

4인승 선미익기 하중해석

Load Analysis for 4-Seater Canard Airplane

신정우*, 김태욱, 황인회(한국항공우주연구원)

1. 서 론

한국항공우주연구원은 쌍발 복합재 항공기와 반디호 그리고 스마트 무인기 등의 개발을 통해 소형항공기 개발을 활발히 진행 중에 있다. 특히 반디호는 남극점 비행을 계기로 그 성능의 우수성을 인정받게 되었으며, 현재 수출을 목적으로 수출형 모델(Fig. 1)을 개발 중에 있다. 수출형 모델은 기존의 모델과 비교하여 많은 부분의 설계가 변경되었으며, 현재 몇 가지 국부시험을 제외한 모든 해석 및 시험이 완료된 상태다.

항공기 개발에서 하중해석은 모든 설계/해석의 기본으로서 매우 중요하다. 하중해석을 위해서는 규정이 마련되어야 하며, 인증 획득을 위해서는 규정을 정확하게 적용하여 해석을 수행해야 한다. 수출형 모델은 미감항기준 FAR Part 23[1]의 Normal 급 항공기를 기준으로 하중해석을 수행하였다.

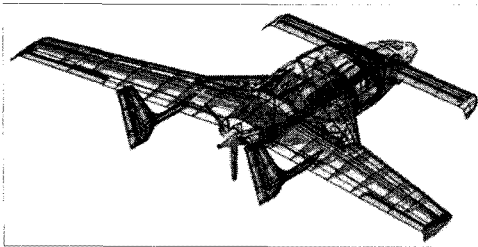


Fig. 1 4-Seater Canard Airplane

한국항공우주연구원에서는 러시아(TsAGI)와 협력하여 개발한 고정익 항공기 하중해석 프로그램인 ARGON[2,3]을 사용하여 항공기 개발에 필요한 하중해석을 수행하고 있다.

본 논문에서는 FAR Part 23 Normal 급 규정을 적용하여 4인승 선미익기 경항공기 수출모델(아래 반디호)의 비행하중해석을 수행하였으며, 그 결과를 도시하였다.

2. 하중해석모델

2.1 하중해석 조건

하중해석을 수행하기 전에 하중해석에 사용할 대상 항공기의 중량과 무게 중심을 결정해야 하며, 규정에 따라 각 중량조건에 따른 V-n 선도를 작성한다. 항공기는 유상하중(Pay Load)과 연료(Fuel)의 위치와 유무에 따라 여러 가지 중량조건이 생성된다. Table 1은 하중해석에 사용한 반디호의 중량과 무게중심을 보여주고 있으며, Fig. 2는 최대이륙중량(Max. Take-off Weight)에서의 V-n 선도이다.

Table 1 Weight and CG

| 조건 | 중량 (kg) | 무게 중심 | | |
|---------|------------|-------|-------|-------|
| | | FS(m) | BL(m) | WL(m) |
| MTOW | 1292.8 | 3.292 | 0.000 | 0.496 |
| ZFW | 1189.2 | 3.277 | 0.000 | 0.446 |
| MTOW-2P | 1138.5 | 3.328 | 0.000 | 0.553 |
| ZFW-2P | 1035.0 | 3.314 | 0.000 | 0.501 |

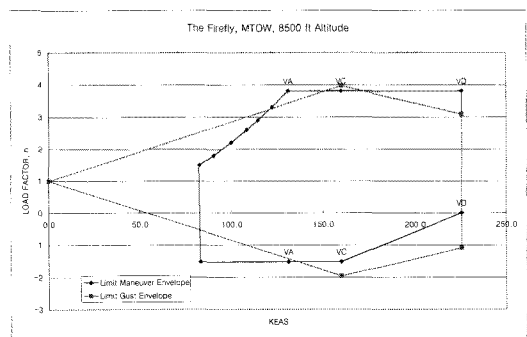


Fig. 2 V-n Diagram for Maximum Take-off Weight

미감항규정(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.

