

소형항공기(반디호) 몰드의 구조시험 및 진동해석

정도희*, 김진원**

Structure Test and Vibration Analysis for Small Aircraft

Do-Hee Jung*, Jin-Won Kim***

ABSTRACT

A canard type aircraft, which has good wing stall and stall/spin-proof characteristics, is being developed. The previous first and second prototypes, having full-depth core sandwich type wing and fixed landing gear, was built for test flights. Newly developing Firefly will be equipped with retractable landing gear and conventional foam core sandwich laminate for wing and fuselage. For manufacturing, composite material process has been studied including coupon tests. Wet lay-up onto foam core with glass fabric using lay-up mold has been chosen, and composite material parts are cured under room temperature and atmospheric pressure condition. In general, molded parts show so good surface smoothness and standardized quality that are best in mass production. In this study, we present the mold technology and development status for small aircraft Firefly.

초 록

좋은 날개 실속 특성 및 실속/스핀의 특성이 입증된 선미익형 항공기를 현재 개발 중에 있다. 전에 개발된 1호기 및 2호기 시제기는 코어 샌드위치 형식으로 날개 전체가 채워지고 고정식 착륙장치로 제작되었다. 새로이 개발될 반디호는 접개식 착륙장치와 날개와 동체에 일반적인 폼 코어 샌드위치 층이 장착될 예정이다. 제작을 위해 시편 시험을 포함한 복합 소재 제작 공정이 연구되었고 적층 몰드를 이용하여 유리 섬유 천으로 폼 코어 위로 상온 적층하는 방식이 채택되었으며, 복합소재 부품들은 실온과 대기압하에 경화시킨다. 일반적으로, 몰드부품들은 양산에 적합한 매끄러운 표면 조도와 표준 품질을 보여주었다. 본 연구에서는 소형 항공기 반디호 몰드 기술과 개발 상황을 기술하였다.

Key Words : Wet Lay-up(상온 적층), Glass Fabric(유리섬유 천), Spar(날개 보), Main Wing(주익), Fuselage(동체), Master Mold(주거푸집), Template(형판)

I. 서 론

1997년부터 개발되기 시작한 선미익형 항공기 반디호(Firefly)는 복합재 구조로 설계되었으며 현재 시제 1호기 및 2호기가 제작 완료되었다. 1호기호기의 경우는 시험비행을 완료하고 남북극점 경유 세계일주 비행을 수행하고 있으며, 2호기는 성능개량을 위한 비행시험에 사용되고 있다. 수출을 목표로 한 개량형의 반디호는 구조물 제작 방법을 개선한 개량형으로 3, 4호기가 제작 진행 중에 있다. 현재 신영중공업(주)과 항공우주연구원이 양산 체제 구축을 위한 몰드(mold)를 개발하고 있다.[1]

일반적으로 개인이 제작하는 시험용 항공기는 곡면제작이 용이한 복합재를 이용하여 제작되고 있으며, 제작 방법에 따라 크게 상온용과 고온용으로 구분된다. 시제 1, 2호기의 주익/미익/동체 등을 폼코어를 열선 가공하여 형태를 만든 후 유리섬유천을 상온 적층하는 방식으로 몰드 없이 템플레이트를 이용하여 제작되었다. 수출을 위한 개량형의 경우는 세미-샌드위치 방식으로 얇은 폼 코어를 외피에 부착시키고, 스파와 리브로 내부 구조를 구성하는 방식으로 개발하고 있다. [2,3] 이러한 개량형 구조는 몰드가 필요하며, 몰드를 이용하기 때문에 제품제작이 용이하고, 품질을 균일하게 할 수 있는 장점이 있다. 반디호 제작을 위한 주요 몰드는 동체 킬빔 주익수직모

리날개중앙 스파외측 스파및 엔진카울등이 있다.[4] 센터 스파, 아웃보드 스파, 수직꼬리날개, 주익,동체 몰드는 현재 제작이 완료되어 있으며, 본 논문에서는 기 제작 완료된 몰드 와 구조시험용 시제기 제작에 관한 제작 방법에 대하여 기술하고자 한다.[5]

