

스마트무인기 공력 설계 · 해석 · 시험

이 글에서는 틸트 로터 비행체인 스마트무인기의 프로펠러와 플레퍼론에 대한 공기역학적 외형설계, 전산유동해석을 이용한 비행체의 공력해석, 그리고 공력계수 추출을 위한 풍동 시험 과정을 소개한다.

스마트무인기는 헬리콥터와 같은 수직이착륙 성능과 프로펠러 고정익 항공기와 같이 고속 비행 성능을 가지는 틸트 로터 항공기이다. 이와 같이 하나의 비행체 개념으로서 수직이착륙과 고속 비행 성능을 가지기 위해서는 헬리콥터 모드에서 높은 호버링 효율과 고정익 모드에서 최소의 항력특성을 가지도록 비행체는 설계되어야 한다. 또한 무인기의 기본적 임무인 장기 체공을 위해서는 고정익 모드에서 최대의 양항특성을 가져야 한다. 비행체의 수직이착륙 특성은 로터의 공력성능에 의해 좌우되

며, 고정익 모드의 고속성능과 장기 체공능력은 주익과 이의 고양력 장치의 공력성능에 의해 좌우된다. 스마트무인기에 대한 전산유동해석은 로터가 없는 무파워 전기체 형상을 기본으로 하여 독립로터에 대한 비정상 유동해석, 그리고 로터를 포함한 파워 전기체 유동해석을 순차적으로 수행하여 로터의 파워 효과를 분석하였다. 풍동시험은 전산유동해석과 마찬가지로 무파워 전기체 시험, 독립로터 시험, 그리고 파워 전기체 시험을 수행하여 파워효과에 따른 비행체의 정적 공력계수를 추출하였으며, 파워 전기체 모델

에 대한 강제 진동시험을 수행하여 비행체의 동안정 공력계수를 생성하였다.

프로펠러 공력설계

스마트무인기의 비행체 개념인 틸트 로터 항공기는 헬리콥터와 같은 형태로 수직이착륙하여 일반 프로펠러 고정익 항공기 형태로 전환하여 순항하는 대표적인 전환형 항공기(convertiplane)이다. 이와 같이 틸트 로터 항공기의 로터는 단일 형상의 로터가 두 가지의 비행모드에서 운용되어야 하므로 틸트 로터 항공기의

표 1 프로펠러와 로터의 차이점

Propeller	Rotor
Relatively Small, high rpm	Large, low rpm
Designed for axial flight	Predominantly edgewise flight
Provides propulsive force only and control moments	Provides lift, propulsive force and control moments
Maximum thrust only a fraction of a/c weight	Maximum thrust greater than a/c weight
Relatively rigid blade	Flexible blade
High twist	Low twist
Collective pitch only	Collective and cyclic pitch
Non-articulated	Some form of articulation
Chordwise cg well aft of $\frac{1}{4}$ chord	Chordwise cg on or near $\frac{1}{4}$ chord
Dependence on power to produce thrust	Dependence on power in hover, but can provide lift in autorotation

로터를 프로펠러와 로터의 합성어인 프롭로터(proprotor)라 칭하며, 이 프롭로터는 회전익의 로터와 고정익의 프로펠러 요구 성능을 동시에 만족할 수 있도록 설계가 이루어져야 한다.

프롭로터 형상에 대한 공력설계는 주어진 설계제한조건하에서 3가지의 설계 목적치를 만족하도록 7가지의 프롭로터에 대한 형상 변수를 결정하는 것이다. 여기서 설계 목적치는 프롭로터의 호버링 성능지수인 FM(Figure of Merit)이 0.8 이상, 프로펠러 효율계수(η)가 0.8 이상, 그리고 호버링, 체공, 순항, 최대속도라는 4가지의 비행조건에 대한 필요추력으로 정의하였다. 설계제한조건은 기본적으로 각 비행조건에 해당되는 엔진의 이용마력, 상승률, 전진속도, 그리고 온도 조

