

# FSI를 이용한 모핑 플랩 날개의 정적 공탄성 해석

김종환\* · 고승희 · 배재성\*\*

## Static Aeroelastic analysis of Morphing flap wign through FSI analysis method

Jonghwan Kim\* · Seughee Ko\* · Jaesung Bae\*\* · Jaihyuk Hwang\*\*

### ABSTRACT

The morphing flap wing has different structure unliked general wing structure. The actuated chord length of the morphing flap was more longer than conventional wing flap. In this reason, morphing flap wing structure was important to bending moment by aerodynamic lift force. In this study, through the fluid-structure interaction using computational fluid dynamics and structure finite element analysis to apply that the morphing flap wing's static aeroelastic stability analysis.

Key Words : Morphing Wing, FSI(Fluid-Structure Interaction), CFD(Computational Fluid Dynamics), FEM(Finite Element Method)

### 1. 서 론

제 7권 제 4호 2012. 12. FSI를 이용한 모핑 플랩 날개의 정적 공탄성 해석 대기를 비행하는 비행체의 경우 비행 시 발생하는 공력과 구조물의 상호작용에 의해 공력탄성학적 현상이 발생한다. 이러한 공력탄성학적 현상은 동적 공탄성 현상과 정적 공탄성 현상으로 분류 할 수 있다. 그 중 정적 공탄성의 경우 날개 변형에 의해 변화된 공기력 하중의 재분포, 조종면 역전 현상, 정적 불안정 현상인 다이버전스 현상 등이 있

다.

최근 들어 이러한 정적 공탄성 문제를 해결하기 위해 유체-구조 연성해석을 이용한 연구가 진행되고 있다. Greg Carnie[1]등은 상용 전산 유체해석 코드와 전산구조해석 코드 및 자체 개발한 변형격자 코드를 이용하여 NASA가 개발한 Helios HP03 모델에 대한 정적 공탄성 해석을 수행하였으며 이상아[2]등은 고고도 태양광 비행체를 날개최적화를 통해 24시간 연속 비행이 가능하도록 하는 연구를 수행하였다. 이 과정에서 공력-구조 연계해석을 이용하여 날개의 정적 공탄성 해석을 수행하였으며 최적화를 위해 다 목적 최적화 유전 알고리즘인 NSGA-2를 이용하였다. 김우겸[3]등은 실제 조종면이 있는 3차원 항공기 날개의 조종면 변위가 있을 때의 하중재분포 문제 해석을 수행하였다.

†2012년 11월 16일 접수 ~ 2012년 12월 18일 심사완료

\* 학생회원, 한국항공대학교 항공우주공학과

\*\* 정회원, 한국항공대학교 항공우주공학과  
연락처, E-mail: purenbit@nate.com

본 연구에서 다루고자 하는 모핑 플랩을 적용한 날개의 경우 기계식 플랩에 비해 구동부 면적이 넓기 때문에 날개에 발생하는 양력에 의한 굽힘 하중과 비틀림 하중을 담당하는 면적이 줄어들게 된다. 이는 실제 비행 중 날개의 굽힘 변형과 비틀림 변형을 발생 시키게 되고 이는 날개 주변 공기력 하중의 급격한 변화를 초래하게 된다. 이로 인해 구조적 문제가 발생할 수 있으므로 정적 공탄성 해석을 통해 항공기 날개의 구조 안전성을 판단하였다.

정적 공탄성 해석을 위해 유체-구조 연성 기법인 FSI (Fluid-Structure Interaction)을 이용하여 구조해석을 수행하였다. 정상상태 공기력 해석에는 상용 전산유체 역학 코드인 CFX를 이용하였으며 구조해석은 상용 전산 구조해석 코드인 Ansys를 이용해 수행 하였다.

## 2 본 론

### 2.1 개요

해석 과정은 전산유체해석 코드를 사용하여 계산한 공기력 하중을 비 결합 방법으로 유한요소해석 코드의 구조물에 작용하는 하중 조건으로 모사한 후 변위를 확인하고 변위에 대한 전산유체해석을 재 수행 후 변형된 공기력을 구조물에 하중 조건으로 모사하는 과정을 반복 하였다.