II. 본 론

2.1 몰드 설계

2.1.1 마스터 설계

마스터의 제작방법으로는 NC 가공, 목형, 템플레이트를 이용하는 방법, 폼과 같이 연한 재료를 이용하여 직접적으로 수 가공하여 제작하는 방법 등이 있다. NC 가공 및 목형으로 제작하는 경우는 정확한 형상을 구현하기가 쉬우나 가공비가 증가하는 문제가 있으며, 폼을 수가공하는 경우는 제작비는 적게 소요되지만 수치의 정확성과 좌우 대칭성 유지가 어려운 단점이 있다. 그러므로 본 과제에서는 제작비를 줄이고 요구되는 수치적 정확도도 유지할 수 있는 템플레이트를 이용한 방법으로 마스터를 설계/제작하였다.[3]

마스터의 설계에 있어 고려사항은 제작비가 저렴하여야 하며, 외형을 요구조건에 맞게 구현할 수 있어야 하고, 제작 완료 후 적층 몰드 제작 완료까지 변형 없이 형상을 유지할 수 있어야 하는 점이다. 또한 마스터로부터 적층 몰드 작업 후 탈형이 쉽게 제작 되어야 하며, 적층 몰드 제작 후나 부품 제작 후에 후처리가 필요하지 않도록 표면은 최대한 매끄럽게 가공되어야 한다.[4]

2.1.2 적층 몰드 설계

적층 몰드는 마스터에 적응하여 틀을 떠내는 방식으로 설계하였다. 각 부품 조립 시 부품간의 형상이 일치되도록 각 조립품마다 하나의 마스터로부터 분리형으로 제작되도록 하였으며, 적층 몰드의 강도 증가 및 부품 제작 시 절단 할 여유가 있도록 분리 면을 연장하여 설치하였다. 부품 조립 시 상호간의 정확한 위치를 용이하게 정렬할 수 있도록 분리 면에는 툴링 핀설치할 수 있도록 설계하였다.

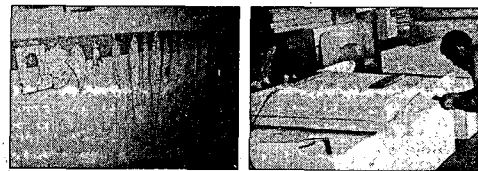
2.2 몰드 제작

2.2.1 주익 마스터 제작

템플레이트는 CAD를 사용하여 실적으로 출력한 후 알루미늄 판에 부착하고 사상가공으로 Fig. 1 (a)와 같이 제작하였다. 출력된 종이에는

단면의 형상이외에도 템플레이트 정렬시 기준이 되는 외측 스파의 위치와 수평 기준선을 표기하였으며, 열선 가공 시 양단간의 열선 상대 위치를 파악할 수 있도록 각각 균등 분할된 눈금 선을 표기하였다. 눈금 선을 표기하지 않고 절단할 경우 열선의 이동 속도가 상이하여 말안장과 같이 중간 부위가 움푹 파이는 형태로 가공되는 문제점이 발생한다.

열선 가공 방법으로는 Fig.1 (b)와 같이 니크롬선(Ni-chrome Wire)에 전기를 인가시켜서 폼 절단면이 매끄럽게 되는 온도로 발생 열을 조절 한 후, 템플리트를 폼의 양쪽 측면에 고정된 상태에서 템플레이트의 형상을 따라 눈금선에 표시된 번호를 호명하며 이동시키면서 폼을 가공하는 방식을 사용하였다. 폼의 크기가 커지면 열선의 길이가 늘어나서 열선이 끊어지거나 중간이 늘어져서 폼 가공 상태가 나쁘게 된다. 주익제작에 있어서는 가공할 수 있는 폼의 크기를 최대 48in 로 규제하여 한쪽 주익을 7개 폼 조합으로 이루어지도록 구분하여 제작하였으며, 각 조각들을 기 제작된 외측 스파에 퍼티(Putty)를 사용하여 Fig. 2와 같이 접착하였다.