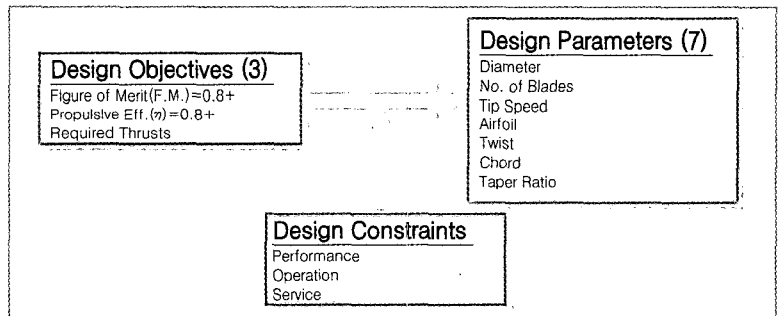


그림 1 프롭로터 설계 절차

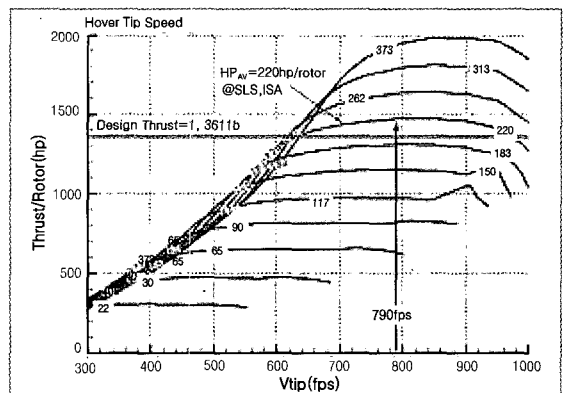


그림 2 호버모드 끝단속도 결정 선도

건이다. 이와 같은 설계 목적치와 설계제한 조건으로부터 프로토타입의 직경, 블레이드 개수, 끝단속도, 에어포일, 비틀림, 코드분포, 테이퍼비로 이루어진 7개의 형상 변수가 결정될 수 있다. 프로토타입 공력설계를 위해 모멘텀-깃요소 이론에 바탕을 둔 성능해석 코드를 사용하였다.

먼저, 프로토타입의 끝단속도는 일차적으로 공력성능 측면에서 최대의 효율 혹은 최소의 필요마력을 갖도록 결정되는 것이 원칙이지만, 전체적인 시스템 측면에서는 장착 엔진의 가용 회전수 조건 및 트랜스미션의 운용범위가 끝단속도 결정을 위한 지배적인 요소로 작용할 수 있다. 즉 공력적으로 최적의 성능을 구현하는 로터의 회전수를 제시한다 할지라도 이를 엔진과 트랜스미션에서 구현하지 못할 경우도 있다는 것이다. 호버링 모드에서 프로토타입의 끝단속도는 끝단속도 대 추력 선도로부터 결정 될 수 있

다. 즉, 끝단속도는 주어진 엔진의 가용마력으로 최대의 추력을 낼 수 있도록 정해지는데 본 설계에서는 호버링 시의 끝단속도를 790ft/sec로 결정하였으며, 이는 기존의 틸트 로터 항공기(V-22)와 유사한 속도이다. 고정익 모드에서의 프로토타입 끝단속도는 항속거리와 체공시간이 최대가 되도록 결정되도록 하였다.

고정익 모드의 끝단속도는 비행체의 임무에 따라 달라지기는 하지만, 스마트무인기의 경우에는 체공시간과 항속거리가 최대가 되도록 결정되었다. 고정익 모드의 끝단속도를 결정하기 위해 무인기 성능의 가장 중요한 요소 중의 하나인 체공 파라메타 선도에 블레이드의 비틀림각에 의해 결정되는 콜렉티브 피치의 제한선과, 비행체의 항력에 의해서 결정되는 엔진 가용율의 제한선도를 중첩시킨 성능 맵을 작성하였다. 이와 같은 고정익모드 끝단속도 결정선도로부터 고정익 모드

의 최종적인 끝단속도는 호버 모드 끝단속도의 80% 수준인 632ft/sec로 결정되었다. 이와 같이 고정익모드의 프로토타입의 끝단 속도가 호버모드에 비해 낮아짐에 따라 회전익에서 고정익으로 비행모드 변환시 회전수의 감속이 요구되는데 이는 엔진 회전수의 감속을 통해 구현하도록 하였다.

