한국군사과학기술학회지 제16권 제4호, pp. 486~492, 2013년 8월

학술논문 항공기 부문

키트용 접이식 복합재 날개 개발

A Development of Pivoting Composite Wing for Mounting Kit

주 영 식* 전 우 철* 변 관 화* 조 창 민*
Young-Sik Joo Woo-Chul Jun Kwan-Hwa Byun Chang-Min Cho

ABSTRACT

The pivoting composite wing is developed for the kit to be mounted on the external stores. The wing has a pivoting structure for the installation to an aircraft and high aspect ratio to increase lift drag ratio. The wing needs to be light and have sufficient strength and stiffness to satisfy structural design requirements. The wing is designed with carbon fiber composite and the structural parts are integrated to reduce cost to manufacture.

In order to verify the structural performances, the design load analysis and flight load survey, the static analysis and test, the ground vibration test and flutter analysis are performed. It is shown that the wing has sufficient structural strength and stiffness to satisfy the structural design requirements.

Keywords : Composite Wing(복합재 날개), High Aspect Ratio(고세장비), Flight Load Survey(비행하중개관), Static Analysis and Test(정적해석 및 시험), Ground Vibration Test(지상진동시험), Flutter Analysis(플러터해석)

1. 서 론

외부장착물의 키트로 사용하기 위한 접이식의 복합재 날개를 개발하였다. 날개는 동체에 피벗으로 체결되어 날개가 접힌 상태로 항공기에 탑재되며, 자율 비행 동안에는 펼쳐질 수 있도록 설계되어 있다. 날개는 장거리 비행에 필요한 양항비(Lift Drag Ratio)의 향상을 위하여 고세장비(High Aspect Ratio)의 익형 구조를 가지고 있으며, 날개에는 조종면인 플래퍼론과 유선형 덮개가 장착되어 있다. 외부장착물이 원거리까지 비행할 수 있도록 경량화하고 제작비용을 줄이기 위한 구조설계 및 제작 기술을 적용하였다.

본 논문에서는 복합재 날개의 구조설계와 구조건전성(Structural Integrity)을 확보하기 위하여 수행한 연구결과를 기술하였다. 날개 설계에는 탄소섬유 에폭시 일방향 프리프레그와 탄소섬유 에폭시 직물형 프리프레그를 사용하였다. 날개를 일체성형으로 제작할 수 있도록 구조설계를 수행하고 제작함으로써 생산비용을 줄였다. 구조설계하중을 비행시험을 통하여 검증하였다. 또한 날개의 정적구조 강도 및 동적 안정성을 확인하기 위하여 정적특성 및 동적특성을 분석하였다. 접이식의 복합재 날개는 구조설계 요구조건을 만족하는 충분한 강성과 강도를 가지고 있음을 확인하였다.

† 2013년 4월 2일 접수~2013년 7월 26일 게재승인
* 국방과학연구소(ADD)
책임저자 : 주영식(ysjoo@add.re.kr)

2. 본 론

가. 구조설계 및 제작

1) 구조형상 및 설계

외부장착물의 장착 키트에 사용되는 복합재 날개는 접이식 구조를 가지고 있으며, 이를 구현하기 위해 피벗구조를 갖추고 있다. Fig. 1은 접이식 복합재 날개의 형상을 나타낸 것이다. 날개 형상의 특징은 비행거리를 늘이기 위하여 세장비가 약 16.0의 고세장비 날개이고 익형은 RAE-2822를 기준으로 두께를 변화시킨 형상이다.

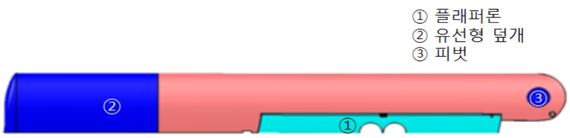

Fig. 1. Composite wing configuration

날개의 무게를 가볍게 하고, 고세장비 구조에서 요구되는 높은 강도 및 강성을 충족시키기 위하여 날개 설계에 탄소섬유 에폭시 일방향 프리프레그인 USN175BX와 탄소섬유 에폭시 직물형 프리프레그인 WSN3K를 사용하였다. 또한 복합재 구조의 제작비용을 줄이기 위한 설계를 수행하여 오토클레이브를 사용한 일체성형기술로 제작이 가능하도록 하였다.

