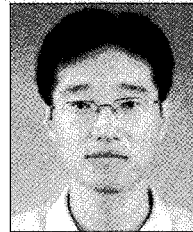


항공기 구조해석 절차 소개

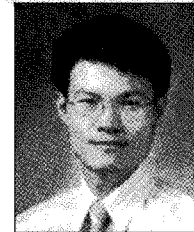
Introduction to Aircraft Structural Analysis Procedure



김성준*



신정우**



백승길***

* 한국항공우주연구원 항공사업단 첨단공력구조팀 선임연구원
 ** 한국항공우주연구원 항공사업단 세부계통팀 선임연구원
 *** 한국항공우주연구원 항공사업단 로터팀 선임연구원

1. 서론

항공기 구조물은 민항기의 경우 FAR(Federal Aviation Regulation)등에 명시되어 있는 설계요구조건을 만족해야 하며, 군용기의 경우 미 군사규격(Military Specification)등의 설계 요구조건을 만족하도록 설계되어야 한다. 감항규정은 구조물의 설계 기준을 간결하게 명시하고 있으므로 개별 조항에 대한 요구조건을 분석하고 각 항목에 부합되는 설계기준을 제시해야 한다. 설계 요구조건을 만족시키기 위한 구조해석 절차는 그림 1과 같다. 항공기 구조물은 요구되는 정적강도, 피로강도 및 공탄성 요구

조건이 만족되도록 설계되어야 하며, 이러한 요구조건을 만족시키기 위해 해석적인 방법이 사용된다. 항공기 구조설계/해석은 동시공학설계와 솔리드모델링을 기반으로 한 디지털 목업(Mock-up)설계 등을 지원받아 기능별로 Fail Safe, Durability 및 Damage Tolerance 설계, Safe-life 설계 개념을 이용하여 개발단계에 따른 개념설계, 기본설계, 상세설계를 수행한다. 각 단계에서 구조해석은 유한요소해석을 기반으로 응력/강도해석, 공탄성 해석, 피로해석 및 손상허용 해석을 수행한다. 본 기사에서는 한국항공우주연구원에서 수행하였던 연구결과를 이용하여 각 해석부분을 설명하려 한다.

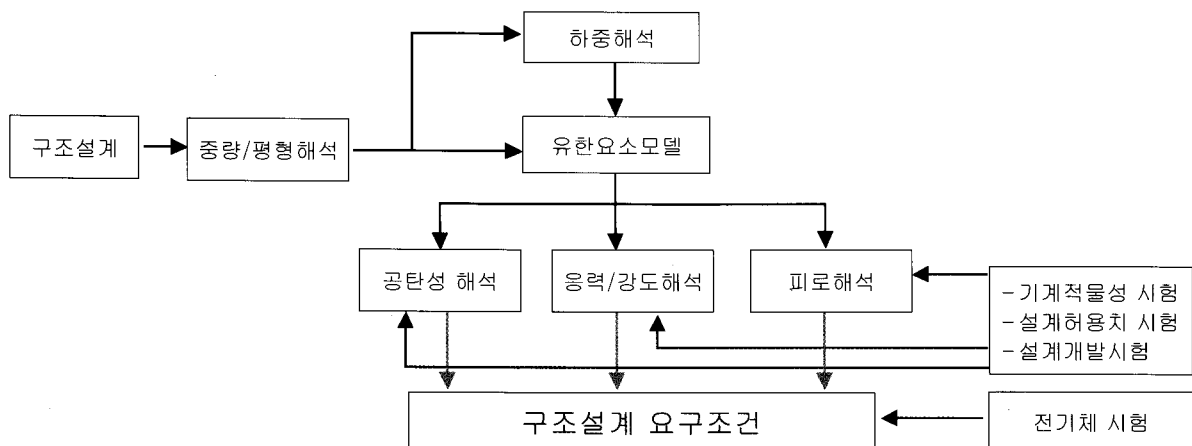


그림 1 구조해석 절차

2. 하중해석

항공기 설계 개발에서 하중해석의 목적 및 방법은 크게 3가지로 구분할 수 있다. 개념 설계 단계에서는 구조물의 크기 결정과 설계를 목적으로 하중이 필요하며, 비교적 단순한 하중 조건만을 고려한다. 하중해석 시 이론적인 공기 역학적 데이터와 예비 질량 분포를 활용한다. 기본 설계 단계에서 하중은 설계된 구조물이 종합적으로 안전하가를 입증하는데 활용된다. 따라서 적용할 항공기 설계 기준에 적합한 완전한 형태로 제공되어야 한다. 마지막 단계로는 인증을 획득하기 위해 하중을 산출하며, 보고서 형태로 인증 당국에 제출해야 한다. 구조 동역학적 해석을 수행하여 돌풍 동하중, 착륙 동하중 및 지상 활주 하중 등을 구해야 한다. 본 논문에서는 한국항공우주연구원 에서 개발 중인 스마트무인기에 대한 하중해석 내용을 이용하여 전반적인 하중해석 내용을 소개하고자 한다.¹⁾ 스마트 무인기 하중해석의 절차는 그림 2와 같다. 하중해석을 위해서는 먼저 규정이 마련되어야 하며, 인증 획득을 위해서는 규정을 정확하게 적용하여 해석을 수행해야 한다. 민간항공규정으로는 미 감항기준(FAR)이 주로 사용되고 있으며, 고정익 항공기에 대한 규정으로는 여객기급 개발에 FAR25, 소형항공기 개발에 FAR23이 있다.

군용기 하중해석기준으로는 미 군사규격(Military Specification)을 널리 사용하고 있다. 항공기 하중해석 시 공기력은 패널 방법(Panel Method)이 주로 사용되고 있다. 상용 프로그램으로는 MSC/Nastran이 널리 사용되고 있으며, 대부분의 선진 항공기 개발 회사들은

