

# 스마트무인기 기체구조 설계 개발

이 글에서는 스마트무인기의 기체구조 설계 개발에 적용된 설계 철학 및 절차, 설계 요건, 주요 구조물의 형태와 설계에 대하여 소개한다.

스마트무인기의 기체구조는 경량화와 제작의 간편화를 설계 기준으로 하여 운용 중에 요구되는 진동 및 동적 안정성과 관련되는 강성 요건과 비행 하중 및 지상 하중에 따른 강도 요건을 만족하며, 또한 엔진 배기부 주위의 고온 환경에 견딜 수 있는 최첨단 고온용 복합재료를 개발하여 적용함을 목표로 하고 있다. 경량화를 위하여 연결부를 제외한 대부분의 부재에 복합 소재를 적용하며, 비용의 절감을 위해 부품의 수를 최소화함과 아울러 동일한 치구를 이용하여 여러 개의 구조물을 성형할 수 있

도록 하였다.

## 설계 철학

스마트무인기 구조 설계는 아래와 같은 설계 철학 및 기준에 따라 초기 개념 설계에서부터 최종 시제기의 조립 및 구조 시험, 비행 시험까지 일관된 원칙을 유지한다.

(1) 비용 및 품질 향상을 위한 제작 및 생산의 요소를 우선시한다.

(2) 재료 및 공정의 절차는 승인된 규격 또는 이미 검증 받은 절차를 따르며, 새로운 재료나 공

정을 적용할 경우는 시험을 통하여 그 규격 및 공정을 입증한다.

(3) 기체는 도로교통법에 따른 운송 규정에 맞도록 부분체를 구분하고, 그 조립 및 분리가 손쉽게 이루어지도록 한다.

(4) 기체는 각종 탑재장비의 점검 및 보수가 쉽게 이루어질 수 있도록 한다.

(5) 주 하중경로를 담당하는 부재는 다중하중경로를 두어 한개 부재가 파손된다 할지라도 다른 부재가 하중의 일정부분을 감당할 수 있도록 한다.

(6) 접근성의 제약으로 분리가

어려운 부품은 무한수명설계 방법을 적용한다.

(7) 기체는 유인기 수준의 구조 건전성을 갖는다.

## 설계 요건

스마트무인기 구조 설계 요건은 유인기 수준의 구조 건전성을 만족하도록 FAR 25/27을 근거로 하여 비행체 개발규격서를 생성하였으며, 이에 따른 주요 구조 설계 요건은 아래와 같다.

(1) 임계하중(또는 제한하중)은 지상착륙하중, 비행운용하중, 돌풍하중 조건에서 가장 심각한 하중으로 한다. 비행 운용하중에서 최대비행 하중계수는 고정익인 경우는 3.5이며, 회전익과 천이모드 비행에서는 2.0으로 한다.

(2) 임계하중에 안전계수 1.5를 곱한 하중을 설계하중(또는 극한하중)으로 한다.

(3) 장착 구조나 볼트는 비상착륙 조건의 하중 조건을 적용한다.

(4) 지상 운용하중은 풍속이 최대 35knot에서 택싱, 재킹이나 호이스팅이 가능한 하중조건을 적용한다.

(5) 강도 요건으로 제한하중에서 영구변형이 없어야 하며, 극한하중에서 파손이 발생하지 않아야 한다.