날개구조의 부품 구성을 Fig. 2에 나타내었다. 그림에서 날개 스킨은 상면과 하면이 일체로 되어 있으며 공기역학적 영향성을 고려하여 외부형상을 유지할 수 있도록 OML(Outer Mold Line) 치구를 사용하였다.

피벗마운트는 피벗이 장착되는 부재로서 무게를 줄이고 강성을 높일 수 있을 뿐만 아니라 제작비용을 줄이기 위하여 압축성형으로 설계되어 있다. 일정 두께를 가진 적층판을 피벗마운트 형상이 되도록 여러 개의 적층판을 본뜬 다음에 적층하여 압축성형하게 된다. 피벗마운트는 Net Shape으로 성형되므로 기계가공이 거의 필요치 않아 제작비용을 줄일 수 있다.

주 하중부재 역할을 하는 스파는 전방, 중앙, 후방 스파와 여러 개의 리브를 일체형으로 결합하여 하나의 박스형 구조로 설계함으로써 부품수를 줄이고 단면계수를 높여 구조적인 강성을 증가시켰다. 날개 스팬 방향의 강성을 높이기 위하여 0도 방향의 적층을 많이 분포시켰다.

플래퍼론의 소재는 탄소섬유 에폭시 프리프레그이며, 스킨 내부에 심을 적용하여 일체형으로 제작하였다. 플래퍼론은 ±30° 이상 작동하도록 되어 있으며 비틀림을 최소화하였다.

유선형 덮개는 스킨과 동일한 복합재로 설계되었으며, 날개 내부에 장착되는 구동모터의 점검을 위하여 탈착이 되도록 하였다. 그 밖에 피벗과 모터장착리브 및 토션바는 금속재로 설계되어 있다.

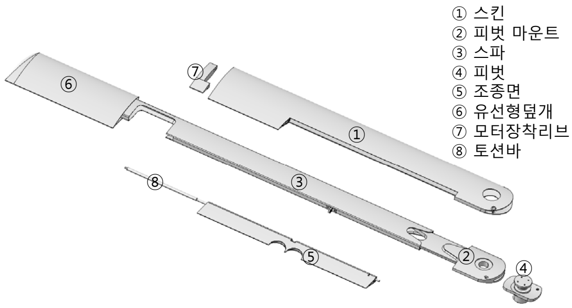

Fig. 2. Structural composition of composite wing

2) 일체형 제작공정

접이식 날개구조에서 플래퍼론과 유선형 덮개는 탈착되므로 구성품별로 따로 제작되며, 피벗는 금속재로 제작되어 조립된다. 이들을 제외한 복합재 날개는 일체성형공정으로 제작된다. 날개의 제작공정에 대한 개념도를 Fig. 3에 나타내었다. 그림에 보인바와 같이 먼저 압축성형으로 제작한 피벗마운트와 IML Tool-1과 IML Tool-2를 Lay-up 치구에 조립하고, 그 위에 스파를 적층순서대로 적층한다. 스파 적층이 완료되면 IML Tool-3, 4, 5를 조립한 후에 스킨을 적층순서대로 적층한다. 적층이 완료되면 OML Tool를 덮고 Bagging을 실시한다. 적층이 완료된 날개는 오토클레이브로

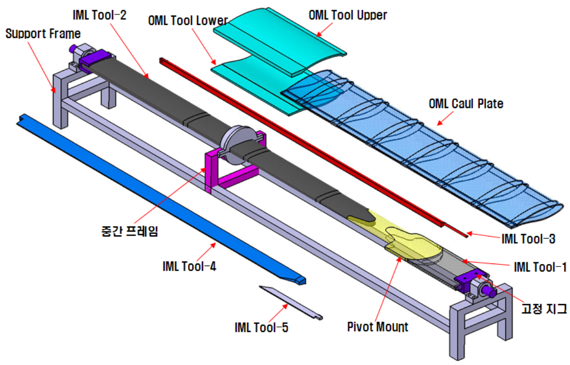

Fig. 3. Conceptual process of integrated molding

이송하여 성형한다. 성형이 완료되면 Tool을 분리하고 OML Trim 작업을 한다. 이상과 같은 오토클레이브 공정을 적용한 일체성형공정으로 제작공수를 줄일 수 있었다.