(a) Template (b) Hot wire cutting

Fig. 1 Foam manufacture



(a) Align of foam (b) Construct of foam

Fig. 2 Construct of foam



(a) Resin apply (b) Lay up

Fig. 3 Triax lay up

그러나 퍼티에는 폼을 녹이는 용제가 섞여 있어 폼을 부착하는데 문제가 발생하여, 알파 톱시Alp 라는 에폭시에 마이크로 글래스 비블을 섞어 만든 슬러리로 대체하여 문제점을 해결하였다. 이때 각 조각들이 정확한 위치에 조립되도록 하기 위하여, 외측 스파의 내부 웨브를 수준기를 이용하여 수평으로 정렬 시킨 후, Fig. 2 (a)에 보이는 경위기를 이용하여 폼에 표시된 수직선과 일치 시켜 폼을 정 위치에 조립하였다.

Fig. 2 (a, b)와 같이 주익의 형태가 완성되면, 폼 형상의 변형방지와 강성을 증진 시키기 위해 글래스 천을 Fig. 3 (a)와 같이 슬러리를 폼 표면에 도포한다. Fig. 3 (b)의 TRIAX 글래스 천 1장을 적층하여 주익 마스터를 완성하였다.

Fig. 3과 같이 적층하여 완전히 경화가 진행된 후에 표면에 퍼티를 도포하며 표면을 매끄럽게 사상가공하여 주익 마스터 몰드 제작을 완료하였다.

2.2.2 주익 적층 몰드 제작

먼저, 수직 미익 몰드와 주익의 몰드 제작은 유사한 방법으로 제작되어 주익에 대한 제작 기술을 기술하겠다.

완성된 마스터 몰드를 이용하여 부품제작에 사용되는 적층 몰드를 다음과 같이 제작하였다. 적층 몰드에 사용된 재료는 수지 급형인 겔코트, 글래스 천, 에폭시 레진과 스티로폼등 이다.

주익의 몰드는 상 하 2개로 설계되었는데, 분리를 위하여 Fig. 4 (a)와 같이 2mm 두께의 아크릴 판을 이용하여 100mm 폭으로 분리면을 설치한 후 하판 몰드와 상판 몰드를 동시에 작업하여 적층몰드를 완성하였다.

적층 몰드의 탈형을 용이하게 하기 위하여 액체 이형제를 3회 도포한 후, 적층 몰드의 면이 마스터의 형상을 정확하게 반영되면 수지급형의 겔코트를 Fig. 4 (a)와 같이 2회 도포하였다. 겔코트의 경화정도는 손으로 만졌을 때 지문이 약간 남을 정도 시 꼭면 굴곡부 적층이 용이한 얇은 글래스 천 2장을 에폭시 레진을 사용하여 적층하였다. 적층 몰드의 강도를 유지하기 위하여 두꺼운 글래스 천 4장을 Fig. 4 (b)와 같이 추가로 적층하였다. 이 때의 적층 각도는 $0^\circ/\pm 45^\circ/\pm 45^\circ/0^\circ$ 로 준등방성이 되도록 하여 경화 후 뒤틀림 변형이 없도록 하였다.