최종적으로 로터의 고형비와 끝단속도를 결정짓기 위해 종합적인 설계 맵을 작성하여 사용하였는데 이는 고형비(solidity)-끝단속도 장(field)에서 다양한 로터의 성능을 보여준다. 먼저, 설계 맵의 우측 경계영역은 호버링 조건에서 엔진의 최대이륙마력에 의해 제한되는 영역으로서 끝단속도와 고형비가 이 영역을 벗어나면 호버링 조건을 만족할 수 없다는 것을 의미한다. 이와 마찬가지로 설계 맵의 좌측 경계영역은 최대속도 영역으로서 엔진의 최대 연속 출력조건에 의해 제한

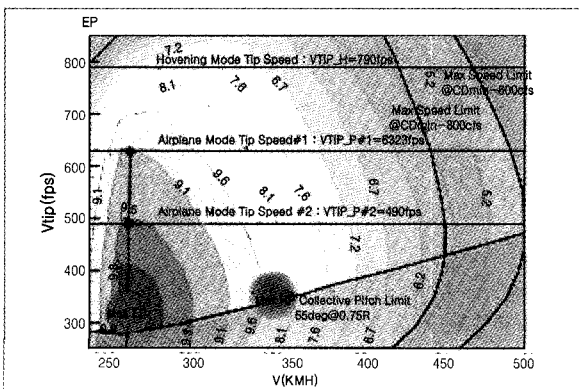


그림 3 고정익모드 끝단속도 결정 선도

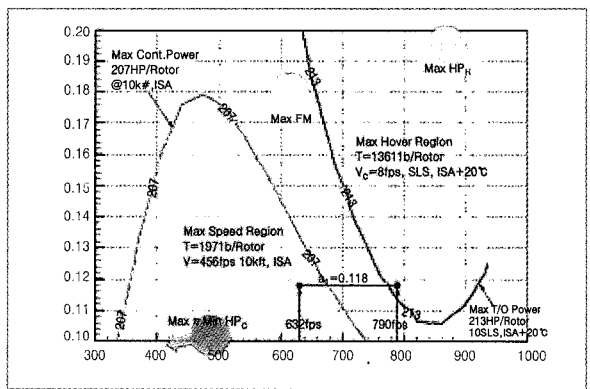


그림 4 끝단속도와 고형비 결정을 위한 선도

스마트무인기의 공력성능을 지배하는 프로펠러와 플레퍼론의 형상은 회전익 모드의 정지효율과 고정익 모드에서의 장기체공능력이 최대화 되도록 설계가 이루어졌다.

되는 영역이다. 본 설계 맵으로부터 채택된 끝단속도와 고형비의 전체 성능맵의 어느 영역에 위치하는지를 쉽게 파악할 수 있다.

블레이드의 비틀림각은 일차적으로 기본적인 효율이 최대가 되는 선형 비틀림 각을 선정한 후 비틀림 분포는 다양한 조건에서의 최적의 비틀림 점 선도를 이용하여 구하였다. 본 설계의 최대 최적의 비틀림 점은 다양한 비행 모드에서의 각 필요마력의 합의 최소점을 삼각형으로 연결하여 그 삼각형의 평균점을 선정한 것으로서, 최종적인 비틀림 분포는 두개의 선형 비틀림각을 조합한 것이다.