각 중량조건에 대해서 수십 가지의 비행하중 조건이 생성되며, 모든 중량조건을 고려하면 수백에서 수천 개의 비행하중 조건이 생성된다. 수천가지의 하중조건을 구분하기 위해서는 하중조건이름(Load Condition Name Convention)을 정확히 정의하여 사용하여야만 한다. 반디호의 하중조건이름은 28개의 문자로 구성하였으며, 항공기 형상(Aircraft Configuration), 기동 종류(Maneuver Type), 수직하중배수(Normal Load Factor), 마하수(Mach Number), 고도(Altitude) 그리고 동압(Dynamic Pressure) 등의 정보를 담고 있다.

2.2 공기력 모델

ARGON은 공기력을 계산하기 위해 패널(Panel)해석 방법의 하나인 VLM (Vortex Lattice Method)을 사용한다.[3] Fig. 3는 반디호의 공기력 모델이며, 전체를 1178개의 공기력 패널(Aerodynamic Panel)로 모델링 하였다.

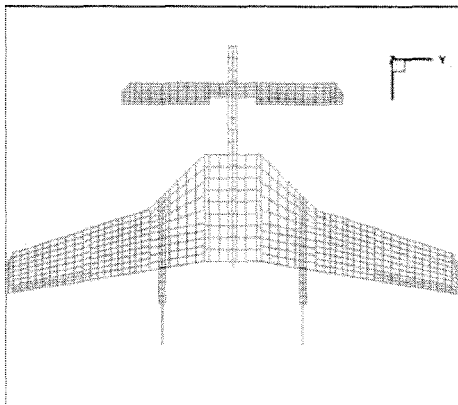


Fig. 3 Aerodynamic Model

주익부는 스트레이크(Strake)와 주익(Wing)으

로 구분되고, 4개의 익형으로 설계되었으며 Fig. 4와 같다. 주익부는 안쪽에서 -0.2° , 끝단에서는 -2° 의 불임각(Incidence Angle)을 갖으며, 2° 의 상반각(Dihedral Angle)을 갖는다. 커나드(Canard)는 Fig. 5와 같이 하나의 익형으로 설계되고 5° 의 불임각을 가지며 상반각은 없다. 수직미익(Vertical Tail)은 대칭형 익형이므로 평판으로 모델링 하였다. 동체(Fuselage)는 원통형임을 고려하여 공기력 모델을 실제 면적보다 줄여서 모델링 하였으며, 평면뿐만 아니라 수직면도 패널로 모델링 하였다. 동체는 양력면(Lift Surface)이 아니므로 실제보다 면적을 줄여서 설계함으로써 실제와 같이 양력을 받게끔 해야 한다.