(6) 강성 요건으로 기체는 외부 진동원의 ±25% 이내 진동수에서 벗어나야 하며, 최대 속도의 1.2배까지는 플러터가 발생하지

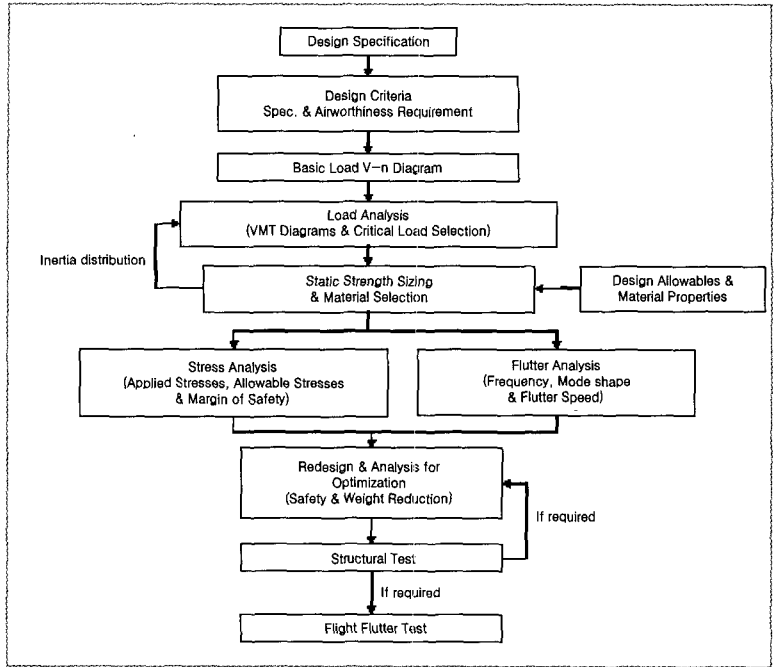


그림 1 구조기체 설계 개발 절차

않아야 한다.

(7) 양방향 하중이나 진동을 받는 구조물은 피로 영향을 고려하여 설계허용강도에 진동감소계수 0.8을 적용한다.

(8) 조립 후 점검이 불가능한 부품이나, 날개-동체 연결부재, 착륙장치 연결부재, 엔진 체결부재, 나셀 체결 부재는 무한수명설계를 적용한다.

(9) 점검창의 패스너(fastener)는 하중이나 전기적 본딩에 요구되는 최소 숫자로 한다.

(10) 복합하중을 받는 구조물은 아래의 안전성 판정 기준을 따른다. 아래의 판별식에서  $f$ 는 작용 응력(applied stress)이며,  $F$ 는 설계 허용 응력(allowable

stress)이다. 하첨자  $c$ 는 압축을  $s$ 는 전단을 의미한다.

$$\frac{f_c}{F_c} + \left(\frac{f_s}{F_s}\right)^2 \leq 1$$

## 설계 절차

스마트무인기의 구조설계 개발의 전반적인 설계 절차는 아래의 그림과 같이 상위 설계 규격에 해당되는 비행체 개발규격서를 근거로 하여 설계 기준을 확립하였으며, 이에 따른 하중 조건을 정의하여 비행 운용 선도에 따른 임계 하중조건이 선정되고, 이에 따라 구조물의 기본적인 사이징과 재료가 선정되었으며, 보다 상

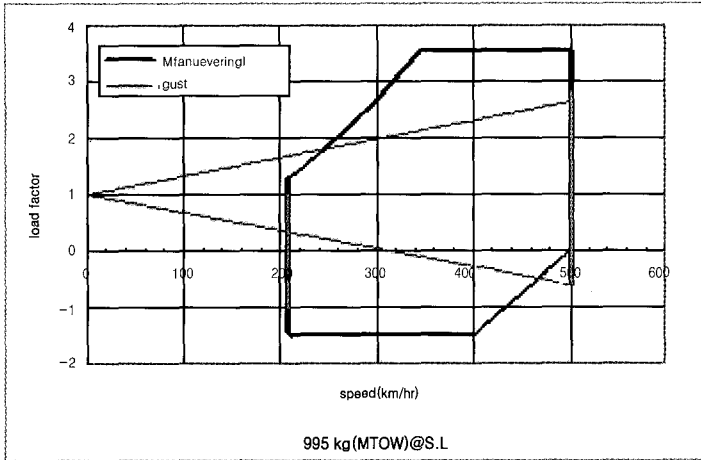


그림 2 스마트무인기 V-n 선도

제한 내부 하중해석 및 동적 안정성 판정을 위해 유한요소법을 적용하며, 또한 중량 경감 및 구조 건전성을 위한 최적화 방안으로 설계 안전도가 0보다 작거나 1.0보다 큰 부위에 대하여는 보강하거나 두께를 줄이는 재설계를 수행하며, 최종적으로는 전기체 구조 시험과 지상진동시험을 통하여 구조 건전성을 확인할 것이다. 플러터는 필요하다면 비행 시험을 통하여 검증할 예정이다.