플레퍼론 공력설계

스마트무인기는 수직이착륙 능력과 더불어 무인기로서의 중요한 기본 성능인 장기체공능력(LEP : Long Endurance Patrol)과, 긴급 상황에서 고속으로 비행하여 목표지점까지 빠른 시간에 도달할 수 있는 고속비행 성능(ECU : Emergency Catch-Up)을 요구한다. 이러한 세 가지의 성능은 단일의 날개 개념으로서는 만족하기 어려우며, 결국 비행 모드별로 최적의 공력 성능을 갖도록 하는 플랩 시스템의 운용이 불가피하다. 틸트 로터 항공기의 플레퍼론은 플랩과 에일러론의 결합하로서, 수직이륙시

의 다운로드 감소, 천이모드에서 고양력 플랩, 그리고 고정익모드의 롤 방향 제어를 위한 에일러론 기능을 가지게 된다. 틸트 로터 항공기의 고정익 모드에서의 체공능력은 일반 프로펠러 항공기와 같이 비행체의 체공 양항비($L^{3/2}/D$), 프로펠러 효율(η), 그리고 연료소모율(c)에 관계하는데, 이중 가장 큰 영향을 미치는 체공 양항비는 날개의 형상(에어포일, 날개 종횡비 등)에 의해 결정되게 된다. 스마트무인기는 장기체공능력과 고속성능을 요구하므로 비행체의 날개 형상을 체공성능에 맞추어 설계 할 경우(고 캠버, 고 붙임각) 비행체의 항력이 급격히 증가하여 고속성능이 저하되고, 반대로 고속성능에 맞출 경우 양항특성이 저하되고 실속 여유(stall margin)가 감소된다. 결국, 고속비행모드에서 요구되는 낮은 항력과, 장기체공모드에서 요구되는 높은 양항특성, 그리고 적절한 실속 여유를 가지기 위한

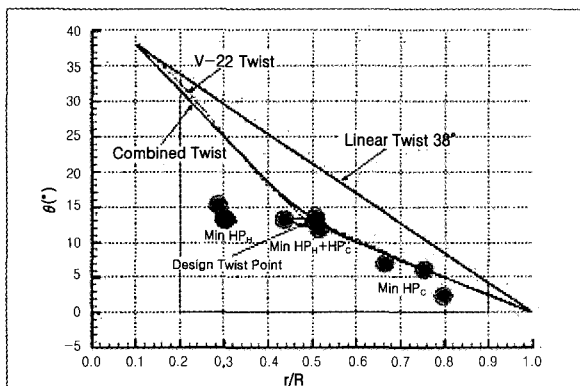


그림 5 비틀림 분포 결정 선도

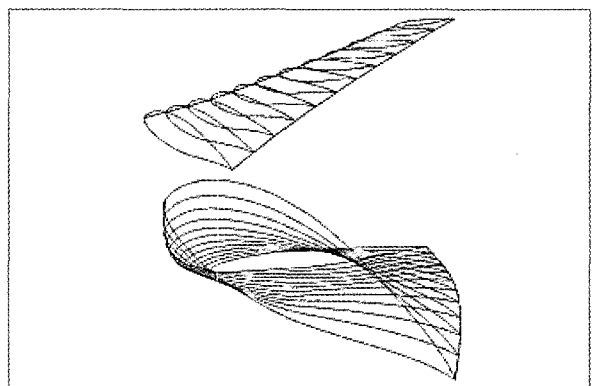


그림 6 설계된 블레이드 형상

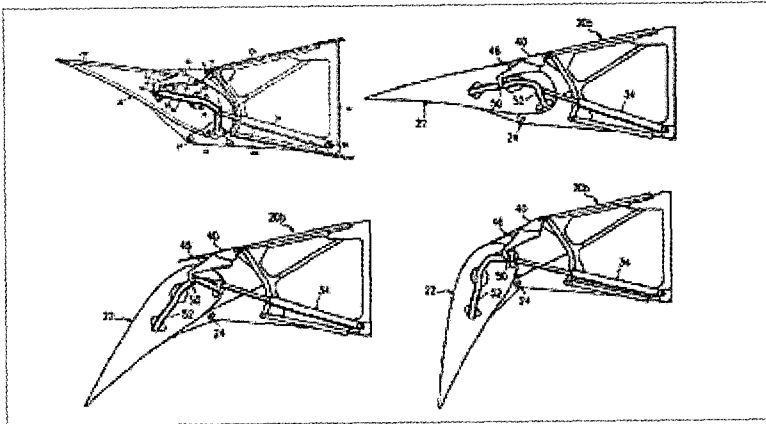


그림 7 V-22의 플래퍼론 개념

공력분야의 선택은 플랩형상의 새로운 설계였다. 스마트무인기의 성능 요구도를 만족하는 플래퍼론 형상을 설계함에 있어서 다양한 형태의 플랩에 대한 유동계산을 수행하여 형상에 따른 공력특성을 분석하였고, 최종적으로 공력 성능과 시스템 측면에서 최적의 플래퍼론 형상을 채택하였다.