나. 정적 구조특성 분석

1) 구조설계하중 및 하중개관시험

날개의 설계하중을 계산하기 위해 설정한 양(+)의 하중배수(Load Factor)는 2.0g이고, 음(-)의 하중배수는 -1.5g이다. 하중배수와 조종면의 운용범위를 고려하여 날개에 작용하는 Up Bending 및 Down Bending 방향의 설계하중을 계산하여 VMT(전단하중, 굽힘모멘트 및 토크)을 분석하였다. 구조설계에 사용된 설계하중이 타당함을 확인하기 위하여 비행하중 개관시험(Flight Load Survey Test)을 수행하였다.

비행하중 개관시험의 목적은 비행 동안 날개에 작용하는 공력하중을 측정하여 설계하중을 확인하는 것이다. 공력하중을 측정하기 위하여 날개에 스트레인게이지를 부착하였다. 좌/우 날개 피벗 주위에 각각 6개의 스트레인게이지를 부착하여 브리지를 구성하였다. 구조하중을 산출하기 위해서는 스트레인게이지와 하중과의 관계식이 필요하므로 지상교정시험(Ground Calibration Test)을 수행하여 VMT에 대한 교정상수(Calibration Coefficient)를 유도하였다. 지상교정시험의 수행을 위해 NACA-TN-1178의 절차를 적용하였다.

비행시험 중에 요구되는 하중배수가 발생하도록 Roller Coaster 기동을 수행하였으며, 측정된 비행데이터로 부터 날개에 작용하는 공력하중을 분석하였다. Roller Coaster 기동에서 측정된 하중배수는 -0.8g 에서 2.0g까지 분포하고 있었다. 시험 중 측정한 스트레인게이지 데이터와 교정상수로 부터 날개에 작용한 전단하중 및 굽힘 모멘트를 계산하여 Fig. 4와 5에 나타내었다. 그림에서 보는바와 같이 최대 전단하중은 650 lb로 측정되었다. 이때 굽힘 모멘트는 18,140 lb-in이었다.

날개의 전단하중과 굽힘 모멘트를 비행시험에서 측정한 하중과 하중해석 결과를 비교하였다. Fig. 7은 전단력을 비교한 것으로 하중배수가 증가함에 따라 선형적인 특성을 보이며, 해석하중과 서로 잘 일치하고 있다. 시험에서 측정한 하중은 2g에 가까워짐에 따라 정상상태에 도달하여 2g에서의 시험하중은 해석결과의 약 80% 수준으로 나타났다. Fig. 8은 굽힘 모멘트를 비교한 것으로 전단하중의 거동과 동일한 특성을 보이고 있다. 2g에서의 하중해석과 차이가 전단하중보다 굽힘 모멘트가 큰 것은 날개의 유연성에 의해 처짐이 발생하였기 때문으로 판단된다. 따라서 비행시험 결과로 부터 하중해석 결과가 보수적임을 확인하였다.