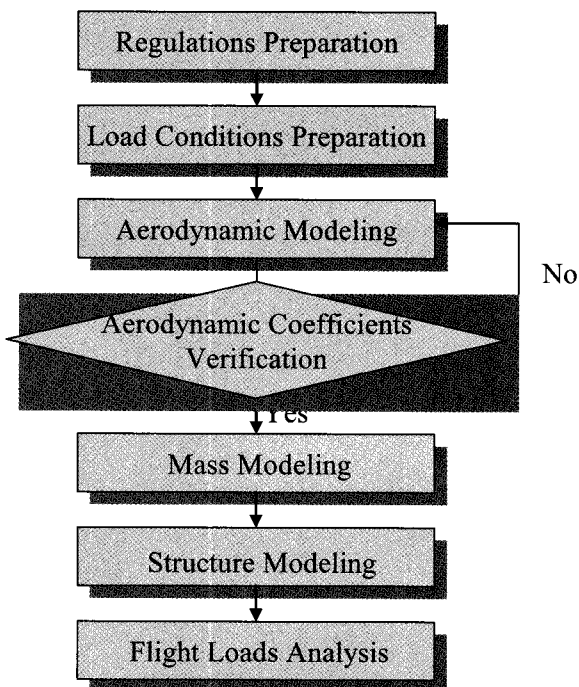


그림 2 Load Analysis Procedure of Smart UAV

자체 하중해석 프로그램을 개발하여 사용하고 있다. 한국항공우주 연구원에서는 러시아(TsAGI)와 협력하여 개발한 고정익 항공기 하중해석 프로그램인 ARGON을 사용하여 항공기 개발에 필요한 하중해석을 수행하고 있다. ARGON은 러시아에서 수호이와 같은 군용기 개발에 사용하기 위해 개발한 프로그램으로, 민간항공규정을 적용할 수 있도록 한국항공우주연구원과 러시아가 공동으로 개발/수정하여 현재에 이르고 있다. ARGON은 비행하중(Flight Loads) 뿐만 아니라 지상하중(Ground Loads), 플러터(Flutter) 해석, 그리고 응력해석(Stress Analysis)까지도 가능한 통합 설계 프로그램이다. 본 기사에서는 ARGON을 이용한 FAR23급 항공기인 스마트 무인기의 기본설계단계의 비행하중해석 과정과 그 결과를 기술하였다.

2.1 하중해석 조건

하중해석을 수행하기 전에 항공기의 중량과 무게 중심의 변화를 고려하여 하중해석을 수행할 중량을 결정하여야 한다. 유상하중(Payload)과 연료(Fuel)의 위치와 유무에 따라 여러 가지 중량조건이 생성된다. 중량조건을 선정한 다음, 규정에 따라 각 중량과 고도조건에 따른 V-n 선도를 작성한다. 미 감항규정(FAR23)에 따르면, 비행하중조건은 크게 대칭기동조건(Symmetric Maneuver)과 비대칭기동조건(Unsymmetric Maneuver)으로 나눌 수 있다. 대칭기동조건은 정상대칭기동(Steady Symmetric Maneuver) 조건과 피치기동(Pitching Maneuver)조건 그리고 수직돌풍(Vertical Gust)조건으로 나눌 수 있다. 또한 피치기동조건은 점검기동(Checked Maneuver)조건과 비점검기동(Unchecked Maneuver)조건으로 나눌 수 있다. 비대칭기동조건은 롤기동(Rolling Maneuver) 조건과 요기동(Yawing Maneuver)조건 그리고 측면돌풍(Side Gust)조건으로 나눌 수 있다. 스마트 무인기는 T-tail 형상이므로 일반적인 항공기 형상과 틀리며, 스마트 무인기에는 FAR 23.427(c)의 복합하중조건을 반드시 적용해야 한다.

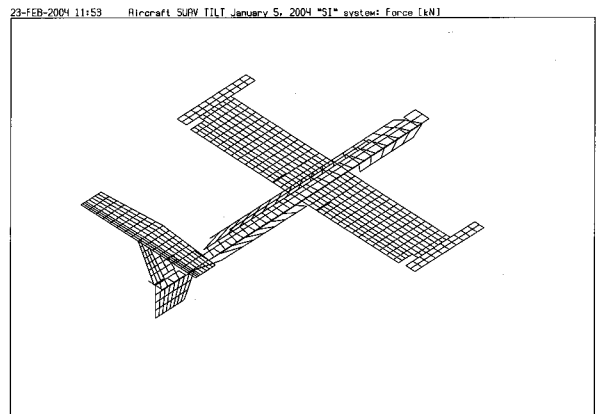


그림 3 Aerodynamic Model of Smart UAV

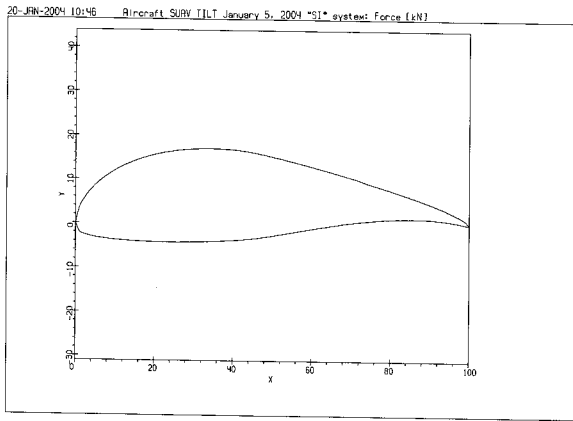


그림 4 Wing Airfoil Configuration of Smart UAV

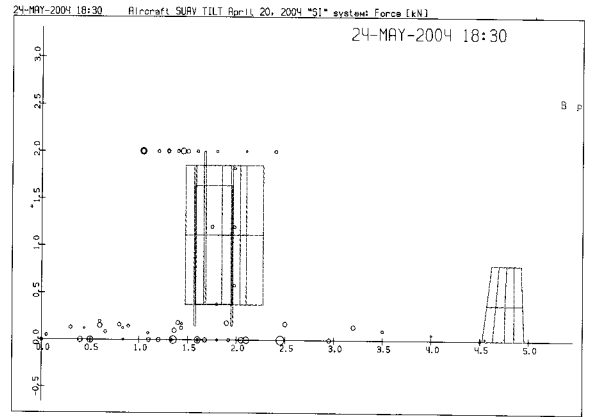


그림 5 Mass Model of Smart UAV

2.2 공기력 모델

ARGON은 패널(Panel)방법의 하나인 VLM(Vortex Lattice Method)을 사용한다. 항공기에 작용하는 압력분포는 속도 포텐셜(Velocity Potential)에 대한 선형 미분 방정식(식 (1))의 해로부터 구할 수 있다.

$$(1 - M^2)\phi_{xx} + \phi_{yy} + \phi_{zz} = 0 \quad (1)$$

여기서 M은 마하수이다. 포텐셜의 해의 수치해석을 위해 항공기를 사다리꼴 형상의 패널로 나누고 각 패널에 일정한 강도의 특이 와류 (Vortex Singularity)가 분포하는 것으로 가정한다. 받음각(Angle of Attack)이 주어질 때 무차원 압력 계수를 식 (2)로 표현할 수 있다.