비행체의 플랩시스템으로 어떠한 형태의 플랩을 적용 할 것인가는 요구되는 양항 특성에 의해 결정되는 것으로서 플랩의 형태에 따라 양항특성이 달라지게 되며, 일반적으로 양항특성을 향상시키는 방향으로 플랩 형상을 설계할수록 플랩시스템의 복잡성은 증가하게 된다. 스마트무인기의 1차 플랩형상은 단순플랩(plain flap)으로 설계되었다. 단순플랩은 시스템이 단순하고 제작이 용이한 반면에, 플랩각의 증가에 따라 항력은 급격히 증가하고, 양력은 비교적 낮은 변위각에서부터

더 이상 증가되지 않는 양력증가의 낮은 효율성을 나타낸다. 이와 같은 단순플랩의 낮은 효율성은 플랩각의 증가 시 플랩의 상면에서 발생하는 박리에 기인한 것으로서, 이러한 유동의 박리에 의한 플랩 효율성의 저하를 개선하고자 고안된 개념이 슬롯플랩(slotted flap) 개념이다. 슬롯플랩 개념은 단순플랩에 비해 양항특성이 월등하지만 이러한 우수한 양항 특성은 플랩의 간격(gap), 겹침(overlap), 그리고 플랩 및 간격의 형상설계가 제대로 이루어졌다는 가정 하에서 구현될 수 있으며, 잘못된 설계의 경우에는 오히려 시스템의 복잡성만 증가시킬 뿐 단순 플랩보다 저하된 공력특성을 나타내는 결과를 가져올 수 있음에 유의하여야 한다. 기존 틸트 로터 항공기인 V-22의 플래퍼론 개념의 경우에는 플랩과 주 에어포일 사이에 가변형 덮개(variable seal)

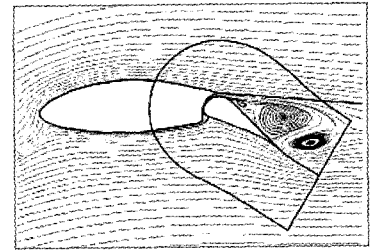


그림 8 초기 플랩의 형상 및 공력특성

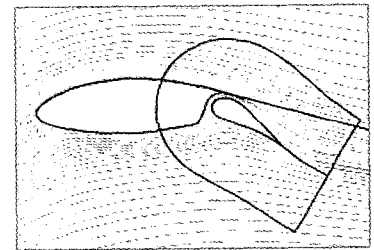


그림 9 설계된 플랩의 형상 및 공력특성

를 장착하여 플랩의 변위에 따라 가변 덮개가 주어진 최적의 변위각에 따라 움직이는 개념으로 되어 있으나, 본 스마트무인기는 시스템의 복잡성 및 성능을 고려하여 보다 단순화된 형상으로 최적의 성능을 구현하는 설계를 수행하였다.

스마트무인기의 플래퍼론은 항공기에 대한 플랩형상 설계시 일반적으로 적용되고 있는 설계 가이드라인을 바탕으로 다양한 후보의 플랩형상을 생성하고, 각 형상에 대한 2차원 유동해석을 수행함으로써 공력성능 및 구조적 단순성을 동시에 만족하는 최적의 플랩 형상을 설계하였다. 단순플랩 형상으로부터 시작된 총 9개의 플랩형상에 대한 공기역학적 분석으로부터 최종 형상은 세

