

## 論文

DOI:10.5139/JKSAS.2010.38.6.547

## 유체-구조 연계 해석기법을 이용한 세장비가 큰 비행체 날개의 공탄성 해석

이기두\*, 이영신\*\*, 이대열\*, 이인원\*

### Fluid-Structure Interaction Analysis of High Aspect Ratio Wing for the Prediction of Aero-elasticity

Ki-Du Lee\*, Young-Shin Lee\*\*, Dae-Yearl Lee\* and In-Won Lee\*

#### ABSTRACT

For the safety of aircraft and accuracy of bombs, many companies have researched the new concept of adaptive kit to flying-bombs. For the long distance flying, it's normally used deployed high-aspect ratio wing because of limited volume. The probabilities of large elastic deformation and flutter are increased due to decreased stiffness of high-aspect ratio wing.

In this paper, computational fluid dynamics and computational structure dynamics interaction methodology are applied for prediction of aerodynamic characteristics. FLUENT and ABAQUS are used to calculate fluid and structural dynamics. Code-bridge was made base on the compactly supported radial basis function to execute interpolation and mapping. There are some differences between rigid body and fluid-structure interaction analysis which are results of aerodynamics characteristics due to structural deformation. Small successive vibration was observed by interaction.

#### 초 록

항공기의 안전성 확보 및 투하되는 탄의 정확도 증대를 위한 새로운 개념의 활공비행체 개발이 많은 기업에서 진행 중에 있다. 항공기의 장착 공간 및 활공거리 증대를 고려하여 세장비가 큰 전개되는 날개를 채택하는 것이 일반적이다. 큰 세장비의 날개 구조물은 상대적으로 낮은 강성에 의하여 과도한 탄성변형 뿐 아니라 플러터 발생의 가능성이 높아지게 된다.

본 연구는 큰 세장비 날개에 대하여 유체-공력 연계기법을 이용, 구조변형에 의한 공력 특성의 변화 및 플러터 발생가능성에 대하여 검토하였다. 공기력 계산을 위하여 FLUENT 코드가 구조 동특성 해석을 위하여 ABAQUS 상용코드가 사용되었으며, 국부지지 방사기 저함수로 구성된 Code-bridge를 이용한 입력 자료의 보간 및 사상을 수행하였다. 해석 결과 고려된 활공 조건에서 구조 변형에 의한 공력 특성의 변화가 발생하는 것이 관측되었으며, 이에 의한 진동도 계속적으로 발생하는 것으로 표현되었다.

**Key Words** : High Aspect Ratio Wing(세장비가 큰 날개), Fluid-Structure Interaction(FSI, 유체-구조 연계기법), Loosely Couple(약결합), Code-bridge(FSI 연계 s/w)

† 2009년 12월 30일 접수 ~ 2010년 5월 4일 심사완료

\* 정회원, 국방과학연구소

\*\* 정회원, 충남대학교 기계설계공학과

교신저자, E-mail : leeys@cnu.ac.kr

대전광역시 유성구 궁동 220번지

## I. 서 론

해석기술 및 컴퓨터 시스템의 급격한 발전에 의해 많은 학문분야에서 더욱 실제상황을 고려한 발생 현상들을 해석하려는 연구가 진행되고 있다. 이러한 분야에서 사용되는 기법 중 하나가 유체-구조를 연계한 해석기법이다. 대부분의 자연현상은 다학제 특성을 갖으며, 비행중의 날개 거동, 인체내의 혈류이동, 발전소 터빈의 운동 등을 예로 들 수 있다. 외부공력 하중의 작용에 의하여 구조변형이 발생되며, 이는 다시 공력 하중의 변화를 유발하게 되고, 따라서 공기력 및 구조변형의 반복적인 계산이 수행되어야한다. 이러한 연계 방법은 해석방법에 따라 단일방식(monolithic approach)과 분할방식(partitioned approach)으로 구별되는데[1, 2] 단일방식의 경우 공력과 구조의 방정식을 재구성하여 동시에 계산을 수행하며, 해의 안정성 및 정확도를 높일 수 있는 장점은 있으나 구현이 어렵다는 단점을 갖는다. 반면 분할방식은 각각의 초기조건을 이용하여 해를 구하고, 이의 결과를 다음 해석을 위한 조건으로 사용한다. 분할방식은 결합방법에 따라 강결합(strongly couple)과 약결합(loosely couple)로 구분되는데, 기존에 검증된 각각의 프로그램을 그대로 사용할 수 있으며, 다양한 문제에 적용할 수 있다는 장점을 갖는다[3, 4]. 분할방식을 사용하기 위해서는 공력 사상(mapping)과 구조변위 보간(interpolation) 기법이 필요하다. 많은 경우 공간 spline 기법 및 가상일 원리를 이용한 역변환 사상기법을 사용한다[5, 6].