### 재료 선정 및 설계 허용값

재료 선정을 위한 trade 연구 결과 복합소재의 경우 DMS 2288 복합재료를 사용한 250°F 성형법과 상온 성형 RTM(Resin Transfer Moulding)공법을 적용하는 것으로 하였다. 경량화 구조를 위하여 스킨의 대부분의 경

우에는 허니콤 샌드위치 구조를 적용하며, RTM 성형 공법의 경우 기하적인 형상이 간단한 경우나 하중 부담이 적은 2차구조물에는 선택적으로 적용할 수 있도록 하였다.

복합재료의 경우 흠이 있는 시편의 물성값을 설계허용치로 적용함을 원칙으로 하나, 습도, 온도의 환경요인에 따라 그 물성저하가 매우 심각하며, 피로 특성에 대한 신뢰도가 문헌상에 부족한 관계로 설계허용치로 인장 및 압축 스트레인은 3,500 $\mu\epsilon$ 을 전단 스트레인은 4,500 $\mu\epsilon$ 을 적용하며, 베어링 강도는 예지마진이 최소 3ksi 이상에서 80ksi로 한다.

### 주요 구조물

기체구조는 운송을 위해 전방 동체부, 중앙부, 후방부로 구분된다. 중앙부는 나셀을 포함한 날개

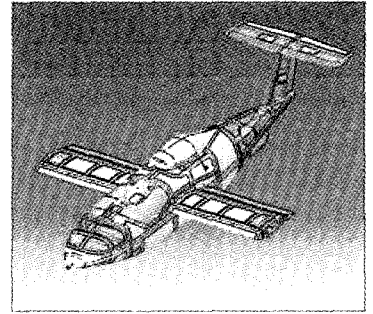


그림 3 기체 형상

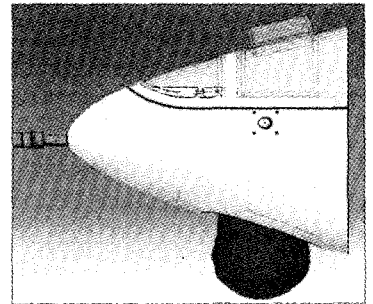


그림 4 전방 동체부

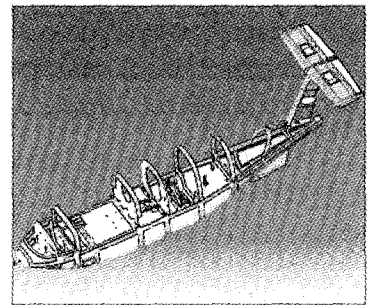


그림 5 동체 내부구조물 배열

와 중앙동체로 구성되며, 후방부는 후방동체와 'T' 형태의 수직 꼬리날개와 수평꼬리날개로 되어 있다.

전방동체는 감지기를 지지하고, 비상시 사용하는 배터리와 대기 자료 장치를 구속하는 구조물로 감지기가 아래에서 매우 빠른 시기에 장탈착이 가능하도록 되어

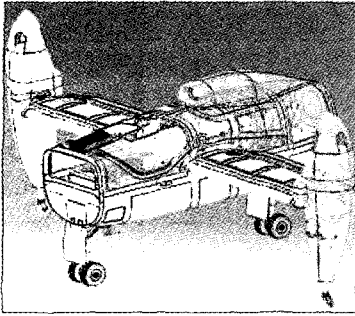


그림 6 중앙부 형상

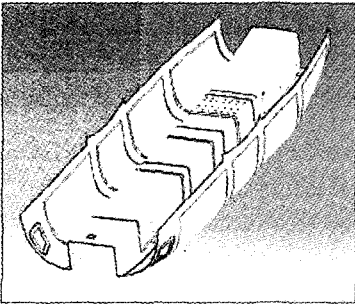


그림 7 동체 하부 스킨

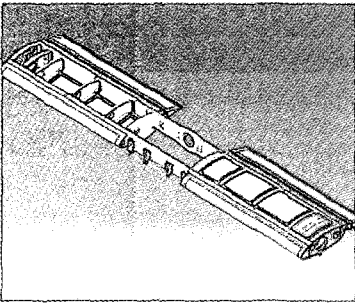


그림 8 날개 형상

있으며, 스킨은 탄소섬유 복합재료를 적용하였다.