$$\Delta P = [A]\alpha \quad (2)$$

여기서 [A]는 공력 영향 행렬(Aerodynamic Influence Matrix)이다. 그림 3은 스마트 무인기의 공기력 패널 모델이고, 그림 4는 주익의 익형(Airfoil) 모델이다. 전체를 846개의 공기력 패널(Aerodynamic Panel)로 모델링하였으며, 익형모델은 ARGON 내부에서 평균 캠버(Mean Camber)의 형태로 사용한다. 동체는 원통형임을 고려하여 공기력 모델을 실제 면적보다 줄여서 모델링하였다. 동체는 양력면(Lift Surface)이 아니므로 실제보다 면적을 줄여서 설계함으로서 실제와 같이 양력을 받게 해야 한다. 동체와 주익이 연결되는 부분은 동체 크기 그대로 모델링하였으며, 그 이외의 동체는 실제 면적의 34%로 모델링하였다. 이러한 동체의 공력 패널 모델 크기는 풍동 시험의 공력 미계수 결과 값을 참고하여 적절히 조정된 결과이다. 평면뿐만 아니라 수직면도 패널로 모델링하였다. 수평/수직 미익은 대칭형 익형이므로 평균 캠버를 이용하는 패널

방법에서는 평판으로 모델링한다.

2.3 중량 모델

스마트 무인기의 중량은 945kg이며, 전체 744개의 질량으로 모델링하였다. 주익과 수평/수직 미익과 같은 양력면은 분포 하중이 중요하므로 구조 무게는 모두 질량 패널(Mass Panel)로 모델링하여 실제와 같이 중량을 분포시킨다. 동체와 나셀 같이 분포하중이 중요하지 않은 부분은 모두 질량점(Point Mass)으로 모델링하였다. 하중 모델링에 있어 항공기 각 부분의 무게중심뿐만 아니라 관성 모멘트(Moment of Inertia)까지도 정확히 구현하는 것이 중요하다. 스마트 무인기의 최대이륙중량(Maximum Take-off Weight)에 대한 질량 모델링은 그림 5와 같다.

2.4 비행하중해석

비행하중해석 방법은 균형기동하중(Balanced Maneuver Loads) 해석방법과 천이기동하중(Transient Maneuver Loads) 해석방법으로 나뉜다. 스마트 무인기 기본설계단계의 비행하중해석 시 대부분 균형기동하중 해석방법을 사용하였으며, 일부 조건에 대해서만 천이기동하중 해석방법을 사용하였다.

2.4.1 균형기동하중

균형기동하중은 주어진 기동/돌풍 하중배수, 각가속도와 각속도에 대해 공기력과 관성력에 의한 힘과 모멘트 평형을 고려하여 하중을 구하는 방법이다. 이 방법은 실제적인 현상과는 차이가 있으며, 다소 큰 하중을 구하게 된다. 그러나 빠르게 하중을 산출할 수 있어 기본설계단계까지는 매우 유용하게 사용할 수 있다. 스마트 무인기의 기본설계단계에서는 정상대칭기동, 비점검 피치기동, 롤기동, 그리고 요기동에 대해서 균형기동하중 해석방법을 사용하였다.

2.4.2 천이기동하중

균형기동운동에 해당하는 자세각, 힘, 그리고 모멘트를 초기해로 하여 기동의 시간에 따른 변화를 고려하여 하중을 구한다. 천이기동하중을 해석하기 위해 오일러(Euler) 운동 방정식의 해를 구한다. 축방향 하중배수는 0으로 기동중 항공기의 속도와 고도는 일정한 것으로 가정한다. 수치 해석적 방법을 써서 운동 방정식을 풀 수 있으며, ARGON에서는 Runge-Kutta 방법을 적용한다. 이는 균형기동하중 방법보다 약간 작은 하중을 구하게 되며 실제와 더 가깝다. 기본설계단계에서는 점검피치기동만을 천이기동하중 해석방법을 사용하여 하중을 산출하였다.

2.4.3 하중해석 결과

하중해석의 결과로 각 공력 패널과 중량점에서의 공기력(Aerodynamic Loads)과 관성력(Inertia Loads) 값을 얻을 수 있다. 이를 이용하여 스마트 무인기 각 부분에 대해 전단력(Shear Force, V), 굽힘 모멘트(Bending Moment, M), 그리고 비틀림 모멘트(Torsion, T)를 산출할 수 있으며, 이를 이용하여 주요설계조건을 선정하게 된다. 또한 스마트 무인기의 모든 부분의 VMT 계산점에서 굽힘 모멘트와 비틀림 모멘트의 상호작용 선도(Interaction Envelope)를 작성하여 VMT 선도에서 고려하지 못한 주요설계조건을 추가로 선정하게 된다. 또한 조종면에 대해서는 각변위와 힌지 모멘트(Hinge Moment)의 상호작용 선도를 작성하여 주요 설계하중조건을 추가로 선정하게 된다.

3. 응력/강도해석

응력해석은 감항 규정이 요구하는 구조물의 안전성과 건전성을 입증하기 위해 수행한다. 구조물의 안전성과 건전성을 입증하기 위해서는 손상없는 상태와 페일 세이프(Fail-Safe) 상태에 있는 구조물의 정적 강도를 해석해야 한다. 감항 규정에 명시되어 있는 정적강도 요구조건은 제한하중(Limit Load)과 극한하중(Ultimate Load) 기준으로 구분된다. 제한하중은 하중기가 운용 중 받게 되는 최대하중이고, 극한하중은 제한하중에 안전계수(Safe factor) 1.5를 곱한 값이다. 제한하중이 작용하는 상태에서 항공기 구성품은 기계적 작동의 방해 및 기능이 저하시킬 정도의 변형이 발생하지 않아야 하고, 영구적인 항복이 발생하지 않도록 하되 국부적인 항복은 허용된다. 극한하중상태에서는 최소 3초 동안 파손되지 않아야 한다. 이때 구조물이 극한하중을 감당할 수 있다면 국부적인 파손과 좌굴이 허용된다. 일반적으로 구조물의 정적강도 평가는 유한요소법과 수계산 등을 이용하여 수행한다. 항공기 기체 구조물 전체 혹은 각 구성품 전체에 대한 내부하중 해석에는 유한요소법을 적용하고, 응력 해석 및 구조 요소(Elements)에 대한 강도 해석에는 유한요소법 혹은 수계산법을 적용한다.