### 2.2 전산유체해석

유동장의 크기는 날개의 시위길이를 기준으로 전, 후, 상, 하의 경우 20배 만큼의 거리를 설정하여 유동이 안정될 수 있도록 하였으며 후방의 경우 후류의 안정을 위해 전방 길이의 3배를 설정 하였다. 입구조건은 속도 조건으로 22m/s, 출구조건은 압력 조건으로 1atm 으로 설정하였다. 격자의 구성은 정렬 격자에 비해 계산 시간이 느린 단점이 있지만 격자 생성이 비교적 용이하고 복잡한 형상에 대한 격자 생성이 수월한 비 정렬 격자를 사용하였다. 난류 모델은 SST 모델을 사용하였으며 경계층은 5mm 두께에 20겹

의 격자를 쌓아올렸다. 해석 유동장의 절점의 수는 총 336,591개 이며, 총 격자의 수는 1570,665이다. 해석 대상의 표면에 약 5만개의 표면 격자를 집중 배치하여 해석결과의 정확도를 높이고자 하였다. 이 때의 레이놀즈 수는  $6.15 \times 10^5$  이다. 위의 조건은 모든 반복 유동해석 시 동일하게 적용하였다.

유동장의 격자 구성과 날개 표면 격자를 각각 Fig.1과 Fig.2에 나타내었다.

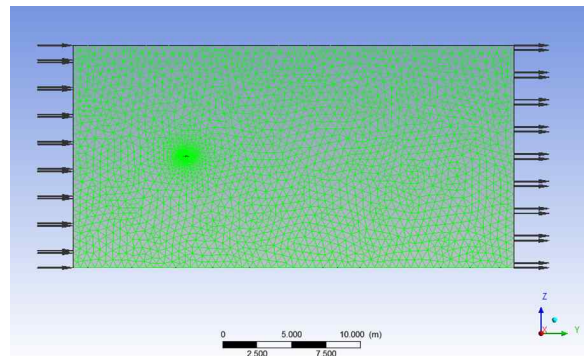


Fig.1 Flow Field

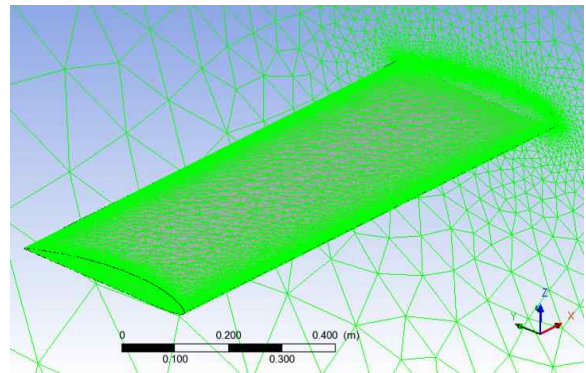


Fig.2 Mesh of the wing surface

### 2.3 전산유체해석 결과 검증

본 논문에서는 아음속 영역의 공기력 해석에 널리 쓰이는 와류격자법(VLM : Vortex Lattice Method)코드 중 XFLR5를 이용하여 초기 변형 전의 정상상태 공기력 계산을 통해 전산유체해석의 각 경계조건 및 유동격자와 난류모델 등의 적용 타당성을 비교 검증 하였다. 비교 검증에 사용한 자료는 날개의 압력계수 분포 비교 분석

자료를 이용하였다.

압력계수에 분포에 대한 자료 비교는 각각 날개 시위 방향 압력계수 분포와 날개 길이 방향으로의 압력계수 분포에 대하여 비교 하였다. 시위 방향 압력 분포의 경우 날개 상부와 날개 뒷전 부근에서 오차가 발생하는 것을 확인 할 수 있다. 그 이유는 받음각을 7도로 선정하고 유동을 해석하였으므로 날개 상부와 뒷전 부근에서의 박리의 영향으로 오차가 발생한 것으로 판단된다. 날개 길이 방향의 경우 날개 끝단 부분에서 두 값의 차이가 발생함을 알 수 있는데 이는 날개끝 와류에 의한 영향으로 예측하였다.

시위 방향의 압력 분포의 오차가 존재하지만 날개에 구조적 하중으로 가장 큰 비중을 차지하는 것은 날개 길이 방향 압력 분포에 따른 굽힘 하중과 비틀림 하중이므로 날개 길이 방향 압력 분포의 오차가 미세한 점으로 미루어 전산유체 해석 결과 발생한 하중을 구조해석에 그대로 적용하는 것이 타당할 것으로 판단하였다.