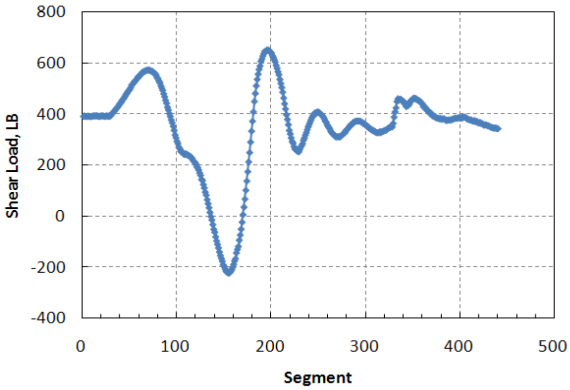

Fig. 4. Flight test result : shear load

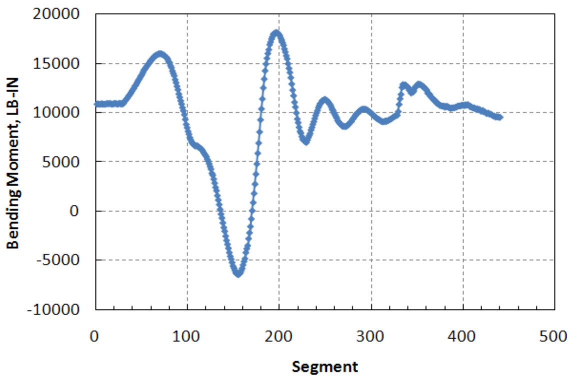

Fig. 5. Flight test result : bending moment

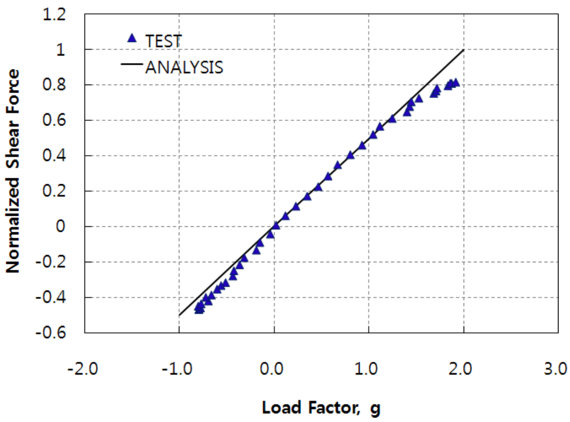

Fig. 6. Comparison of test and analysis : shear load

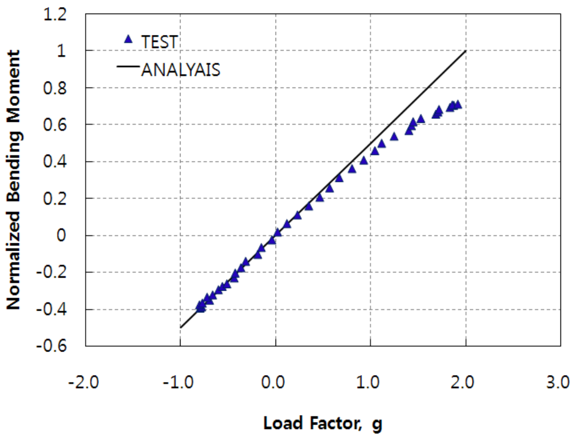

Fig. 7. Comparison of test and analysis : bending moment

2) 정적구조해석 및 시험

구조해석 모델은 상세 해석을 위하여 Fine Mesh로 모델링 되었다. 복합재료로 구성되는 스킨, 스파, 플래퍼론 스킨, 유선형 덮개 스킨 등은 NASTRAN의 복합재 쉘 요소를 적용하여 PCOMP 요소로 정의하였다. 피벗마운트, 플래퍼론 폼 코어는 솔리드 요소를 적용하였다. 피벗이 체결되고 그 사이에 피벗마운트가 끼워지는 구조이다. 따라서 하중에 의해 변형이 생기면 접촉 상태에 따라 하중의 전달 영역이 바뀌게 된다. 이를 구현하기 위해 피벗을 솔리드 요소로 생성하고, 피벗마운트와의 사이에 갭 요소를 생성하였다. 갭 요소는 1차원 2절점으로 압축이 가해지면 하중을 전달하고 인장이 가해지면 하중을 전달하지 못하는 특성이 있다. 구조해석을 위한 유한요소모델은 Fig. 8과 같다.