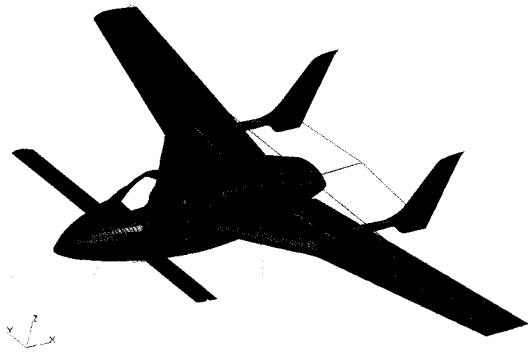


그림 6 4인승 선미익기 전기체 유한요소모델

3.1 전기체 유한요소해석

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 내부하중 이용하여 이루어지기 때문에 전기체 모델의 정확성이 해석결과에 직접적인 영향을 준다. 전기체 모델은 전형적인 Coarse Grid FEM으로 다음과 같은 목적으로 활용된다.²⁾

- 구조물의 하중경로 확인
- 내부하중 및 Free body Load 계산
- 구조물의 강성 및 변위계산

전기체 유한요소 모델에는 정확한 내부하중의 계산을 위하여 항공기를 구성하는 모든 주요부재들이 포함된다. 그리고 각 부재의 모델링 시에는 실제구조물 형상을 상세하게 반영하기 보다는 내부하중 분포에 영향을 주는 구조물의 강성을 정확히 반영하는데 중점을 준다. 그림 6은 한국항공우주연구원에서 개발한 4인승 선미익기의 전기체 유한요소 모델이다.

3.1.1 Reduced Effective FEM

장탈착 부재(Removable Panels, Doors)들을 제외한 모든 구조물들의 사이징을 위하여 필요한 내부하중 계산에 사용한다. 장탈착 부재들은 그 강성을 줄여주어서 주변 구조물로 하중이 전달되도록 모델링한다. 장탈착 부재의 강성저하 정도는 해당부재의 크기, 체결재 종류 등을 고려하여 결정하게 된다.

- 장탈착 부재의 등가강성(Effective Stiffness)를 계산하여 해당 구조물의 줄어진 강성을 FE Model에 반영하여 장탈착 부재가 전달하지 못하는 하중을 Permanent Structure에 배분시킨다.
- Permanent Structure의 Sizing 및 상세해석에 사용

3.1.2 Fully Effective FEM

장탈착 부재들의 사이징을 위하여 필요한 내부하중 계산에 사용하도록 모델링한다. 장탈착 부재들이 완전한 하중경로 역할을 하도록 모델링한다.

3.2 상세 해석

3.2.1 상세 유한요소해석

전기체 모델은 내부하중 계산을 목적으로 각 구조물을 단순화시켜 모델링하기 때문에 직접 정확한 응력값을 구하기 어렵다. 따라서 필요한 경우에는 해당 구조물의 형상을 상세히 반영한 상세유한요소 모델을 만들어 응력해석을 수행한다. 단품 단위의 해석에 주로 적용하는 상세 유한요소 모델은 다음과 같은 목적으로 활용하게 된다.

- 형상이 복잡하여 수 계산이나 Coarse Grid FEM으로는 정확한 내부하중을 얻기 어려울 경우
- 응력집중이 발생하는 부위의 내구성 및 손상허용 수명해석을 위한 응력분포와 응력 값을 알고자 한 경우
- 하중경로가 복잡한 Fitting이나 Cutout이 여러 개 있는 경우
- 구조시험 시 파손 위험이 있는 곳의 strain gage 위치에서의 변형율을 정확히 예측하고자 할 경우

3.2.2 수계산

구조물의 최종파손을 판단하는 방법으로써 아직도 이론 해와 실험식을 이용한 수계산을 많이 사용하고 있다. 이는 구조물의 파손 시 고려해야하는 비선형성을 고려하여 유한요소해석을 하는 경우 계산 시간이 많이 소요됨은 물론이고, 안전계수(Margin of Safety)를 계산하는데도 어려움이 있기 때문이다. 하지만 컴퓨터의 성능 및 해석방법 등이 정밀화되어감에 따라 유한요소를 적용하는 범위가 늘어나고 있는 추세이다.

4. 피로해석

항공기의 피로 평가 및 입증방법으로 가장 많이 사용되는 방법은 안전수명(Safe Life) 입증법과 손상허용 입증법 등이 있다. FAR23급의 항공기는 안전수명 입증법을 이용하여 피로수명을 평가하고, FAR25급의 항공기는 손상허용 입증법을 이용하여 수명을 평가한다. 구조물에 작용되는 실제하중은 진폭 등이 불규칙하게 변화하는 이른 바 변동하중으로 강도설계에 있어서는 이러한 변동하중하의 피로에 관하여 충분히 고려할 필요가 있다. 하중이 복잡하게 변동하는 랜덤하중 하에서의 피로수명을 수행하려 할 경우 문제가 되는 것은, 하중 파형 중의 어느 인자를 대상으로 하여 수명을 평가하며, 하중 상태를 일치

시키느냐 하는 것이다. 이를 해결하기 위해서 제안되고 있는 것이 하중파형 사이클 계산법이다. 수명을 평가하는 방법은 S-N 선도와 Miner's rule을 이용하여 계산하는 안전수명설계 방법과 파괴역학 적인 방법을 이용하여 균열진전 해석을 이용하여 계산하는 손상허용설계 방법이 있다.

4.1 안전수명(Safe Life)

안전수명에 기초한 접근방법에서는 주어진 교체시간 내에서의 갑작스런 피로파손 가능성이 극히 낮다는 것을 입증하여야 한다. 안전수명 입증을 위해서는 Miner의 누적손상법(Cumulative Damage Rule)이 쓰인다. 누적손상법은 완전한 이론에 기초하고 있지는 않지만, 아직까지는 가장 일반적으로 적용할 수 있는 방법으로 인정되며, FAA의 Advisory Circular에서도 이 방법을 제시하고 있다. 누적손상 방법은 어떤 크기의 변동하중 또는 응력의 사이클 수(Cycles) n 과 그 하중 또는 응력크기에서 파손을 일으키는 사이클 수 N 의 비로 그 하중에 의한 피로 손상분(Damage Fraction) D 가 주어지며($n/N = D$), 모든 크기의 하중들에 의한 피로손상분의 합이 1이 될 때, (즉, $\sum n/N=1$), 피로파손이 일어난다고 가정한다. 누적손상법은 그 활용도가 가장 넓다는 이유로도 선호된다. 피로수명 평가를 위한 계산과정은 7단계로 나누어 설명할 수가 있다. 그림 7은 이 과정을 요약적으로 보여주고 있다.