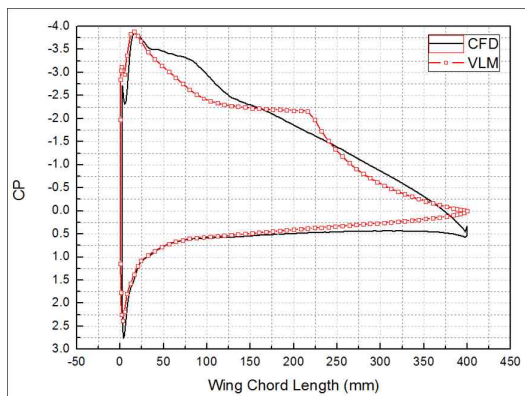


Fig.3 Chord wise pressure distribute

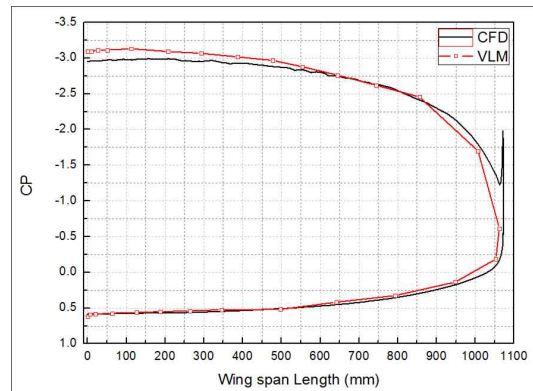


Fig.4 Span wise pressure distribute

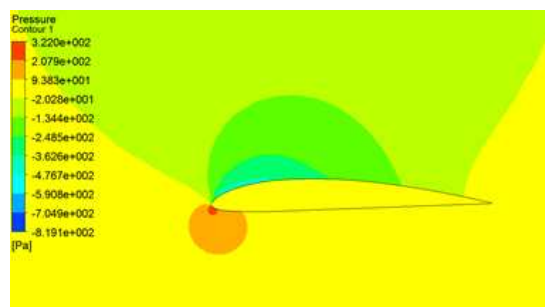


Fig.5 Chord wise pressure contour

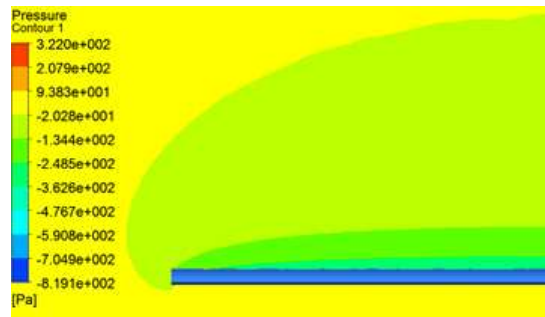


Fig.6 Span wise pressure contour

### 2.3 구조해석

구조해석에 사용한 물성치는 다음 Table. 1와 같으며 구조모델의 경계조건은 Fig.7, Fig.8, 과 같다.

Table.1 Deformation of experiment & FEM

Material Property		
Aluminium	$E$ [GPa]	41.4
	$\nu$	0.33
	$X_T$ [MPa]	224
	$\rho$ [kg/m <sup>3</sup> ]	2,700
Plywood	$E$ [GPa]	10
	$\nu$	0.15
	$X_T$ [MPa]	19
	$\rho$ [kg/m <sup>3</sup> ]	680
Balsa Wood	$E$ [GPa]	3.4
	$\nu$	0.3
	$X_T$ [MPa]	12.7
	$\rho$ [kg/m <sup>3</sup> ]	96

