

4인승 선미익기 구조해석

Structural Analysis for 4-Seater Canard Airplane

김성준*, 채동철, 이승규, 신정우, 이상욱, 김태욱, 김진원, 심재열(한국항공우주연구원)

1. 서 론

본 논문에서는 항공우주연구원에서 개발한 4인승 선미익기의 구조적 건전성을 평가기 위해 수행된 구조해석과 전기체 정적시험에 대하여 소개하려한다. 전기체가 섬유강화 복합재료 설계된 4인승 선미익기에 대한 구조해석 절차와 강도평가 기준을 설명하고, 전기체 시험결과를 이용한 정적강도평가 기준을 소개하려한다.

2. 본 론

2.1 전기체 해석 및 상세해석

(1) 전기체 해석

전기체 유한요소 모델은 항공기 기체를 구성하는 각 구조물들을 유한요소 모델링을 한 후에 이들을 조합하여 항공기 전체를 하나의 유한요소로 구성한 것이다. 대부분의 경우 단품의 상세응력해석은 전기체 모델로부터 구한 내부하중을 이용하여 이루어지기 때문에 전기체 모델의 정확성이 해석결과에 직접적인 영향을 준다. 전기체 모델은 전형적인 Coarse Grid FEM으로 다음과 같은 목적으로 활용된다.

- 구조물의 하중경로 확인
- 내부하중 및 Freebody Load 계산
- 구조물의 강성 및 변위계산

전기체 유한요소 모델에는 정확한 내부하중의 계산을 위하여 항공기를 구성하는 모든 주요 부재들이 포함된다. 그리고 각 부재의 모델링 시에는 실제구조물 형상을 상세하게 반영하기 보다는 내부하중 분포에 영향을 주는 구조물의 강성을 정확히 반영하는데 중점을 둔다[1]. 전기체 해석결과로부터 부품 별 입계하중조건 등을 평가하

고 이 결과를 이용하여 상세해석을 수행한다. Fig.1은 4인승 선미익기의 전기체 유한요소 모델이다.

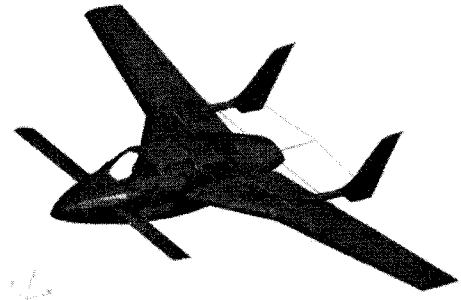


Fig.1 4인승 선미익기 전기체 유한요소모델

(2) 상세해석

일반적으로 금속으로 만든 부재의 상세해석은 전기체 모델로부터 얻은 내부하중을 이용하여 이론적인 식이나 실험식을 이용하여 수계산을 수행하거나 상세유한요소 해석을 통하여 이루어진다. 복합재료의 경우 상세해석을 수행하는 경우 사용할 수 있는 이론적인 식이나 실험식이 제한적이기 때문에 상세 유한요소 모델을 이용하는 방법이 적절하다고 판단된다. 상세해석을 수행하는 대략의 절차는 아래와 같다.

- Coarse Grid Model로부터 일정 영역을 추출하여 더 세밀한 구조적 특성을 갖는 단품모델을 구성하여 세부응력해석 수행
- Coarse Grid FEM에서 상세해석을 하고자하는 구조물의 내부하중 및 변위추출
- Fine Grid FEM을 만들고 Coarse Grid FEM에서 구한 내부하중 및 변위를 이용하여 강도해석 및 응력해석 수행

2.2 전기체 유한요소모델 보정

초기 설계 시에 구축하는 전기체 유한요소모델은 많은 단순화를 통하여 구조물을 모사하게 된다. 그러므로 유한요소모델은 실제 구조물의 구조적인 특성을 정확히 모사하기 어렵다. 그러므로 구조해석의 신뢰도를 높이기 위하여 항공기 개발 시 전기체 유한요소 모델은 전기체 구조시험 결과를 이용하여 보정한다. 4인승 선미익기도 전기체 정적 강도 시험 결과를 이용하여 유한요소모델을 보정하였다. Fig.2는 날개의 부위를 전기체 시험 결과를 이용하여 보정한 예이다. 보정된 유한요소 모델은 강도해석 및 플러터해석 등에 사용된다.