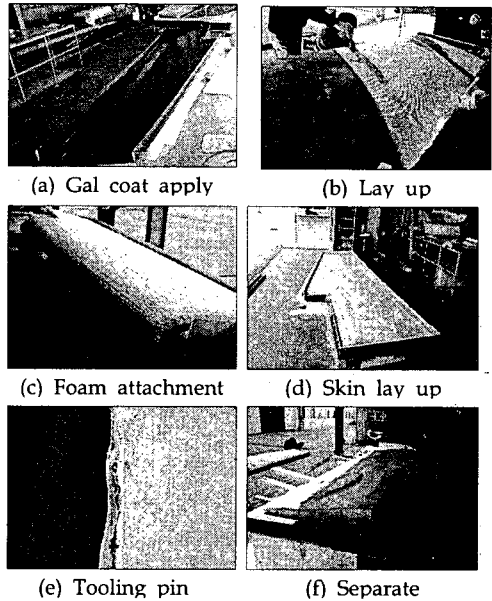


Fig. 4 Manufacturing process of lay up mold

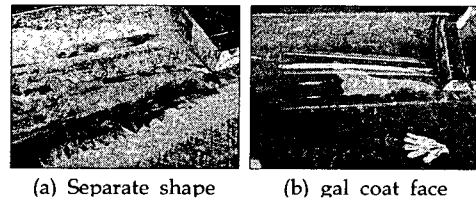


Fig. 5 After separate of problem

또한 주익 몰드의 크기가 크므로 강성을 증가시키기 위하여 Fig. 4 (c)와 같이 중간에 50mm 두께의 폼을 삽입하여 샌드위치 구조로 적층 몰드를 제작하였다.

폼 부착에는 SC-30 에폭시 레진과 마이크로 글래스 비블을 섞어 만든 슬러리를 사용하여 글래스 천을 적층하였다. 글래스 천 적층시 에폭시 레진의 성분 중 폼이 용해되는 부분을 있으므로 적층에 용이한 레진을 사용하였다. 폼 부착 후 외측에는 CR650#(QT) 글래스 천 4장을 Fig. 4 (d)와 같이 추가로 적층하였다. 적층 몰드가 완전히 경화 한 후에는 용이한 부품 조립을 위하여 Fig. 4 (e)와 같이 툴링 핀을 장착할 수 있도록 부싱을 상하 몰드에 각각 설치하였다. 적층 몰드의 탈형은 Fig. 4 (f)와 같이 소형 나무 췌기를 제작하여 분리 면에 삽입하는 방식으로 하였다.

탈형 과정에서 Fig. 5(a)와 같이 마스터 몰드

의 일부가 적층몰드와 부착되는 문제점이 발생하였다. 이러한 원인은 탈형을 위해 사용한 액체형 이형재가 마스터 면에 도포된 퍼티에 스며들면서 충분한 이형 피막을 형성치 못한 것이다. 이러한 문제점을 방지하기 위하여 주억 적층몰드를 제작하기 전에 작은 형상으로 시험하여 확인하였으나 면적이 적고 이형재의 화학 성분이 직사광선에 노출될 시 피막이 형성되지 않는 문제점이 반영하지 못하여 발생되었다.

또한 시험 시 사용하였던 대상물 제작 시에는 퍼티가 상대적으로 얇았으며, 서늘한 그늘에서 처리하였기 때문에 이형재가 고루 피막을 형성하여 이상이 없었다. 이러한 시험과 실제와의 차이는 다른 개발과정에서도 종종 야기되는 문제로 시험이 실제 상황을 정확히 반영할 수 있도록 유의하여야 한다.

적층 시 일부 접착이 잘 되지 않은 곳은 Fig. 5 (b)와 같이 겔코트가 부서져 나간 곳도 발생하였다. 이러한 곳은 세척 후 겔코트로 메운 후 사상 작업을 통하여 보수하였으며, 마스터가 부착된 곳도 사상 작업을 통하여 이물질 제거하였다. 이러한 이형재 문제를 해결하기 위하여 동체 적층 몰드 제작 시에는 교체형 이형재를 사용하였다.

2.2.3 동체 마스터 제작

동체 마스터 제작시 형상의 기준으로 사용하기 위하여, CATIA를 이용하여 14개의 단면 템플레이트를 설계하여 3mm 두께의 철판을 레이저 가공한 후 용접으로 조립하였을때 전체 중량은 530kg에 이르나 작업중에 변형은 거의 없었다.

강도 및 템플레이트 위치 고정을 위하여 동체 축 방향으로 8개의 템플레이트를 제작하여 Fig. 6과 같이 골격을 완성하였다.