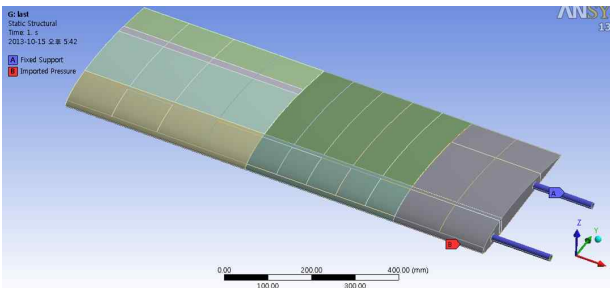


Fig.7 Fixed support

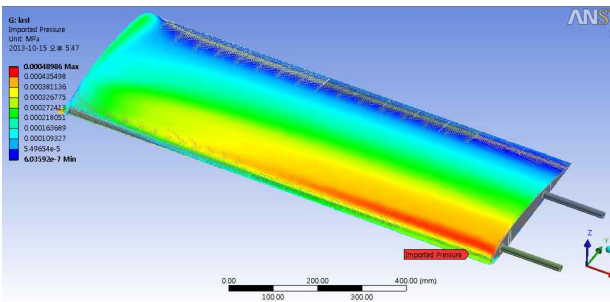


Fig.8 Imported pressure distribution

구조해석에 사용한 코드는 상용 전산구조해석 코드인 ANSYS V13을 사용하였다. 해석 시 설정한 경계조건은 하중조건, 고정조건, 그리고 각 구성품에 대한 접촉조건 및 자중 조건을 설정하였다. 그 중 하중조건은 전산유체해석 결과 발생한 해석대상 주변의 압력을 그대로 표면 격자

에 적용하도록 하였으며 고정조건인 경우 실제 날개와 동체의 체결을 가정하여 전,후 두 개의 알루미늄 파이프의 돌출부 면의 6자유도를 구속하였다. 각 구성품의 접촉조건은 Bonded조건을 이용하여 절점을 공유하게 하였으며 비틀림 변위 및 응력에 대한 왜곡을 방지하고자 모핑 플랩 구동부와 동체 체결 부 및 조종날개 부분과의 연결은 서로 절점을 공유하지 않도록 주 날개보 후방 영역은 제외 하였다. 자중 조건은 지구 중력을 기준으로 한 쪽 날개에 해당하는 값을 입력 하였다. 이 때 자중의 방향은 날개 수직 방향을 기준으로 7도의 각을 지니도록 설정하였다. 모든 구조물은 2D shell 요소로 설정하였으며 이 때 격자수는 약 30만개 이다.

24 구조해석 검증

본 연구에서는 실제 해석 모델을 이용하여 간단한 집중하중 실험을 통해 구조격자와 물성치 적용의 타당성을 검증 하였으며 그 결과를 Table. 2에 표기하였다. 검증 결과 오차율은 두 가지 경우 모두 5%미만의 값을 나타내었으므로 격자 및 재료 물성치를 그대로 적용하기로 하였다. 이 때 격자의 크기는 최소 크기 2mm로 설정하였으며 최대 크기는 20mm로 설정 하였다. 격자의 분포는 공기력이 작용하는 외피의 경우 2mm의 동일한 크기로 설정하였고 내부구조물의 경우 응력이 집중될 것으로 예상되는 주 날개보 부근에 집중 배치하였다. 최종 격자의 수는 약 18만개 이다. 해석 결과와 비교를 통해 경계 조건 및 참고문헌에서 제시한 발사목 및 항공합판에 대한 물성치 검증 및 보안을 수행하였다.



Fig.9 Load Test for deformation

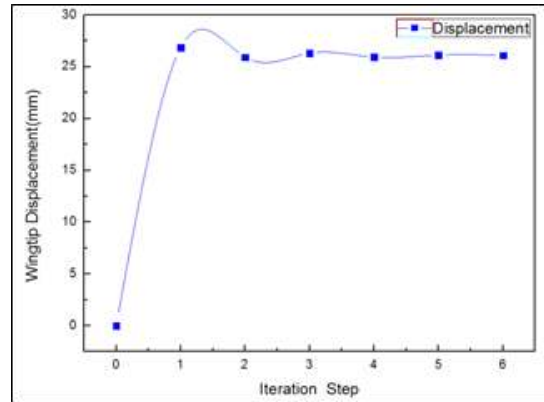


Fig.10 Wing tip displacement

Table.2 Deformation of experiment & FEM

	Load	Experiment	FEM	Error
Displacement (mm)	9.8N	12 mm	11.5 mm	3.2%
	19.6N	23 mm	22.1 mm	3.9%

Table.3 Wing tip displacement History

Iteration step	Wing Tip displacement (mm)
1	26.85
2	25.92
3	26.31
4	25.932
5	26.127
6	26.112

**24 해석결과**

전산유체해석 결과 발생한 압력분포를 이용하여 FEM해석을 수행하고, 변형된 날개 형상에 대한 공기력 하중을 구한 후, 다시 구조물의 하중 조건으로 적용하는 과정을 반복한 결과 최종적인 변위는 날개 바깥쪽 끝 뒷전 부분에서 26.112mm의 변위를 보였으며 최대 응력은 날개 고정부 알루미늄 파이프에서 77.693MPa을 나타내었다. 또한 다른 재질의 부분품에서의 최대 응력 값은 7.8MPa을 나타내었다. 반복 계산 횟수는 총 6번 수행 하였으며 각 단계 별 변위의 크기를 Fig.10과 Table. 3에 정리하였다.