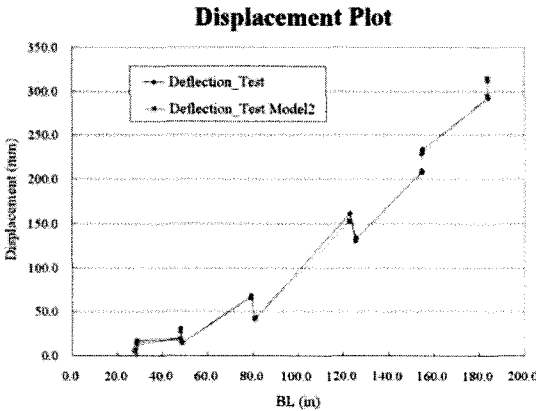


Fig.2 날개 부위 유한요소모델 보정결과

2.3 강도해석

1) 허용치 설정기준

복합재를 이용하여 항공기 구조물을 설계하기 위해서는 적층판(laminate)의 허용치를 정하여야 한다. 적층판의 주요 허용치(allowables)는 탄성계수, 포아송비(Poisson's ratio) 그리고 정적강도로 구분된다. 탄성계수와 포아송비는 라미나(lamina)에 대한 실험값을 평균하고, 고전 적층판 이론(Classical Laminate Theory)을 적용하여 적층판의 탄성계수를 산출한다. 적층판의 정적강도를 결정하는 일률적인 방법은 현재 정립되어있지 않다. AC20-107에서는 “적층판의 설계허용치를 라미나의 실험값으로 부터 해석적인 방법을 이용하여 구하거나, 적층판의 실험값을 통해 구해야한다.” 라고 기술하고 있다. 또한 AC20-107에서는 적층판의 제작 중 발생하는 결함이나 운용 중 받게 되는 외부충격에 의한 손상을 고려하도록 하고 있다[2]. 일반적으로 복합재의 설계허용치는 환경효과를 고려한 1/4 inch notch를 갖는 시편의 실험 결과를 사용한다. 4인승 선미익기의 허용치는 환

경 및 노치효과를 고려하여 보수적인 값을 사용하였다. 4인승 선미익기의 경우 대분의 E-glass/Epoxy를 사용하였고, 주요 보강부위는 CARBON/EPOXY 및 S-glass/Epoxy를 사용하였다. 설계 허용치는 B-basis를 사용했고, 환경(온도 및 습도) 및 노치 효과를 고려하여 knock down factor를 결정하였다

2) 파손해석 기준

a. 적층판 수준의 파손식

적층판 수준의 해석방법으로써 FAA에서 인정하는 파손 식으로 saint venant failure Criteria가 있다.

$$\epsilon_1 = \left(\frac{\epsilon_x + \epsilon_y}{2} + \sqrt{\left(\frac{\epsilon_x - \epsilon_y}{2} \right)^2 + \left(\frac{\gamma_{xy}}{2} \right)^2} \right) < \epsilon_{ta}$$

$$\epsilon_2 = \left(\frac{\epsilon_x + \epsilon_y}{2} - \sqrt{\left(\frac{\epsilon_x - \epsilon_y}{2} \right)^2 + \left(\frac{\gamma_{xy}}{2} \right)^2} \right) < \epsilon_{ca}$$

$$\gamma_{max} = \left(\sqrt{\left(\frac{\epsilon_x - \epsilon_y}{2} \right)^2 + \left(\frac{\gamma_{xy}}{2} \right)^2} \right) < \gamma_a \quad (1)$$

(1)식에서 $\epsilon_1, \epsilon_2, \gamma_{max}$ 는 각각 적층판의 주변형률과 최대 전단변형률이고, $\epsilon_{ta}, \epsilon_{ca}, \gamma_a$ 는 허용변형률이다. 위의 식은 적층판의 45° 층의 구성비가 33%에서 66%수준으로 구성되고, balanced layup이며, 하중상태가 면내하중만 작용하는 경우에만 사용할 수 있다.

