을 갖고 있음을 알 수 있다.

이러한 추진기관 풍동시험이 가능한 설비를 보유하고 있는 대표적인 해외기관으로서는 프랑스의 ONERA(Office National D'études Et De Recherches Aérospatiales), 영국의 ARA(Aircraft Research Association), 네덜란드의 NLR(Nationaal Lucht-en Ruimtevaartlaboratorium) 그리고 미국의 Fluidyne 등을 들 수 있다.