미-슬롯플랩으로 선정되었다. 단순플랩과 설계된 세미-슬롯 플랩 형상에 대해 2차원 유동해석한 결과를 보면 단순플랩의 경우 플랩 상부의 전 영역에 박리가 발생한 것과는 달리 세미-슬롯 플랩의 경우에는 슬롯의 유동에 의해 이러한 박리가 완전히 사라졌음을 보여 준다. 이와 같은 플랩 상부에서의 유동특성의 향상에 의해 플랩의 변위에 따른 비행체의 양향특성은 현저히 향상된다. 이와 같은 새로운 플랩형상에 의한 공력 특성의 향상에 대한 검증은 항우연의 중형아음속 풍동(KARI-LSWT)에서 이루어진 40% 축소모델에 대한 풍동시험을 통해 이루어졌다. 설계된 세미-슬롯플랩 형상은 상대적으로 우수한 공력성과, 기존의 슬롯플랩과는 달리 힌지점이 단순플랩과 같이 플랩의 내부에 존재함으로써 제작이 단순화될 수 있다는 점과, 그리고 힌지점이 외부에 존재할 경우 별도의 지지 구조물에 의한 항력의 증가를 고려할 때, 기존의 슬롯플랩 형상 대비 성능 및 구조적 측면에서 최적의 선택임을 보여 준다.

전산유동해석

틸트 로터 항공기의 프로펠러는 보편적 형태의 고정익항공기의 프로펠러와는 달리 로터의 직경이 상대적으로 커서 비행체 주익의 대부분의 영역이 로터의 후

류에 잠기게 되어 이에 따른 로터가 비행체에 미치는 공력적 영향은 무시할 수 없는 양이다. 항공기의 프로펠러가 비행체의 공력에 미치는 영향은 크게 직접적인 요소와 간접적인 요소로 나눌 수 있다.

- 직접적 영향(direct action of propotor) : 로터 자체에서 발생하는 추력, 모멘트, H 및 Y 방향 힘이 비행체 전체 공력계수에 부가되어 나타나는 영향.

- 간접적 영향(indirect action of propotor) : 로터의 후류(slipstream)가 비행체의 날

개, 동체, 미익의 흐름과 상호 작용함으로써 나타나는 공력특성의 변화.

특히, 간접적 영향은 틸트 로터 항공기의 경우, 로터의 후류의 면적이 상대적으로 커서 주익과 미익에 미치는 영향이 큰데, 로터에서 발생된 후류의 스월(swirl) 영향이 크게 나타나게 되는데, 이는 날개 끝에 장착된 로터를 날개의 끝단 와동과 반대방향으로 회전시킴으로써 날개의 유도항력을 감소시키는 목적으로 이용될 정도로 그 공력적인 효과가 크다고 할 수 있다. 위의 두 가지 영향 중 로터 자체의 힘에