b. 라미나 수준의 파손식

일반적으로 복합재구조물의 파손해석은 유한요소법을 이용하여 라미나 별로 수행하게 된다. 복합재 구조물의 강도해석을 수행하기 위한 파손식(failure criteria)은 각 라미나의 허용치와 긴밀하게 연관되어있다. 즉 복합재 구조물이 극한하중상태에서 최대 변형률이 허용변형률 이내에 있도록 라미나 물성과 파손식을 결정하여야 한다. 4인승 선미익기의 파손해석은 최대 변형률 이론(maximum strain theory)을 적용하였다. 선진항공사의 경우 일반적으로 기지파손(matrix failure)을 허용하고 있다. 이는 구조물의 하중은 섬유(fiber)가 지지하기 때문이다. $\epsilon_{ta}, \epsilon_{ca}, \gamma_a$ 는 허용 변형률이다.

$$\begin{aligned} \epsilon_1 &< \epsilon_{1a} \\ \epsilon_2 &< \epsilon_{ca} \\ |\gamma_{12}| &< \gamma_a \end{aligned} \quad (2)$$

2.4 시험요구조건

MIL-A-8867에서는 복합재의 시험요구조건을 극한하중상태에서의 변형률이 설계허용치보다 낮아야 한다고 기술하고 있다[3]. 4인승 선미익기의 정적강도요구조건도 극한하중상태에서의 변형률이 설정한 허용치를 넘지 않도록 규정하였다.

2.5 구조해석 및 시험결과 분석

구조해석을 통해(Fig.3-4) 설계제한하중 5개와 설계극한하중 11개의 구조시험 조건을 선정하였다[표 1]. 선정된 시험조건에 대한 전기체 구조시험을 수행하여 구조물의 건전성을 평가하였다. 각 시험조건에 대한 구조해석 결과로부터 임계부위를 선정하고 이 부위에 변형률 게이지를 부착하였다. Fig.5~7은 스트레인 게이지로부터 얻은 결과이다.

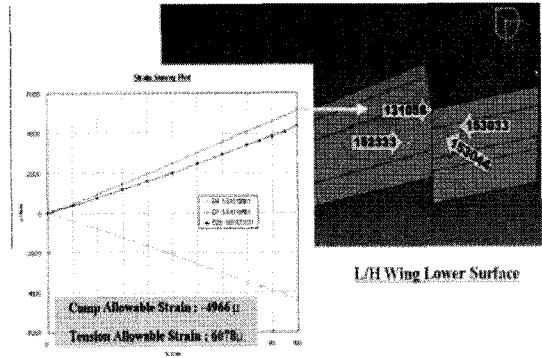


Fig.5 L2M85조건 L/H Wing Lower Surface 시험결과

표 2 Test Conditions of the Firefly

시험 순서	기동 조건	Critical Load Description
L1	수직 돌풍	Wing Max. S & BM
L2	정상대칭기동	Wing Max T & High BM Fuselage Max. VS & VBM Canard Max. S, BM & T
L3	요기동	Rudder Local Test Rudder Max. S & HM
L4	롤기동	Aileron Local Test Aileron Max. S & HM
L5	피치기동	Elevator Local Test Elevator Max. S & HM
U1	요기동	Rudder Local Test Rudder Max. S & HM
U2	롤기동	Aileron Local Test Aileron Max. S & HM
U3	피치기동	Elevator Local Test Elevator Max. S & HM
U4	롤기동	Wing Max. T
U5	수직 돌풍	Fuselage VS & VBM
U6	피치기동	Wing Max. S & BM
U7	수직 돌풍	Wing Max. S & BM
U8	정상대칭기동	Wing Max T & High BM Fuselage Max. VS & VBM Canard Max. S, BM & T
U9	요기동	Vertical Tail/Boom Local Test Vertical Tail Max. S & BM
U10	지상하중	Nose Landing Gear Supporting Structure Test
U11	지상하중	Main Landing Gear Supporting Structure Test