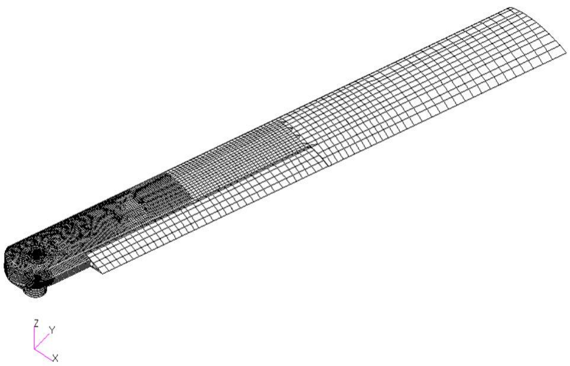

Fig. 8. Finite element model

날개 구조에 사용된 복합재에 대한 재료 물성치는 시편시험을 수행하여 획득한 데이터를 통계 처리한 결과이다. 여러 가지의 구조하중조건에 대하여 구조해석을 수행하였다. Fig. 9는 Up Bending 설계하중조건에 대한 유한요소해석 결과를 나타낸 것으로 최외각층에 대한 결과이다.

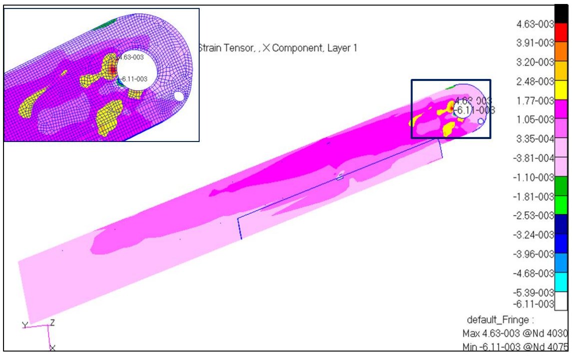

Fig. 9. Strain results of outer layer

복합재는 등방성 재료와 달리 강성 및 강도가 방향성을 가지고 있으므로 강도 해석을 위한 파손 판정 방법이 필요하다. 복합재 층별로 파손을 판정하여 First Ply Failure 방법으로 구조적 안전성을 확인하며 이는 상당히 보수적인 접근방법이다. 복합재 섬유의 파손이 발생한 경우 파손된 층을 삭제하고 재해석을 수행하여 최종강도를 확인하게 된다. 한편 기지 파손이 발생하더라도 얼마간 하중을 더 지지할 수 있다. 이와 같은 반복적인 파손 여부를 통하여 최종적인 파손을 평가하여 복합재의 강도를 확인한다. 그러나 이러한 파손 해석은 시간이 많이 걸리고 복잡한 해석 과정을 거치므로 본 연구에서는 극한하중(Ultimate Load) 조건에서 파손의 발생 여부를 확인하고, 강도비(Strength Ratio)를 산출하여 구조 안전성을 확인하였다. 복합재 파손 판정 방법으로 Maximum Strain, Maximum Stress, Hill, Hoffman, Tsai-Wu의 5가지 파손기준을 대한 강도비를 산출하여 구조 안전성을 확인하였다.

비행하중 조건으로부터 산출된 대칭 및 비대칭 구조설계하중에 대하여 전기체 형상으로 구조시험을 수행하였다. Fig. 10은 Up Bending 구조하중을 부가한 시험장면을 보인 사진이다.

날개에 분포하중을 부가하기 위하여 좌/우 날개에 각각 6개 지점에 하중부가용 보조치구와 Whiffle Tree를 구성하여 분포하중을 묘사하였다. 시험데이터를 획

득하기 위하여 스트레인 게이지와 변위 게이지를 부착하였다. 스트레인 게이지는 좌/우 날개에 각각 22개가 부착되었으며 게이지 위치는 피벗 주위의 국부 스트레인과 날개 스팬 방향의 스트레인 분포를 얻기 위하여 선정되었다. 변위 게이지는 좌/우 각각 11개가 부착되었다.