4.1.1 응력이력 자료의 확보

주어진 하중스펙트럼으로부터 피로해석을 수행하려는 위치에서의 국부응력 스펙트럼을 생성하여 사용하게 된다. 이때 하중이력 자료가 공칭응력인 경우는 구조의 형상에 따라 필요 시 노치계수 또는 형상계수를 적용하여 국부응력을 구해야 한다. 이때 상세 유한요소 모델을 이용하여 노치계수를 계산한다. 생성된 응력스펙트럼은 Truncation, Elimination 및 Substitution을 통해 수정된다.

4.1.2 사이클 계산법

피로하중에 의한 손상누적은 하중 사이클 당 누적된다고 가정할 수가 있다. 그러므로 사이클 당 손상을 계산하기 위하여 스펙트럼 형태의 하중이력을 cycle-by-cycle로 분해하여 각 사이클 하중의 응력 폭과 평균응력을 구해야 한다. 사이클 계산에 현재 가장 널리 사용되는 방법은 Range-Pair법과 Rain-Flow법이 있다.

4.1.3 피로손상의 계산

전체적인 수명평가 절차는 그림 7과 같다. 각 단계의 세부사항을 정리하면 다음과 같다.

(1) STEP 1 : Select Control Point Location

일반적으로 Control Point는 아래의 부위들이 선정된다.

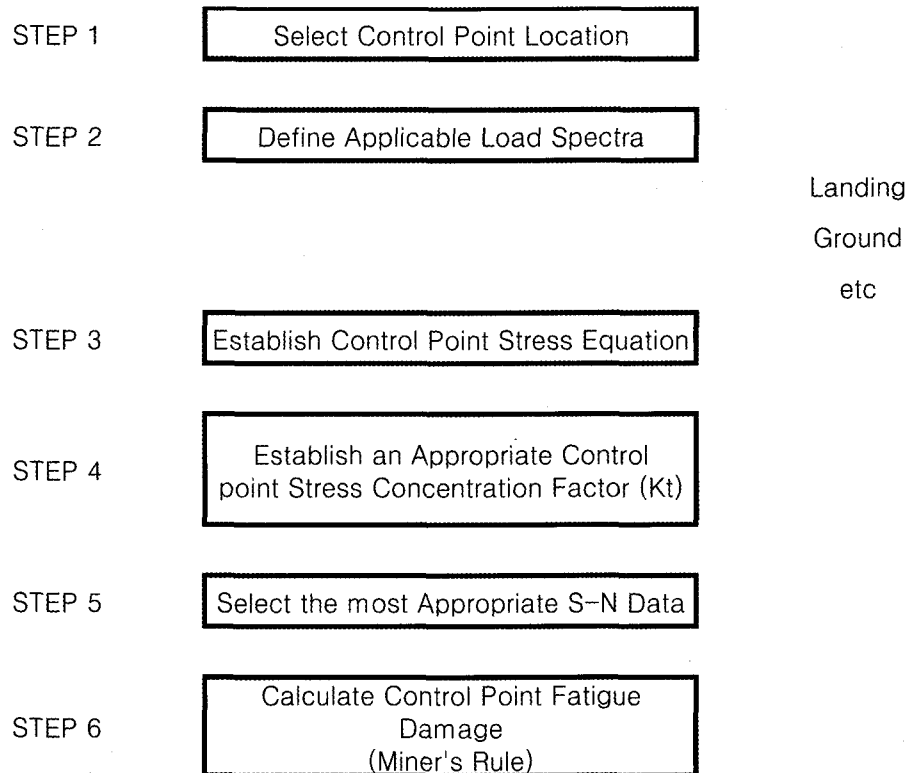


그림 7 피로해석 절차

- 높은 응력 수준 부위
- 피로시험 결과 피로손상이 예측되는 부위
- 운용 경험 상 피로손상이 예측되는 부위
- 인장과 전단하중이 크게 작용하는 부위
- 정적 안전여유가 작은 부위
- 큰 하중전달이 있는 부위
- 피로하중이 큰 부위

(2) STEP 2 : Define Applicable Load Spectra
피로하중 스펙트럼으로부터 계산

(3) STEP 3 : Establish Control Point Stress Equation
피로해석에 사용하는 응력은 주응력(Principal Stress)이다. 그러므로 모든 하중조건에 따른 주응력을 계산하여 사용한다. 또는 Least Square Regression 기법을 이용하여 모든 하중조건에 따른 주응력을 근사적으로 구한다. Step 2에서 구한 하중스펙트럼을 응력스펙트럼으로 환산하기 위해서 하중과 응력사이의 선형관계를 수립한다.

(4) STEP 4 : Establish a Appropriate Control Point Stress Concentrate Factor

Control point의 피로수명평가를 위해서는 응력집중 계수 (Stress Concentration Factor)를 구해야 한다. 일반적으로 STEP3의 응력스펙트럼은 응력집중이 고려되지 않은 응력이다. 응력집중 계수는 일반적으로 엄밀 해로 구해져 있는 값을 사용하거나 상세유한요소 해석을 통하여 구한다. 상세유한요소해석에서 구한 주응력

과 step3에서 구한 응력의 비를 응력집중계수로 사용한다.

(5) STEP 5 : Select The Most Appropriate S-N data
설계된 재료에 해당되는 S-N 선도(응력-수명 선도)를 이용하여 피로해석을 수행한다. 일반적으로 S-N 선도에서의 값은 50%의 파손확률을 갖는 값이다. 항공기가 운용 중에 피로에 의한 파손확률을 1/800 or 0.9987로 확보하기 위하여 scatter factor등을 사용한다.

(6) STEP 6 : Calculate Control Point Fatigue Damage
일반적으로 내구성평가는 Miner's rule을 이용하여 계산한다. Miner's rule은 아래와 같이 표현된다.

$$D = \sum \frac{n_i}{N_i} \tag{3}$$

응력 비(R)가 -1인 상태에서의 S-N 선도로부터 임의의 응력 비인 상태의 수명은 Goodman식 등을 이용하여 평균응력을 보정해준다.

$$\frac{S_a}{s_f} + \frac{S_m}{S_u} = 1 \tag{4}$$

Sa : Alternating Stress, Sm : Mean Stress
Sf : Fatigue Life, Su : Ultimate Strength