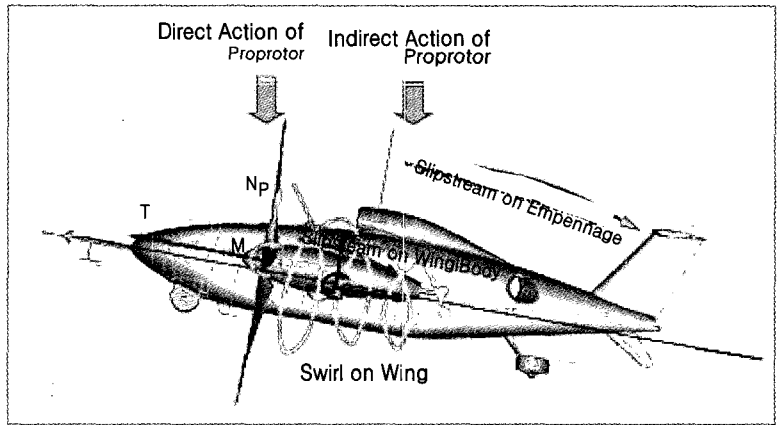


그림 10 로터의 파워효과

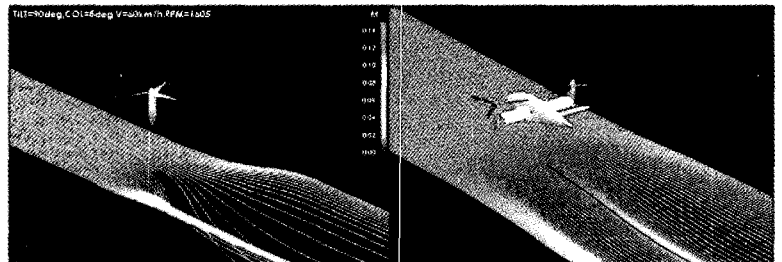


그림 11 스마트무인기 파워전기체 유동해석 결과

의한 직접적인 성분은 CAMRAD 와 같은 로터 해석 툴에 의해서 계산이 가능하나, 후류에 의한 간접성분은 로터를 고려한 파워 풍동시험 없이는 정량적인 공력계수의 추출이 어렵다고 알려져 있다. 물론, 최근 전산유체역학과 계산기의 발전에 따라 로터를 포함한 전체 항공기에 대한 해석이 가능하긴 하지만, 아직까지 실제적으로 적용 가능한 공력 데이터베이스를 생성해 내기는 어려우며, 파워효과에 의한 유동장의 특성변화나 그 경향성만을 파악할 수 있는 상황이라 할 수 있다. 스마트무인기에 대한 파워공력계수 추출 및 이의 분석을 위해서는 다음과 같은 목적을 가진 3가지 형상에 대한 유동해석이 이루어졌다.

1) **Isolated rotor configuration** : 나셀과 3개의 블레이드만으로 이루어진 독립로터 형상으로서 비행체에 의한 공력적 간섭이 없는 순수 로터만의 공력성능을 추출.

2) **Unpowered configuration** : 로터가 없는 동체-날개-플랩-나셀-수평미익 형상으로서 로터의 영향이 없는 순수 비행체만의 공력계수를 추출.

3) **Powered configuration** : Unpowered configuration에 로터를 부가한 형상으로서 비행체와 로터의 상호간섭이 있는 경우에 대한 로터 및 비행체의 공력계수 추출.

스마트무인기 전기체에 대한 파워 유동해석 조건은 스마트무인기의 비행 시나리오를 바탕으로 구성되었으며, 로터에 대한 비정상 유동해석은 각 블레이드 주위를 감싸는 독립적인 격자를 생성하여 이들 블레이드 격자를 주어진 실제의 주어진 회전수로 회전시키는 동적-중첩격자 기법을 적용하였다. 본 계산에서는 독립로터, 무파워 전기체 형상, 그리고 파워 전기체 형상에 대한 해석을 수행

함으로써 로터-비행체 상호간의 공력적 간섭효과는 물론 호버 모드에서 로터의 다운워시에 의해 발생하는 다운로드 공력특성이 파악되었다. 본 계산을 통해 스마

트무인기의 호버-천이-순항 비행 조건에 따른 로터의 회전이 포함된 전기체의 비정상 유동계산의 가능성과 데이터의 엔지니어링 자료로서의 적용성이 확인되었다.