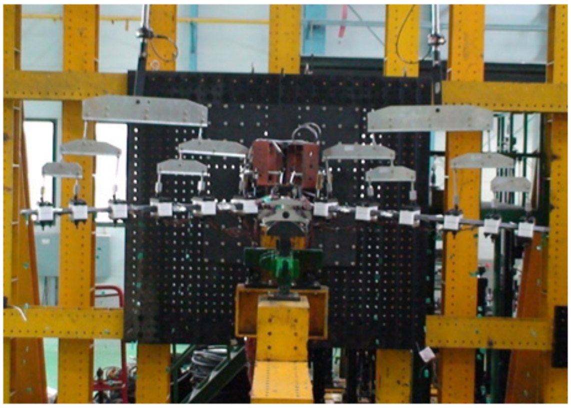

Fig. 10. Structural static test : up bending

Fig. 11은 대칭하중조건의 구조시험에서 측정한 스트레인 ϵ_x를 날개 스팬에 따라 정리한 것이다. 여기서 x 방향은 날개의 스팬 방향을 나타내고 있다. 스트레인 ϵ_x의 최댓값은 2,240 με이고, 최솟값은 -2,770 με이었다. 좌측날개와 우측날개의 스트레인은 서로 대칭이며 날개 끝으로 갈수록 작아지는 분포를 가지고 있다. 스트레인 ϵ_y도 ϵ_x와 유사한 분포를 가지고 있으나 스트레인의 값은 ϵ_x보다 작은 값을 보이고 있었다. 한편, 변위 값은 날개 스팬에 따라 증가하는 형태이고, 대칭하중 Up Bending 조건의 경우 좌/우측의 변형은 서로 대칭인 처짐을 보여주고 있었다.

구조시험 결과와 해석결과로부터 처짐량과 변형률을 비교하였다. Up Bending 기동하중조건에서 날개의 Leading와 Trailing Edge에서 측정한 구조시험의 처짐량과 구조해석의 처짐량을 비교하였다. Fig. 12는 Leading Edge의 처짐량을 비교한 결과를 보인 것이다. 두 경우의 처짐량이 잘 일치하고 있었다. 또한 스트레인은 상/하부 스킨의 스트레인 값을 구조해석 결과와 비교하였다. 구조시험의 최댓값을 1로 하여 하부 스킨의 상대 비교결과는 Fig. 13과 같다. 날개의 피벗 주위에서 오차가 다소 발생하였으나 비교적 잘 일치하고 있었다.