현대 개발되는 무기들은 안전 및 정확도를 높이기 위한 많은 노력들이 수행하고 있다[3, 7]. 적의 공격으로부터 안전한 원거리에서 발사 또는 투하하여 항공기 및 조종사의 안전을 확보하고, 투하되는 탄에는 항법 및 조종장치를 탑재하여 정확도를 높이는 개념이 많이 이용되고 있다. 원거리 공격을 위하여 대부분의 비행체는 전개되는 날개를 장착하는 방법을 적용하게 되는데, 충분한 비행거리 확보를 위하여 최대의 양력면 확보가 필요하다. 그러나 항공기와의 인터페이스 및 작업성을 고려하는 경우, 장착공간의 제약으로 세장비가 큰 날개를 장착하게 되는 경우가 일반적이다(Fig. 1 참조).

본 연구에서는 세장비가 큰 비행체의 날개 공력 및 공탄성 특성을 정밀하게 파악하기 위하여 상용 코드인 FLUENT[8]와 구조비선형 해석 상용코드인 ABAQUS[9]를 약결합 방식으로 사용하였다. 공력의 비정상상태에서 자료교환을 위하



Fig. 1. Air to ground flying bombs with high aspect ratio wing (non-propellent)

여 코드에서 제공하는 사용자 인터페이스 함수(User Define Function : UDF)를 이용하였다. 생성된 자료인 공력의 하중 및 변위결과를 입력 자료로 사용하기 위하여 보간 및 사상이 필요하며, 이를 위하여 국부지지(compactly support) 방사기저함수(radial basis function)를 이용한, 자체 작성된 Code-bridge 소프트웨어를 이용하여 보간 및 가상일 원리를 이용한 사상을 수행하였다.

## II. 유체-구조 연계 기법

### 2.1 연계해석을 위한 전략

유체해석의 경우 공간고정좌표계(Eulerian)를 사용하며, 구조해석의 경우 물체고정좌표계(Lagrangian)를 사용한다.

연계해석은 전산유체역학(CFD)의 결과인 공력 하중이 전산구조역학(CSD)의 입력 값으로 사용되며, 전산구조 해석의 결과인 구조의 변형은 전산유체 해석 모델의 변형을 표현하기 위한 입력으로 사용된다. 이와 같이 전산유체 해석과 전산구조 해석의 계산이 연속적으로 진행된다. 전산유체 해석은 비정상상태를 계속적으로 풀고 이때 해석주기(step) 별로 전산구조 해석으로 계산된, 변형된 형상을 받아들이고 계산된 공력을 전산구조 해석 코드로 보내기 위하여 사용자 인터페이스 함수(DEFINE\_GRID\_MOTION)를 작성하여 사용하였다. 적용된 기법은 아래의 Fig. 2와 같다.

초기 형상을 이용하여 정상상태 해석을 수행하고(①) FLUENT는 이를 기초로 비정상상태 중재 격자생성 전 단계(②)까지 계산을 수행한다. 이때 ABAQUS는 정상상태의 하중(③)을 이용하여 한 해석주기 후의 절점 변형을 계산하고(④)

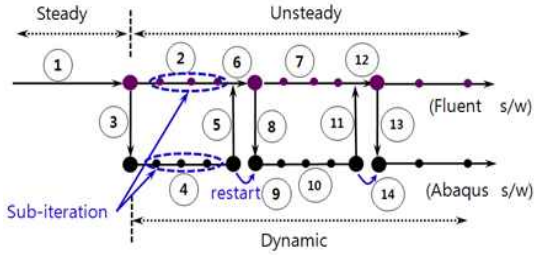


Fig. 2. Time matching method for analysis fluid-structure interaction problems

결과를 FLUENT에 넘겨주면(⑤) FLUENT는 해석주기의 마지막 단계에 변위를 받아 다음 해석주기의 형상을 만들고(⑥), 현 해석주기의 공력하중을 ABAQUS에 넘겨준다(⑧). 새로 부과된 하중과, 이전 단계의 결과를 이용하는 재 수행(restart) 기법(⑨)을 통하여 연속적으로 동적구조 해석을 수행한다.