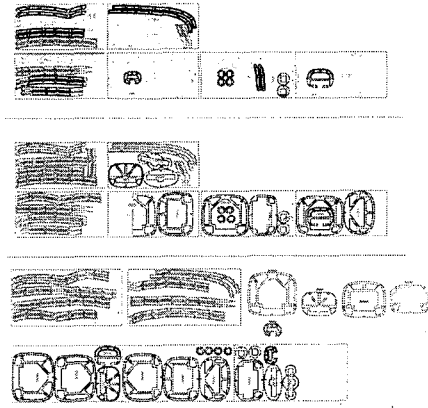


Fig. 6a Various Templates

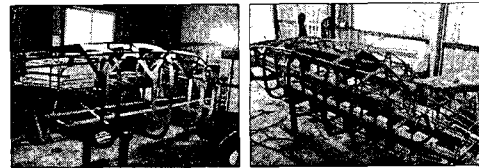


Fig. 6b Fuselage Master using Templates

자중을 견딜 수 있도록 중앙에는 100mmx2.3t의 사각 철판 봉을 4개 위치시켰으며, 면 가공을 용이하게 하기 위하여 Fig. 7과 같이 전체를 회전할 수 있도록 하였다.

회전축으로는 100mmx4.9t 지름의 원형 파이프를 부품제작 시 문제가 되지 않는 위치인 전방의 착륙등 설치 장소와 후방의 프로펠러 축 사이를 관통하도록 설치하였다. 또한 회전 작업을 용이하게 하기 위하여 회전륜을 Fig. 7과 같이 설치하였으며, 회전을 규제하기 위하여 고정 핀도 장착하였다.

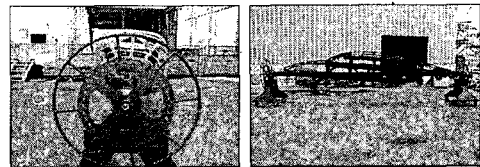


Fig. 7 Slewing gear of fuselage master

동체 형상 구현을 위하여 템플레이트 사이를 Fig. 8과 같이 폼을 삽입하여 템플레이트를 기준으로 사상하여 마스터의 형상을 구현하였고 주억의 마스터 제작과 동일한 방법으로 TRIAX 글래스천을 적층하여 마스터를 완성하였다.

적층 몰드는 엔진 벌크헤드 이후의 엔진 카울 부와 동체의 좌, 우로 하여 3개의 적층 몰드로 구현하였다.

동체의 적층 몰드 보강은 주익의 방법과 달리 Fig. 9과 같이 격자 그물모양으로 2인치 정도의 원을 반으로 절단하여 부분적으로 곡선을 형성시켜 보강하였다.



Fig. 8 Foam attach

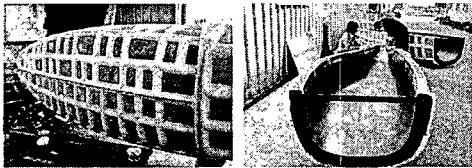


Fig. 9 Mold Reinforcement

동체와 주익의 몰드에서 Fig. 10과 같이 반디호 시제품을 제작을 위한 구조시험용 외피 제작과 조립을 하였다.

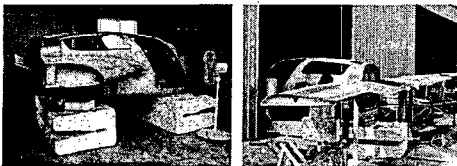


Fig. 10 Firefly structure

현재 항공기 개발을 위하여 FAR23 기준에 맞는 비행 하중 S/W인 ARGON을 사용하여 공력모델 (Fig 11)을 생성하였으며 V-n 선도 (Fig 12)를 이용하여 기동조건 및 중량에 하중해석을 수행하였다. 또한, 주익의 진동해석(Fig 13)을 수행하고 전기체 공탄성 해석을 수행중이다.