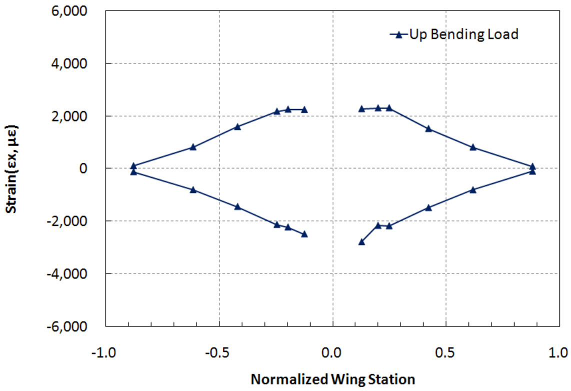

Fig. 11. Structural test results : strain distribution

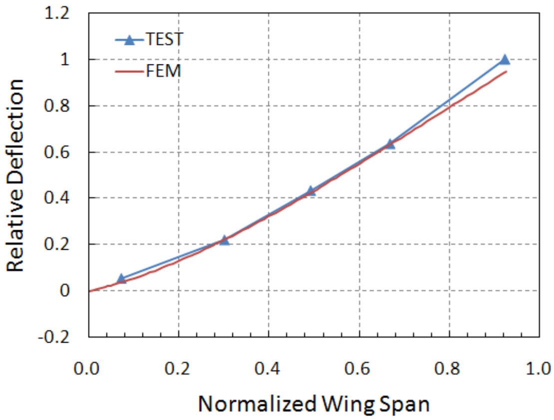

Fig. 12. Comparison of test and analysis : leading edge deflection

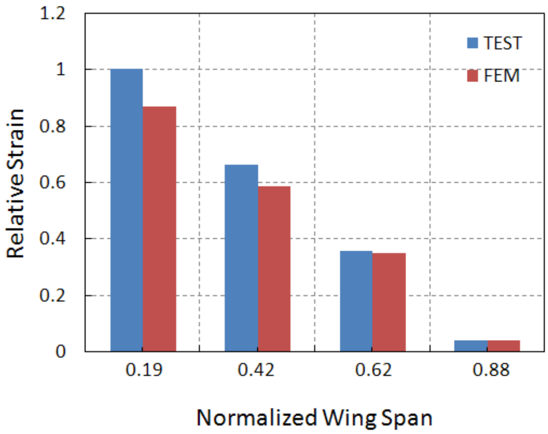

Fig. 13. Comparison of test and analysis : lower skin strain

다 동적 구조특성 분석

1) 고유진동특성

날개의 동특성을 평가하기 위한 고유진동해석은 Coarse Mesh 모델을 생성하여 수행하였다. 피벗 하부 플레이트는 솔리드 요소로 생성하고 피벗은 바 요소로 모델링하였다. 고유진동해석시의 경계조건으로 두 가지를 적용하였다. 날개에 대한 경계조건이 부가되지 않은 자유경계조건과 비행 형상의 구속조건과 동일한 경계조건을 적용한 경우가 있다. 이 결과는 동일 조건의 지상진동시험결과와 비교하여 동특성 모델을 최적화하고 비행플러터해석에 적용하기 위한 것이다.

지상진동시험도 고유진동해석과 동일한 두 가지 조건에 대하여 수행하였다. 날개에 자유경계 조건을 구현하여 지상진동시험을 수행하여 분석하였다. 동특성 모델 최적화를 위하여 3차 모드까지 분석하여 적용하였으며, 1차 모드는 1차 Bending 모드로 Fig. 14에 나타내었다.

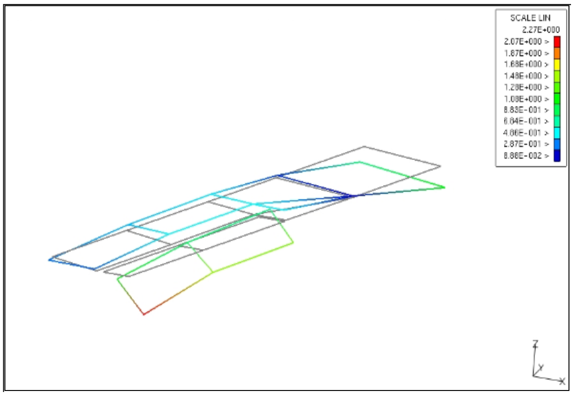

Fig. 14. GVT result of wing : 1st bending mode

비행형상의 전기체의 고유진동특성(고유진동수, 고유진동모드, 감쇠계수)을 평가하고 동적 안정성을 판단하기 위하여 전기체 지상진동시험을 수행하였다. 비행형상을 모사한 자유경계조건을 구현하기 위하여 번지 코드로 Hoisting 하였다. 시험기체에 가진기를 부착하고 시험기체의 가진 후 그 응답신호를 얻기 위하여 스킨에 가속도계를 부착하였다. 가진기 위치는 날개의 끝단에 설치하였다. 동적 반응 측정 점은 구조물의 부위별로 그룹을 구성하여 각 구성품의 좌표, 측정 방향, 형태 등에 대해 정의하였다. 신호 획득 및 처리/분석 장비로는 DIFA-SCADAS III와 LMS CADA-X 분석 프로그램을 이용하였다. 지상진동시험을 통하여 모두 256 Hz까지 모달 자료를 획득하였다. Fig. 15는 1차 모드에 대한 지상진동시험결과를 보인 것이다. 지상진동시험결과를 동적해석모델에 반영하여 동적해석을 수행하였다.