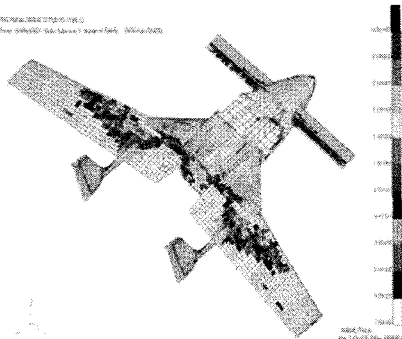


Fig.3 동체조건 해석결과

Test Sequence	Load Condition (Max ID / Load Case / Load Condition / Movement Type)	Critical Component
5	UL3 Test / Full Scale / 9 / L22995 / P.21.82 RCP257.829065.8413.00 / Pull-up	Fuselage, Wing, Elevator

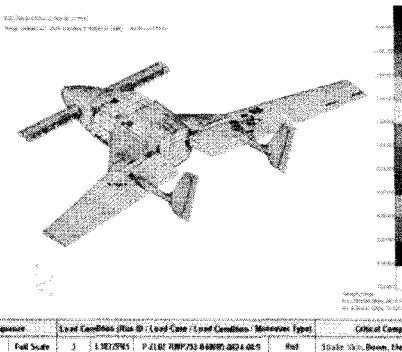


Fig.4 Strake 조건 해석결과

Test Sequence	Load Condition (Max ID / Load Case / Load Condition / Movement Type)	Critical Component
4	UL1 Test / Full Scale / 3 / L.9827965 / P.21.82 RMP733.848997.8034.005 / Roll	Strake, Boom, Elevator, Fuselage

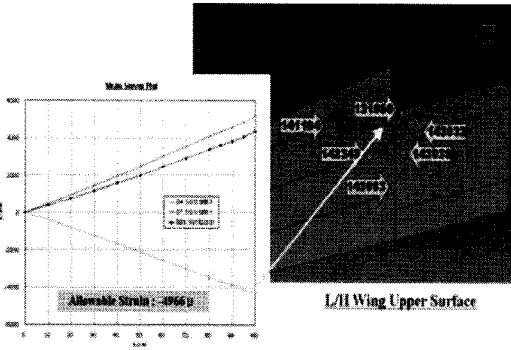


Fig.6 L2M85조건 L/H Wing Upper Surface 시험결과

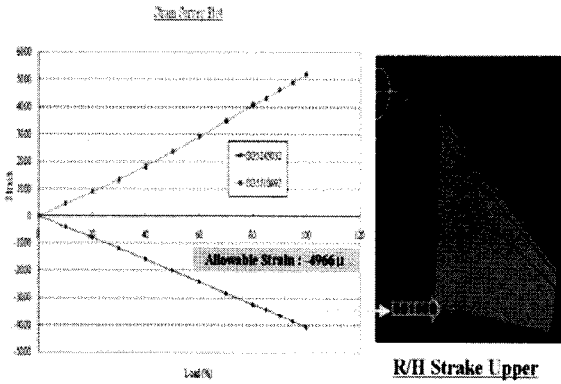


Fig.7 L2M85조건 R/H Wing Strake Upper 시험결과

표 1에서 정의된 전기체 시험을 수행하여 구조해석 결과로부터 선정된 임계부위의 변형률이 설계허용치를 초과하였는지의 여부를 파악하였다. 시험도중 발생한 부분적인 문제점 들은 설계변경을 통하여 구조적 건전성을 확보하였다. 시험결과와 해석결과를 바탕으로 날개 부위에 대한 비행시제기의 변형률을 평가한 결과 날개의 임계하중조건에 대하여 구조물의 최소 안전여유가 0.13으로 평가되었다.

3. 결 론

본 논문은 4인승 선미익기의 구조적 건전성을 평가하기위해 수행한 구조해석과 전기체 시험결과 분석에 대한 내용이다. 본 연구를 통하여 복합재로 설계된 4인승 선미익기의 구조 설계/해석 기준 및 시험평가기준을 구축하였다. 본 연구를 통하여 얻어진 결과물은 향후 개발된 복합재

항공기의 구조적 건전성평가에 사용될 것이다.

참 고 문 헌

- 1) 최중오, 문창오, 2002, "초음속 항공기 구조 해석을 위한 유한요소 모델링 방법", 한국항공우주학회 추계학술발표회 논문집, pp. 357-361
- 2) AC20-107A
- 3) MIL-A-8867