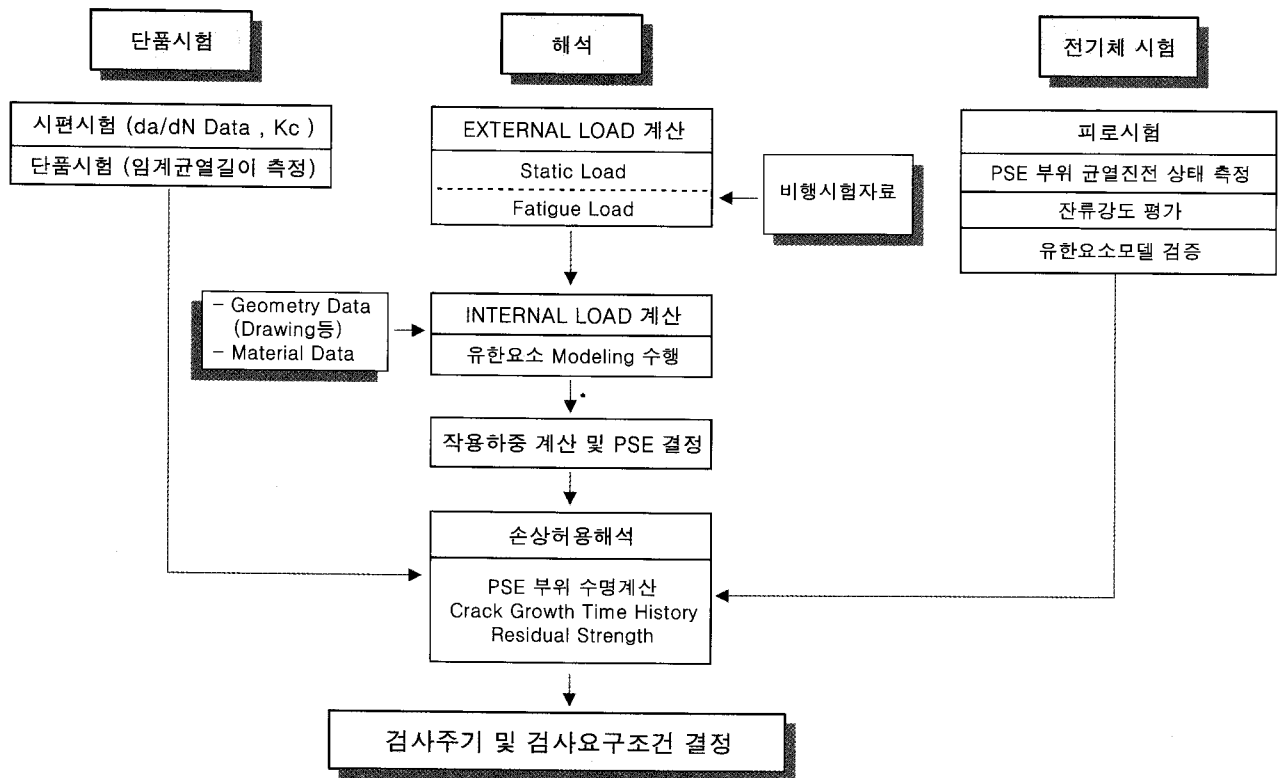


그림 8 손상허용 설계절차

4.2 손상허용(Damage Tolerance) 해석

손상허용 설계는 일부 구조요소의 파손 또는 규정된 크기의 균열이 내재한 경우 항공기의 감항성에 대한 보장이 있어야 한다. 그러므로 설계자는 식별 가능한 최초의 균열길이에서부터 최종 파괴에 이르는 피로수명을 예측해야 하고, 부분손상(예를 들면 보강재가 파손되거나 또는 파손이 되지 않은 상태에서의 판재의 균열) 하에서 규정된 하중을 감당할 수 있음을 규명해야 하는 것이다. 다시 말하자면 항공기 구조설계 단계에서 복합구조에 대한 피로균열 성장이나 잔류강도 계산이 필요하다. 항공기 구조의 손상허용 평가에 관한 규정은 민항기의 경우 FAR25.571에 명시되어 있다.³⁾ 손상허용 설계절차를 요약하면 그림 8과 같다.

손상허용 해석 절차는 앞서 언급한 안전수명해석 절차와 유사하다. 다만 손상해석을 Miner's rule을 사용하지 않고, 균열진전해석을 통하여 설계수명동안의 균열길이를 평가하고, 이를 이용하여 구조물의 잔류강도를 계산한다. 즉 안전수명해석 절차와 비교할 경우 STEP 1~4까지는 동일하고 STEP 4~5에서 S-N선도 대신에 균열성장 속도 관계식을 이용하여 균열진전에 대한 해석을 수행한다.

5. 공탄성해석

항공기는 비행 시 공기력과 구조물의 상호작용으로 인한 공력

탄성학적인 현상이 발생한다. 공력탄성학적인 문제에는 정적 불안정 현상인 다이버전스(Divergence) 및 동적 불안정 현상인 플러터(Flutter), 돌풍에 대한 응답문제 그리고 비행 중 공력과 구조의 평형상태를 다루는 하중재분포(Load Distribution), 조종면 반전(Control Surface Reversal) 문제 등이 있다. 탄성 항공기에서 비행속도가 증가함에 따라 일어나는 동적인 불안정 현상인 플러터는 항공기의 강성을 결정하는데 중요한 요인이 된다. 플러터 현상은 공력에 의한 하중을 받는 모든 구조물에서 발생할 수 있으며 급격한 진동 발산으로 인해 구조파손에 이르기 때문에 비행안전을 위하여 반드시 점검해야 할 요소이다. 본 논문에서는 앞서 언급한 반디호의 결과를 이용하여 플러터 해석에 대하여 설명하고자 한다.⁴⁾ FAR 23.629 (c)에 의하면 최대속도의 1.2배까지 플러터가 발생하지 않아야 한다. 20%의 속도마진을 요구하는 것이다. 추가적으로 군사규격인 MIL-A-8870C에서는 3%의 구조감쇠계수(g)를 요구한다.

5.1 플러터(Flutter)

항공기 구조물의 공탄성 기법 연구는 크게 공기력해석 기법과 구조해석 기법 개발로 나누어져 연구가 진행되고 있다. 공기력의 관점에서 아음속 및 천음속 영역에서의 공탄성해석이 수행되었으며, 또한 점성 효과를 고려한 공탄성해석 기법을 개발 중에 있다. 구조적인 측면에서는 조종면이나 구동장치의 유

격이나 고고도 정찰기 날개와 같은 큰 변형에 의해 유발되는 구조 비선형을 고려한 공탄성해석이 활발하게 진행되고 있다. 플러터해석을 위해서는 구조 동역학적인 모델과 공기력 모델이 필요하다. 각 모델에 대한 상세한 설명은 아래와 같다.