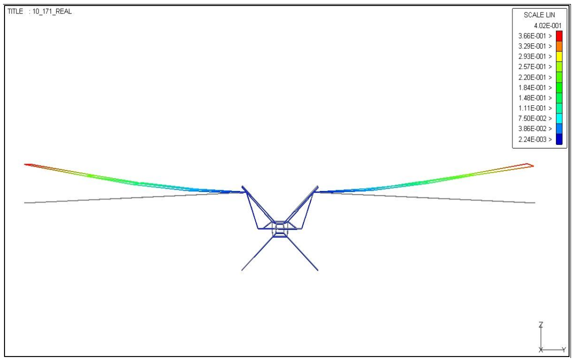

Fig. 15. GVT result of complete structure : 1st bending mode

2) 시험모달변수 기반 플러터해석

플러터 해석을 수행하기 위하여 본 연구에서는 지상진동시험 결과를 바탕으로 개발된 시험모달변수 기반 플러터해석 방법을 적용하였다. 전기체의 지상진동시험 결과로 부터 획득한 응답점과 응답점 연결정보로부터 가상구조모델을 생성하였다. 가상 구조모델은 각 응답점을 절점으로 응답점의 연결 정보를 바 요소로 연결한다. 가상의 재료 및 물성치를 값을 이용하여 전체모델을 구성한다. 좌/우 날개와 동체 및 꼬리날개로 가상구조모델이 구성된다. 좌/우 날개와 꼬리날개에 대하여 공력면을 구성하여 구조 응답점과 Finite Plate Spline Method로 연결하였다. Fig. 16은 동특성 모델을 나타낸 것이다.

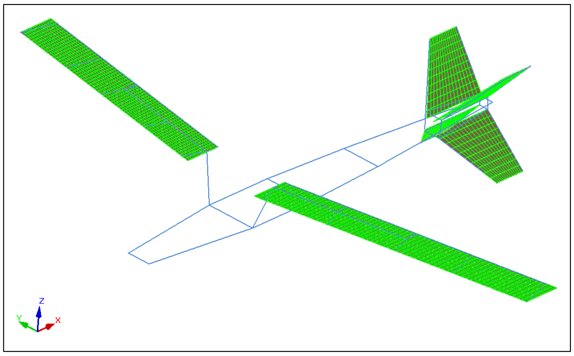

Fig. 16. Virtual dynamic analysis model

플러터해석은 비행속도를 마하 0.4부터 증가시키면서 10차 모드에 대하여 수행되었다. 각 비행속도에서의 V-g Plot으로부터 플러터 속도를 구하게 된다. V-g Plot에서 음의 Damping(g) 값이 증가하여 0이 되는 순간에 플러터 현상이 발생하게 된다. 최저 플러터 속도가 나타나는 것은 비행 속도가 마하 0.7일 때이며, 속도는 마하 1.74 이었다. Fig. 17에 보인바와 같이 플러터 모드는 2번의 Anti-Symmetric 1st Bending의 모드를 나타낸다. 시험모달변수 기반의 플러터 해석의 결과로부터 플러터에 대해 안전함을 입증하였다.

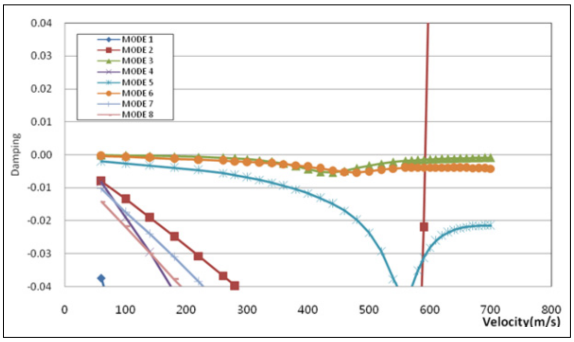

Fig. 17. Flutter analysis result : V-g Plot

3. 결 론

항공기에 장착가능하고 장거리를 비행할 수 있는 키트용 접이식 복합재 날개를 개발하였다. 날개를 저비용으로 개발하기 위해 구조부재를 결합하여 부품수를 최소화 하고, 일체성형공정으로 제작하였다. 날개의 구조건전성을 확인하기 위하여 비행하중 개관시험을 수행하여 구조설계하중의 타당성을 확인하고, 정적 및 동적 구조해석/시험을 수행하였다. 이로부터 접이식 복합재 날개는 설계요구조건을 만족하는 충분한 강도와 강성을 가지고 있음을 확인하였다.

References

[1] MIL-HDBK-17-1E, Polymer Matrix Composites, 1996.

[2] 전우철, 변관화, 주영식, 김원준, 신소영, 최준규, “저가형 고세장비 복합재 주익 구조해석”, MSC User's Conference, 2010.

[3] MSC/NASTRAN Aeroelastic Analysis User's Guide Ver68, MSC Software Corporation, 1994.