중앙동체는 항공전자 장비 배이와 연료 탱크, 드라이브 기어박스, 엔진, 착륙장치를 지지하는 구조물로 되어 있으며, 항공전자 장비의 점검이나 유지 보수를 위하여 도어 형태의 점검창이 상부에 있으며, 엔진이나 기타 장치들

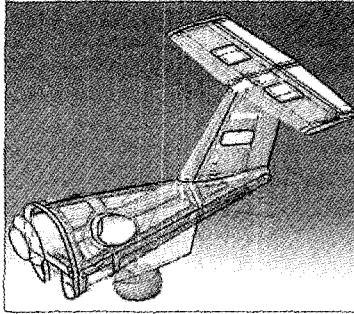


그림 9 후방부 형상

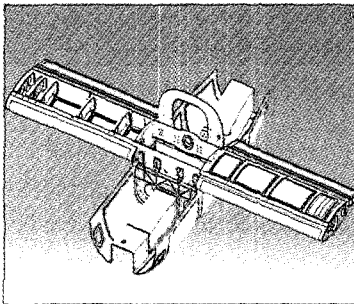


그림 10 날개-동체 연결

의 점검을 목적으로 중앙부의 양쪽에 점검 도어를 두었다. 착륙장치와 엔진은 하부 동체의 중앙에 모자 모양의 종통재 부재를 포함한 동체 하부스킨에 연결되며, 그 양쪽은 연료탱크 공간으로 활용한다. 날개는 조종면, 나셀 내부에 있는 로터 장치와 드라이브 구동축을 지지하는 구조물을 포함하여, 두 개의 스파와 7개의 리브로 구성되어 있으며, 리브 사이의 공간은 연료 탱크로 활용한다.

후방동체와 미익부로 구성되어 있고, 후방동체와의 연결은 수직 꼬리날개의 스파를 통하여 직접 후방동체의 링 구조물에 하중이 전달되도록 하였다. 수직꼬리날개

와 수평꼬리날개의 스파는 체결부의 간소화와 조립의 간편화를 위하여 일체형으로 하였으며, 그 재질은 탄소섬유이다.

동체와 날개는 그림과 같이 날개 일체형 스파 웨브를 통하여 4개의 핀으로 벌크헤드에 연결하여 날개하중에 의한 전단하중이 벌크헤드에 직접 전달되고, 이 하중은 동체 하부의 종통재를 통하여 전달되도록 하였다. 벌크헤드는 알루미늄 7075-T6를 적용하였다.

## 구조 해석

구조해석은 유한요소해석을 전기계 모델링을 하여 각 구성품에 작용하는 내부하중을 구하여 이에 따른 설계안전도를 확인하고, 설계안전도가 0보다 적은 경우나 1보다 큰 경우는 리사이징의 과정을 수행하였다. 강성 확인을 위하여 먼저 날개의 최대 처짐을 구하였고, 이때 날개의 최대 변위가 드라이브 구동축간의 간섭 여부를 점검하였으며, 또한 진동 해석을 수행하여 기본 고유 진동수와 모드를 분석하였다.

각 구성품의 강도 해석은 전기계·유한요소 해석에서 구한 내부하중과 경계조건을 부가하여 상세하게 해석을 수행하였다.