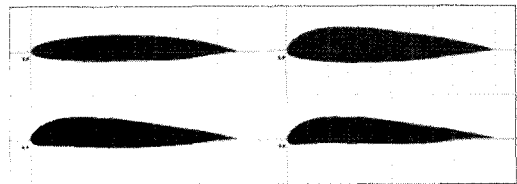


Fig. 4 Wing Airfoil Configuration

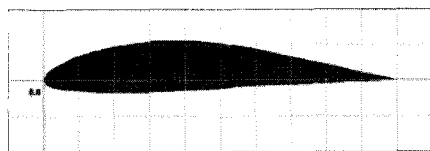


Fig. 5 Canard Airfoil Configuration

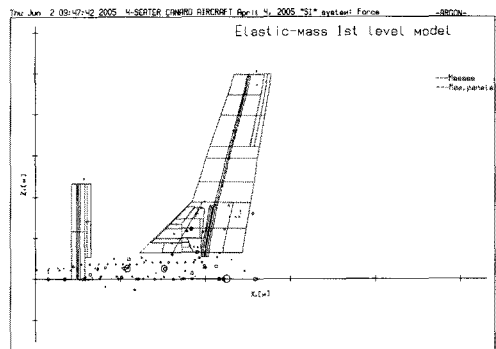


Fig. 6 Weight Model

2.3 중량 모델

반디호의 최대이륙중량은 1292.8kg 이며, 전체 1222개의 질량패널(Mass Panel)과 질량점(Point

Mass)으로 모델링 하였다. 유상하중(승무원과 승객)은 4개의 질량점으로 나타내었다. 최대이륙중량에 대한 질량 모델링을 Fig. 6에 나타내었다. 주익, 스트레이크, 커나드 그리고 수직 미익과 같은 양력면은 분포 하중이 중요하므로 구조 무게는 모두 질량 패널로 모델링 하였다. 또한 연료는 스트레이크에 저장되므로 구조와 마찬가지로 질량 패널로 모델링 하였다. 그 밖의 중량은 모두 질량점으로 모델링 하였다.

중량 모델링에 있어 항공기 각 부분의 무게중심뿐만 아니라 관성 모멘트(Moment of Inertia)까지도 정확히 구현하는 것이 중요하다.

2.4 구조 모델

미감항규정은 “하중에 의한 구조물의 변형이 외력/내력의 분포에 큰 영향을 미칠 경우, 하중재분포를 고려해야 한다”고 규정하고 있다. 이러한 공탄성 효과는 구조물을 탄성체로 모델링하여 해석할 수 있다. 그러나 반디호는 강체로 모델링 하였으며, 이는 더 보수적인 결과를 주게 된다.

3. 하중해석 및 결과

하중해석에 사용된 반디호 조종면의 각변위(Deflection Angle) 범위는 Table 2와 같다.

Table 2 Control Surface Deflection Angle

| Control Surface | Deflection Angle | Limit Hinge Moment (lb in.) | Deflection Rate (deg./sec.) |
|-----------------|------------------|-----------------------------|-----------------------------|
| Elevator | 20°/-25° | 2900 (both) | 46.9 |
| Aileron | 20°/-25° | 340 (each) | 112.2 |
| Rudder | 25°/-25° | 1002 (both) | 53.6 |

‘-’는 조종면의 변위 방향이 위 또는 오른쪽을 의미한다.

3.1 하중해석 방법

하중해석 방법으로는 균형기동하중(Balanced Maneuver Loads)해석 방법과 천이기동하중(Transient Maneuver Loads)해석 방법을 사용한다.[3]

정상대칭기동, 수직돌풍 대해서 균형기동하중 방법으로 해석하였으며, 점검피치기동, 비점검피치기동, 롤기동, 요기동 그리고 측면 돌풍조건에 대해서 천이기동하중방법으로 해석을 수행하였다.

3.2 하중해석 결과

항공기 각 부분에 대해 VMT (전단력(Shear Force, V), 굽힘 모멘트(Bending Moment, M), 그리고 비틀림 모멘트(Torsion, T))를 구하고, 또한 항공기 각 부분의 굽힘 모멘트와 비틀림 모멘트의 상호작용선도(Interaction Envelope)를 구하여 중요하중조건 (Critical Load Condition)을 선정하게 된다. 특히 조종면은 힌지 모멘트(Hinge Moment)와 각변위의 상호작용선도를 구하여 중요하중조건을 선정한다. 선정된 중요하중조건은 구조설계, 해석 그리고 시험에 사용된다.