5.1.1 구조동역학 모델

구조동역학 모델은 강성 모델과 중량 모델로 구성된다. 강성 모델은 내부하중 생성용 유한요소 모델을 기본 모델로 채택한다. 유한요소 모델은 최대한 도면을 근거로 하여 모델링되나, 제작에 사용된 재료 특성, 제작 방법, 형상 관리, 품질 관리의 특성 상 불확실성이 어느 정도 내재되어 있다. 이에 따라 해석 모델을 검증하기 위한 시험은 필수적이다. 이에 따라 전기체 구조 변위 측정 시험 결과를 반영하여 강성 보정 작업을 수행한다. 전기체 유한요소 모델은 기본적으로 내부 하중 계산을 위한 유한요소 모델로서 해석의 편의를 위하여 강성 모델링이 일부 부적절한 것이 있을 수 있다. 예를 들어 하중 전달 경로가 유일한 부재의 경우 강성 모델링이 정확할 필요가 없기 때문에 소홀히 모델링하는 경우가 많다. 중량 모델링의 경우도 마찬가지이다. 특히 비구조 중량은 적절한 엔지니어링 절차가 정립되어 있지 않은 실정이다. 핵심은 각 비구조 중량 단위를 실제 항공기에서 부가되는 위치와 동일한 유한요소 절점에 연결하여 실제와 맞는 운동에너지를 발생하도록 하는 것이 중요하다. 특히 부적절한 강성 및 중량 모델링 때문에 모드해석을 하게 되면 일부 고유 진동모드가 비물리적 진동모드가 된다. 특히 조종면 회전 모드의 경우 조종 계통 모델링 오류에 지대한 영향을 받게 된다. 강성 모델링 및 중량 모델링에 최소한의 강성 또는 중량 수정을 통해 이러한 비물리적 진동모드를 제거할 수



그림 9 플러터 해석 모델

있다. 또한 플러터 해석을 통해 발견된 플러터 기여 모드의 정밀한 분석을 통해 모델에 있어 수정할 내용을 파악할 수도 있다. 그림 9는 반디호의 플러터 모델이다.

5.2.2 공기력 모델

반디호의 플러터 해석 시 비정상공기력을 계산하기 위해 DLM (Doublet Lattice Method)을 이용하였다. DLM은 아음속 영역에서 비교적 정확한 결과를 주는 것으로 알려져 있는 선형공기력 이론이다. 실제적으로 공기력모델을 위해서는 공기력 격자를 생성해야 하는데, Doublet Lattice 격자는 다음과 같은 조건을 만족하여야 한다. 만약 한 양력면이 다른 양력면의 후류에 가까이 놓이면, 그 스펠방향 분할은 상류 위치에 있는 양력면의 분할과 동일한 선상에 있어야 한다. 서로 교차하는 양력면의 교차점 근처의 스트립은 비슷한 폭을 가져야 한다. 공력 박스의 가로·세로비는 아음속에서는 3.0보다 작아야 적절하다.

5.3.3 플러터 해석

플러터 속도를 판정하는 방법으로 V-g 또는 p-k방법이 있다. 두 방법 모두 플러터 해에 있어서는 차이가 없다. 하지만, V-g방법의 경우 계산속도가 빠르긴 하지만, 플러터 속도 이외의 속도에서 계산된 감쇠값(g)에 대한 물리적인 의미를 파악하기 곤란하기 때문에 대개 p-k방법을 적용한다. 그림 10은 플

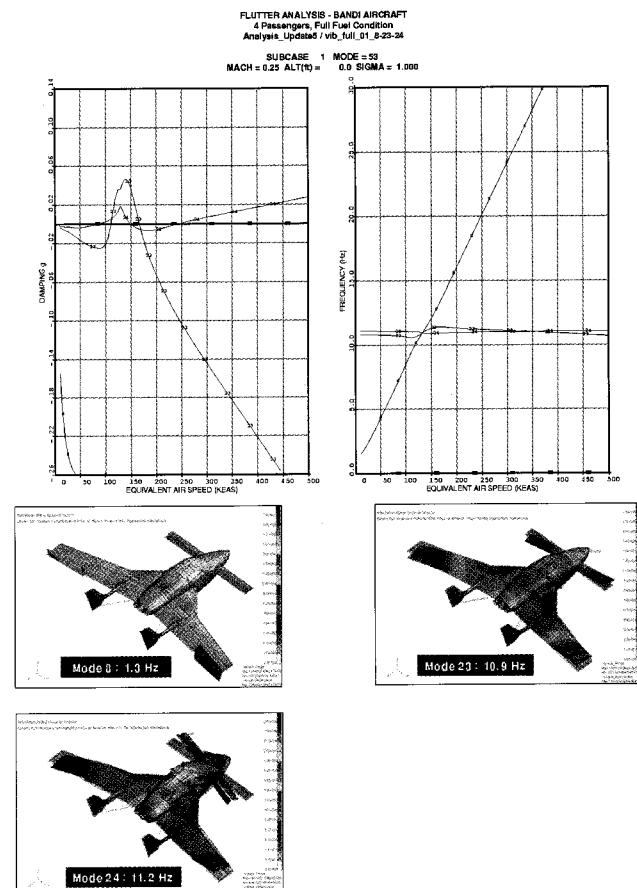


그림 10 플러터모드를 구성하는 진동모드와 V-g 선도 및 V-f 선도

러터해석 결과로 플러터를 유발시키는 진동모드와 V-g 선도 및 V-f 선도이다.

6. 복합재 해석

복합재를 이용하여 항공기 구조물을 설계하기 위해서는 적층판의 설계허용치를 정하여야 한다. 적층판의 주요 설계허용치는 탄성계수, 포아송비, 그리고 정적강도를 꼽을 수 있다. 탄성계수와 포아송비는 라미나(Laminar)에 대한 시험 결과치를 평균하고, 고전 적층판 이론(Classical Laminate Theory)을 적용하여 산출한다. 적층판의 정적강도를 결정하는 일률적인 방법은 현재 정립되어있지 않다. AC20-107에서는 “적층판의 설계허용치를 라미나의 시험치로 부터 해석적인 방법을 이용하여 구하거나, 적층판의 시험치를 통해 구해야 한다.”라고 기술하고 있다.⁵⁾ 또한 AC 20-107에서는 적층판이 낫취, 층간분리 등의 손상을 고려하도록 하고 있다. 선진 항공사의 경우 일반적으로 두 가지 방법으로 정적 강도를 평가하고 있다. 첫째 환경조건(온도, 습도)을 고려한 B-basis물성을 이용하여 굽힘 및 응력집중을 고려한 해석을 수행하고, 둘째 CAI(Compression After Impact)강도나 Open Hole강도를 이용하여 면내하중에 대한 강도평가를 수행한다. 식 (5)는 적층판 수준의 강도를 평가하는 Saint Venant Failure Criteria이다.