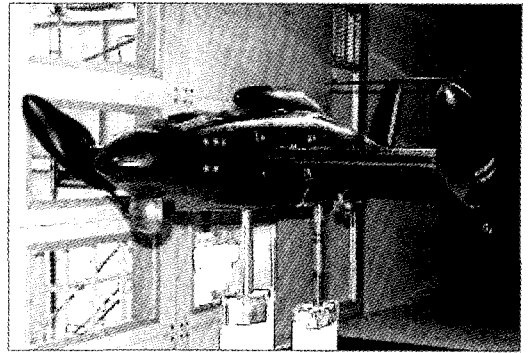


그림 12 무파워 정적 풍동시험

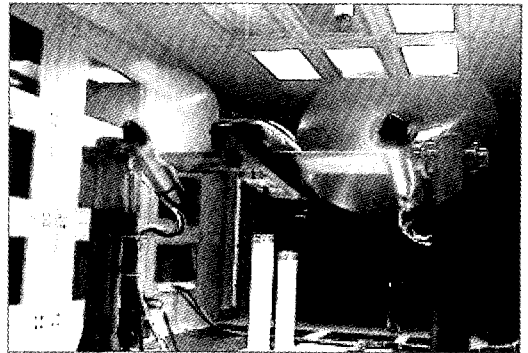


그림 13 파워 정적 풍동시험

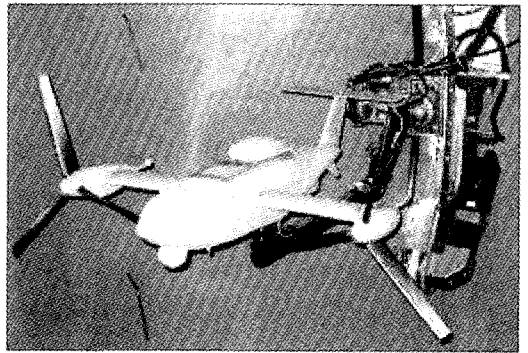


그림 14 파워 강제진동 풍동시험

향후 보다 엄밀한 형상 및 다양한 비행조건에 대한 유동해석을 수행하여 파워효과가 고려된 공력 데이터 베이스를 구축이 가능할 것이며, 다음에 기술하게 될 파워 풍동시험에 의해 추출된 공력 데이터의 분석과 보정에도 유용하게 적용될 것이다.

풍동시험

위의 전산유동해석 부분에서 언급한 바와 같이 틸트 로터 항공기는 로터의 파워효과에 의한 공력특성의 변화가 심하고 복잡한 유동현상이 결합되어 이론적 및 해석적 방법에 의한 접근이 매우 어렵다. 반면, 틸트 로터 항공기에 대한 파워 풍동시험장치는 로터 구동장치 제작의 난이성에 의하여 파워 풍동시험모델의 설계 및 제작에 소요되는 비용이 약 300만 달러가 상회하고, 이에 대한 풍동시험도 세계적으로 벨 헬리콥터 사만이 보유하고 있는 고 난이도의 기술로 알려져 있다. 이와 같이 파워풍동시험에 대한 비용 및 기술적 난제를 극복하기 위해 스마트무인기의 공력팀에서는 국내제작이 가능한 비행체의

표 2 스마트무인기 풍동시험

스케일	시험항목	시험내용
40%	프로펠러 지상시험	· 프로펠러 파워모듈의 시스템 안전성 시험 · 로터 동적 밸런싱 및 허브 밸런스 보정 · 프로펠러 호버 모드 공력성능 추출
	프로펠러 풍동시험	· 프로펠러 파워모듈의 풍동 내에서의 시스템 안전성 시험 · 프로펠러 호버/천이/고정익 모드 공력성능 추출
	비행체 무파워 정적 풍동시험	· 비행체 무파워 상태에서 공력계수 추출
18%	비행체 파워 정적 풍동시험	· 프로펠러 파워 모듈이 장착된 상태에서 파워 공력계수 추출
	비행체 파워 동안정 풍동시험	· 무파워 정적 및 강제 진동 시험 · 파워 정적 및 강제 진동 시험

정적모델에 별도의 분리된 파워 나셀 모듈을 별도 제작하여 풍동 시험 시 이 파워모듈을 장·탈착하여 로터의 회전에 의한 파워 공력계수를 추출하는 방법을 채택하였다. 즉, 실제의 나셀을 가진 비행체의 40% 축소형 모델에 대해 무파워 풍동시험을 수행하여 기본적인 공력데이터를 생성하고, 실제 나셀대신 파워나셀을 장착하여 파워시험을 수행하여 얻어진 공력데이터를 중첩시키는 방법이다. 본 파워 나셀에 대해서는 풍동에 설치되기 전 지상시험

을 수행하여 파워나셀의 안전성 평가와 함께 로터의 호버모드 공력성능 데이터를 획득하였으며, 풍동에서의 독립로터 시험을 수행하여 전진속도가 있는 경우 대한 공력데이터를 획득하였다. 비행체의 기동성능 해석을 위해 필요한 동안정 공력데이터는 로터가 장착된 18% 축소형 풍동모델을 제작하여 강제진동시험을 통해 추출하였다.