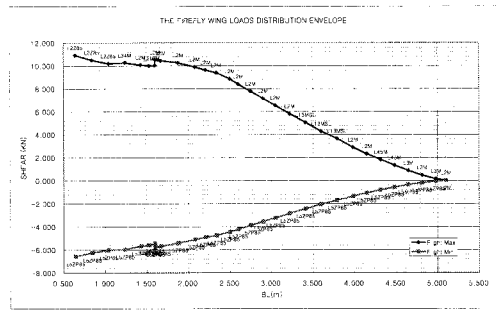


Fig. 7 Total Wing Shear Envelope

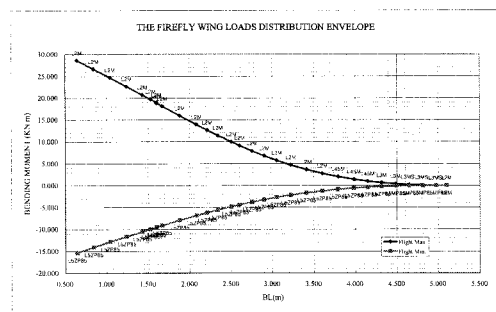


Fig. 8 Total Wing Bending Moment Envelope

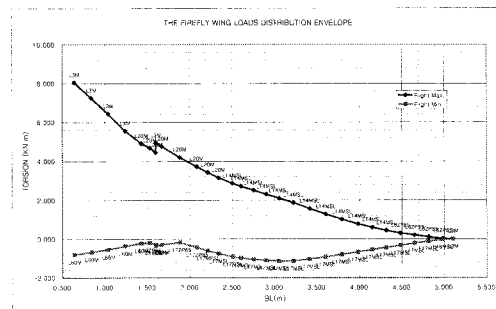


Fig. 9 Total Wing Torsion Envelope

예로 주익의 하중해석 결과를 정리하였으며, Fig. 7 ~ 9는 주익의 중요하중조건과 그 크기를 보여주고 있다. 굽힘 모멘트의 중요하중은 정상 대칭기동, 수직돌풍 그리고 피치기동조건에서 선정되었으며, 비틀림 모멘트의 중요하중은 피치기동과 수직돌풍 그리고 롤기동 조건에서 선정되었다.

Fig. 10은 주익의 굽힘 모멘트와 비틀림 모멘트의 상호작용 선도를 보여주고 있다. 상호작용 선도를 통해 VMT 선도에서 고려되지 않은 중요하중조건을 선정한다.

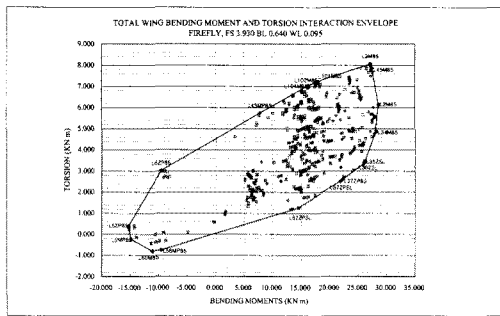


Fig. 10 Bending Moment & Torsion Interaction Envelope

선정된 중요하중조건은 구조설계에 적용할 수 있도록 VMT의 형태로 제공하며, 구조해석에 적용하기 위해서는 유한요소모델의 절점(Grid Point)에 작용하는 힘의 형태로 제공한다.

4. 결론

본 논문에서는 4인승 선미의 경항공기 수출형 모델에 대해 항공기 통합설계 프로그램인 ARGON을 이용하여 하중해석을 수행하였고 그 결과를 도시하였다. 하중해석을 위해서 정확한 규정분석 및 적용, 그리고 하중조건 선정이 필요하며, 적절한 공력모델과 중량모델을 설정하였다. 하중해석 결과를 비교/분석하여 중요설계조건을 선정하고, 이를 구조해석, 구조설계 그리고 구조시험에 적용한다.

참고 문헌

- 1) Federal Aviation Regulation (FAR), Parts 23 - Airworthiness Standards : Normal, Utility, and Acrobatic Category Airplanes, 2003
- 2) ARGON, Multidisciplinary Analytical

Support of Aircraft Design, 1991, Central Aerohydrodynamics Institute

3) 신정우, 채동철, 김성찬, 황인희, "ARGON을 이용한 비행하중해석 과정 소개" 한국항공우주학회 춘계학술발표회, pp. 418-422, 2004