$$\begin{aligned} \epsilon_1 &= \left[\left(\frac{\epsilon_x + \epsilon_y}{2} \right)^2 + \sqrt{\left(\frac{\epsilon_x - \epsilon_y}{2} \right)^2 + \left(\frac{\gamma_{xy}}{2} \right)^2} \right] < \epsilon_{ia} \\ \epsilon_2 &= \left[\left(\frac{\epsilon_x + \epsilon_y}{2} \right)^2 - \sqrt{\left(\frac{\epsilon_x - \epsilon_y}{2} \right)^2 + \left(\frac{\gamma_{xy}}{2} \right)^2} \right] < \epsilon_{ca} \\ \frac{\gamma_{max}}{2} &= \left[\sqrt{\left(\frac{\epsilon_x - \epsilon_y}{2} \right)^2 + \left(\frac{\gamma_{xy}}{2} \right)^2} \right] < \frac{\gamma_a}{2} \end{aligned} \quad (5)$$

식 (5)는 적층판의 45°층이 33%에서 66%수준으로 구성되고, Balanced Layup이며, 하중상태도 면내 하중(Nx, Ny, Nxy)만 작용하는 경우에 사용된다. 이외에도 Discrete Source Damage나 접착부 등의 강도평가를 위한 구조해석을 수행하여 구조물의 안전성을 평가한다.

6.1 Large Notch 설계기준

FAR 25(Federal Aviation Regulation)와 MIL-HDBK-17 등에서는 복합재 구조물에 대한 결함 및 손상에 대한 기준 중의 하나로 Discrete Source Damage(그림 11)에 대하여 정의하고 있다. 즉 항공기가 Discrete Source Damage에 해당하는 손상을

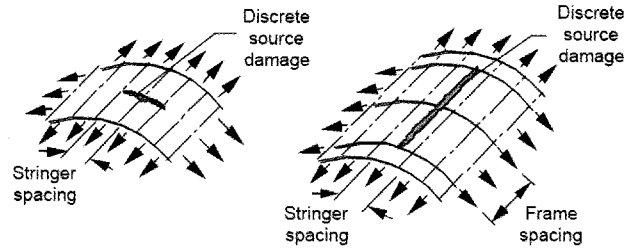


그림 11 Schematics of Discrete Source Damage

받은 경우 복합재 구조물은 제한하중(Limit Load)상태에서 기동하중(Maneuver Load)의 70% 또는 돌풍 하중(Gust Load)의 40%를 견뎌야 한다고 명시되어 있다.

6.2 Large Notch 해석 방법

MIL-HDBK-17에는 Discrete Source Damage에 대한 여러 가지 해석 방법에 대하여 서술하고 있다. 이외에도 Discrete Source Damage와 같은 낫취(Notch)가 있는 복합재 구조물의 잔류강도 평가를 위한 많은 연구가 수행되어 왔다. 이러한 해석모델을 크게 선형탄성 파괴역학을 이용한 모델과 특성길이(Characteristic Length)개념을 이용한 모델로 구분된다. 특성길이를 이용한 이론적인 모델(Point Stress Criteria와 Average Stress Criteria)은 Whitney와 Nuismer⁶⁾에 의해 제안되었다. 이 모델에서는 낫취가 있는 복합적층판의 인장 강도를 이론해로부터 구한 응력분포를 이용하여 결정한다. 이 모델은 고전적인 파괴역학을 사용하지 않고 두 가지 변수(낫취가 없는 시편의 강도와 특성길이)를 이용하여 임의의 낫취 길이를 갖는 복합적층판의 잔류강도를 평가한다. 이 모델에서 특성길이는 시편의 기하학적 형상에 무관한 재료상수가 가정한다. Point Stress Criteria는 낫취 선단에서 고정된 거리만큼 떨어진 위치에서의 응력이 낫취가 없는 시편의 정적 강도와 같아지면 파손된다는 것이고, Average Stress Criteria는 일정길이 안의 평균응력이 낫취가 없는 시편의 정적 강도와 같아지면 파손된다는 것이다. 현재 선진 항공사에서는 앞서 언급한 해석 방법들을 기초로 Large Notch에 대한 손상허용해석을 수행하고 있다.

6.3 충격 및 기타 구조해석 분야


복합재 구조물은 우박에 의한 충격(Hail impact), VID(Visible Impact Damage) 및 BVID(Barely Visible Impact Damage) 등의 충격에 의한 손상에 대한 강도입증을 수행하여야 한다. BVID의 경우 정적설계 허용치를 설정할 때 고려하도록 되어 있다. VID 및 Hail Impact 도 설계 요구조건을 만족시킬 수 있도록 해석적인 방법이 고안되어야 한다. 이외에 접합부에 대한 강도해석 방법 및 설계허용치 개발방안도 인증 시 필수적으로 필요한 부분이다.

7. 결 론

본 기사에서는 항공기 구조물의 설계/해석 절차에 대한 전반적인 사항을 소개하였다. 항공기 구조물에 대한 해석은 높은 수준의 신뢰도를 요구하므로 항상 실험 및 유사한 신뢰도를 갖는 방법에 의한 검증을 필요로 한다. 점차적으로 수치해석적인 방법으로 시험의 수와 양을 대체하려고 있지만 현실적으로는 시험과 해석적인 방법이 병행되어 구조물의 안전성을 평가하고 있다.

참 고 문 헌

1. 신정우, 김성찬, 황인희, "ARGON을 이용한 스마트 무인기

- 비행하중해석", 한국항공우주학회지, 제33권 제7호, 2005, pp.76~84.
2. 최종오, 문창오, "초음속 항공기 구조해석을 위한 유한요소 모델링 방법", 한국항공우주학회 추계학술발표회 논문집, 2002, pp.357~361.
3. 권정호, "항공기 주구조물의 손상 허용 설계기법", 한국항공우주학회지 제15권 제1호, 1987, pp.64~75.
4. 반디호 실용화 최종보고서, 한국항공우주연구원, 2007.
5. AC20-107A.
6. Whitney, J. M, and Nuismer, R. J., "Stress fracture criteria for laminated composites containing stress concentrations," Journal of composite materials, Vol. 8, 1974, pp.253~265. 

[담당 : 이주훈, 편집위원]