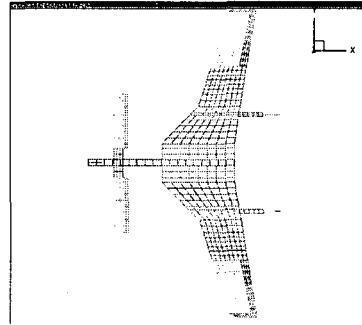


Fig. 12 Aerodynamic Model

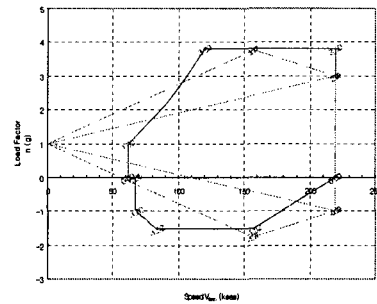


Fig. 13 V-n Diagram

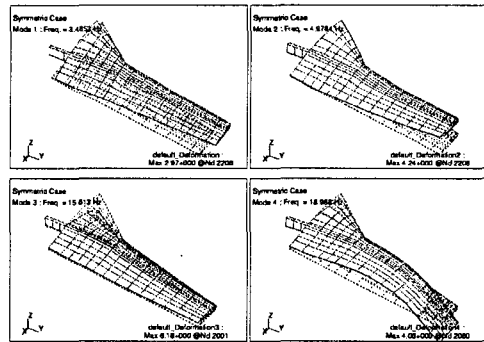


Fig. 14 Vibration Analysis of Main Wing

기체의 주요 구조시험(Fig 15)을 5가지 하중조건에 대하여 188개의 스트레인게이지를 장착하여 항공우주연구원에서 2004년에 수행 하였으며, 현재 추가 구조시험을 준비중에 있다.



Fig. 15 Structure Test

그림 16은 극한 구조시험의 결과를 나타내며 비교적 선형적인 특성을 보여주고 있다.

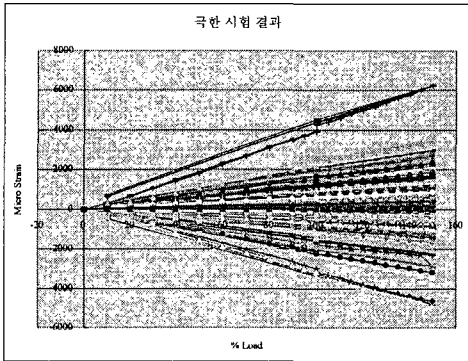


Fig. 16 Results of Limit Test

III. 결 론

반디호 몰드 개발 과정의 특징은 대형 부품이지만 각 조립품의 마스터 몰드를 하나로 하여 분리형 적층 몰드를 제작함으로써, 일반적으로 대형 부품의 마스터를 여러 개 제작하였을 때 마스터 제작 오차가 조립 시 문제를 발생하는 단점을 보완하였다.

동체 마스터 몰드의 철골 및 폼의 거의 600kg에 이르는 중량에도 크게 변형이 발생하지 않았으며 작업 시간을 줄여주어 대단히 효율적이라고 판단한다.

또한 폼을 중간에 삽입시켜 강성을 증가시키는 방법으로 적층 몰드 제작 시 일반적으로 부착하는 보강 판을 생략하여 제작 공정을 단축시켜 제작 원가를 감소시킬 수 있었다.

반디호는 구조해석, 시험 및 설계를 대부분 완료하였으며 조종장치와 접이식 착륙장치를 제작중에 있어, 곧 신영중공업(주)에서 제작한 반디호 3호기의 시제기 제작 및 비행시험을 완료하여 반디호의 수출 체제를 구축할 계획이다.

후 기

본 논문은 한공우주연구원 소형기 그룹의 "4인승 선미익 경항공기 수출모델 개발" 연구의 일부분으로 수행되었으며, 이에 감사를 드립니다.

참고 문헌

- 1) "반디호 복합재료 항공기 구조 재료 특성 시험", 한국항공우주연구소, 1997. 12.
- 2) 김창군, 구지은 외, "반디호 복합재료 항공기의 반디호 구조시험 및 분석," 한국항공우주학회 춘계 학술 발표회 논문집, 1998. 4., pp. 261~265
- 3) 김진원 외, "4인승 선미익형 항공기 구조 해석" 한국항공우주학회 추계 학술발표회 논문집, 2000. 11
- 4) 김진원 외, "소형항공기용 국산 복합소재 개발" 한국항공우주학회 추계 학술발표회 논문집, 2003. 11., pp. 433~436
- 5) 한국항공우주연구원, "선미익형 소형항공기 핵심기술 연구, 연구보고서", 2002