첫 번째 해석결과 변위와 최종 단계에서의 변위는 Fig.11과 Fig.12와 같다. 최종 단계에서의 최대 응력의 분포는 Fig.13에 나타내었다.

해석 결과를 통해 최대 응력이 Table. 1 에 제시한 항복응력 한계 내의 값을 나타내므로 본 연구에 적용한 날개는 비행 중 발생하는 공기력 하중에 대하여 정적으로 안전하다는 것을 확인 하였다.

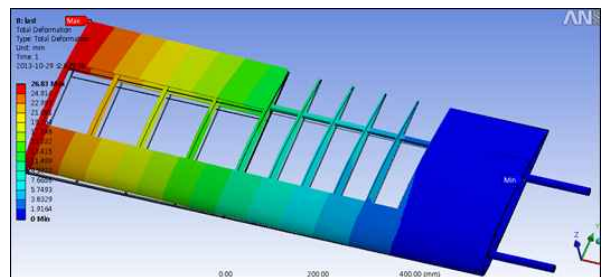


Fig.11 1st step Wing deformation

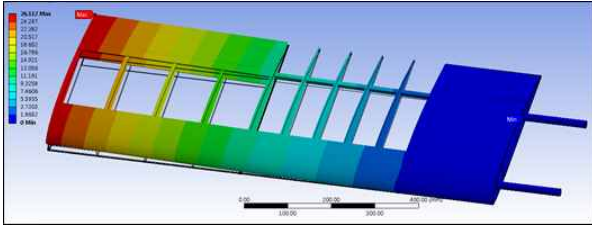


Fig.12 Final step Wing deformation

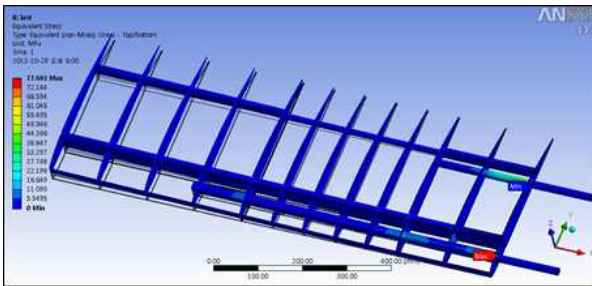


Fig.13 Von-mises stress distribute

Table.4 Deformation of experiment &amp; FEM

	Maximum	Maximum(Others)
Stress (Mpa)	77.693 (Front pipe)	7.8 (Plywood)

### 3. 결 론

본 연구는 유체-구조 연성기법을 이용하여 기존의 일반적인 구조 형태의 날개와 다른 모핑 플랩을 적용한 날개의 정적 공탄성 해석을 수행하였다. 연성해석 기법을 이용하여 비행 상태와 유사한 압력 분포를 모사할 수 있었으며 반복적인 계산을 통해 정적 구조 안정성을 확인 할 수 있었다. 날개 중앙 부분의 면적이 줄어들더라도 메인 스파를 비롯한 날개 전면부에 대한 구조적 보강을 통해 날개에 작용하는 공기력 하중에 버틸 수 있는 구조 설계가 가능함을 확인 하였다.

### 참 고 문 헌

[1] Greg Carnie, Ning Qin, "Fluid-Structure

Interaction of HALE Wing Configuration with an Efficient Moving Grid Method", AIAA Paper 2008-309, January 2008.

[2] 이상아, 박경현, 김정화, 전상욱, 김규홍, 이동호, "고고도 태양광 비행체의 24 시간 비행을 위한 가로세로비가 큰 날개의 FSI해석 및 최적 설계", 한국항공우주학회 학술발표회 논문집, 2012.4, pp.121-126

[3] 김우겸, 이인 "3차원 항공기 날개의 정적 공탄성 해석", 한국항공우주학회 학술발표회 논문집, 1991.4, pp.35-139

[4] ANSYS CFX Tutorials Chap 23 pp391-412.

[5] Material Property Data, [www.matweb.com](http://www.matweb.com)

[6] M.Kuntz, F.R.Menter "Simulation of Fluid-Structure Interactions in Aeronautical Applications", ECCOMAS 2004