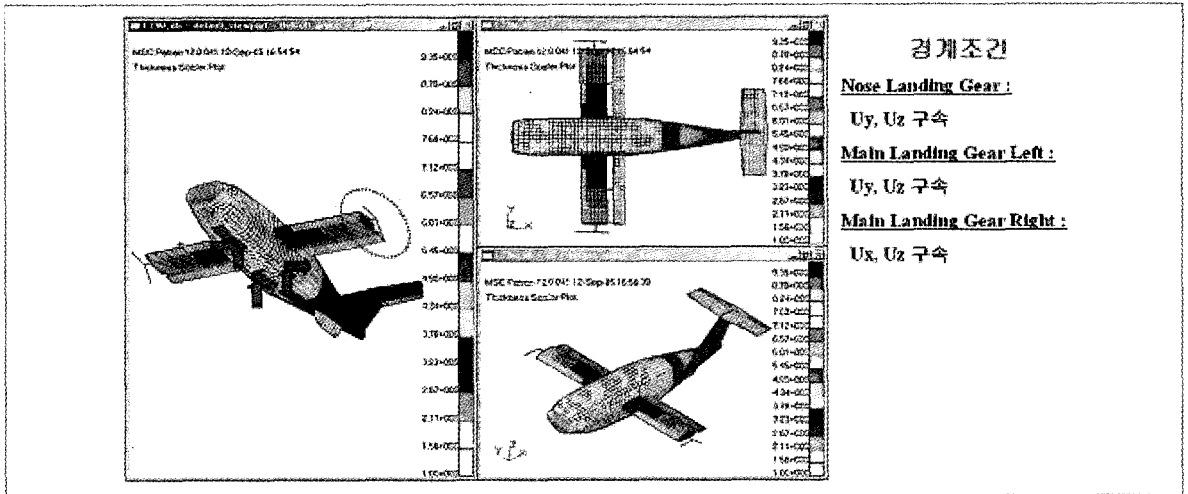


그림 11 유한요소모델링

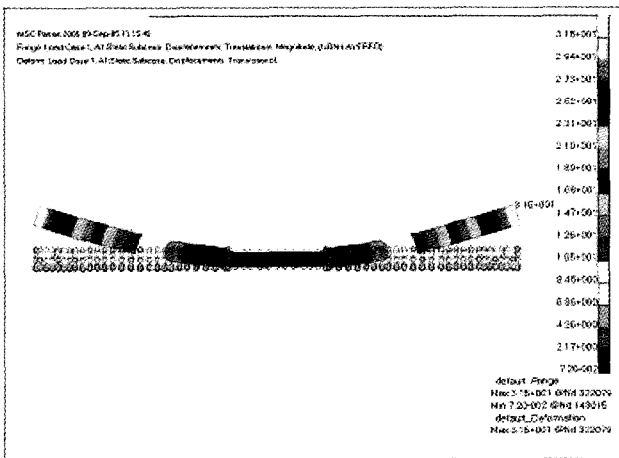


그림 12 날개의 최대 처짐

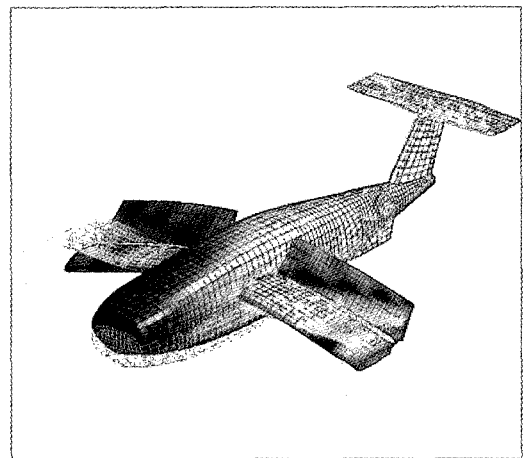


그림 13 스마트무인기 1차 굽힘 진동 모드(9.35Hz)

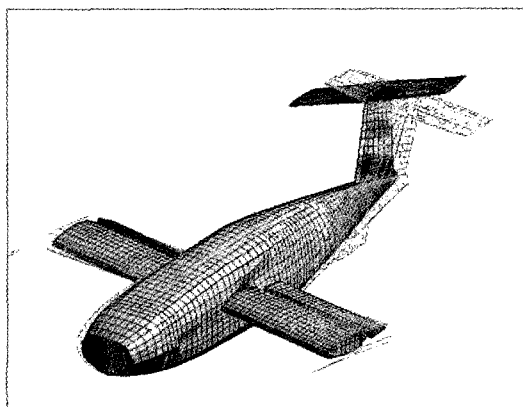


그림 14 스마트무인기 꼬리날개 진동 모드(13.53Hz)

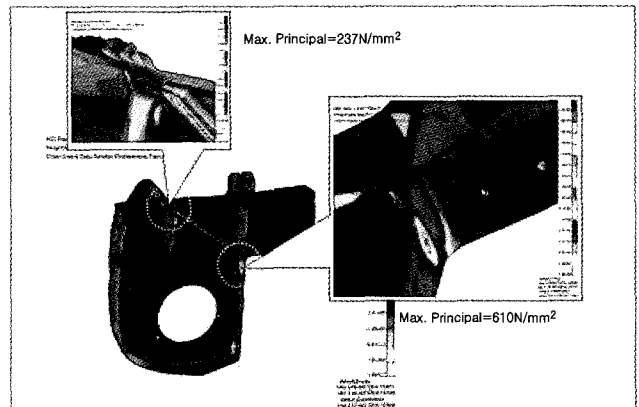


그림 15 동체-날개 연결 벌크헤드 상세해석