고려된 연계기법은 유체 및 구조 해석이 동시에 이루어지고, 유체해석의 한 step이 끝나기 전에 구조응답에 의한 변형을 반영하여 순차적인 계산 시 발생하는 시간지연(time lag) 현상을 최소화하였다.

변형된 형상을 FLUENT 코드에서 적용하기 위하여 제공되는, 스프링상사 기법을 이용한 구역 재배치 및 구역 재 격자(local re-meshing) 기법을 이용하였다.

2.2 유체-구조 보간 및 사상기법

서로 다른 해석 코드를 사용하여 수행하는 연계해석은 해석 코드의 특성에 따른 격자를 사용하기 때문에 반드시 변위의 보간 및 하중의 사상이 필요하다[10].

본 연구에서는 방사기저 함수를 이용한 보간 기법을 사용하였으며 유클리드 거리(Euclidean distance)와 가중치(weight)의 선형 조합으로 식 (1)과 같이 유도 된다.

$$s(\mathbf{x}) = \sum_{j=1}^N \alpha_j \Phi(\|\mathbf{x} - \mathbf{x}_j\|) + p(\mathbf{x}) \quad (1)$$

식 (1),  $s(x_j) = u_j$  는 미정계수 식으로 식의 해를 구하기 위해서는 추가 조건이 필요하며, 아래와 같은 직교성 조건을 고려한다.

$$\sum_{j=1}^N \alpha_j p(x_j) = 0 \quad (2)$$

식 (1)과 (2)에 의해

$$\begin{Bmatrix} \{u\} \\ \{0\} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} [A] & [P] \\ [P]^T & [0] \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \{\alpha\} \\ \{c\} \end{Bmatrix} \quad (3)$$

로 표현되며, 3차원 보간을 고려하는 경우

$$A = \Phi(\|\mathbf{x}_i - \mathbf{x}_j\|), \quad i, j = 1, \dots, N,$$

$$[P] = \begin{bmatrix} \begin{Bmatrix} 1 \\ 1 \\ \vdots \\ 1 \end{Bmatrix} & \begin{Bmatrix} x_1 \\ x_2 \\ \vdots \\ x_N \end{Bmatrix} & \begin{Bmatrix} y_1 \\ y_2 \\ \vdots \\ y_N \end{Bmatrix} & \begin{Bmatrix} z_1 \\ z_2 \\ \vdots \\ z_N \end{Bmatrix} \end{bmatrix}, \quad (4)$$

$$\{u\} = \begin{Bmatrix} u_1 \\ u_2 \\ \vdots \\ u_N \end{Bmatrix}, \quad \{\alpha\} = \begin{Bmatrix} \alpha_1 \\ \alpha_2 \\ \vdots \\ \alpha_N \end{Bmatrix}, \quad \{c\} = \begin{Bmatrix} c_1 \\ c_2 \\ c_3 \\ c_4 \end{Bmatrix}$$

$\{0\} = zero(\text{length } 4), \quad [0] = zero(4 \times 4)$  를 나타낸다. 따라서

$$\tilde{A} = \Phi(\|\mathbf{y}_i - \mathbf{x}_j\|), \quad i = 1, \dots, M, \quad j = 1, \dots, N \quad (5)$$

일 때

$$h = [\tilde{A} \ P] \begin{bmatrix} [A] & [P] \\ [P]^T & [0] \end{bmatrix}^{-1} \begin{Bmatrix} \{u\} \\ \{0\} \end{Bmatrix} \quad (6)$$

와 같이 구조의 변형이 유체 절점의 변형으로 보간된다.

사용한 기저함수는 Wendland[11]에 의해 도입된, 평탄도(smoothness)가  $c^2$ 인 함수로 아래와 같이 표현된다.

$$\begin{aligned} \Phi(\|\mathbf{x}\|) & \quad (7) \\ & = (1 - \|\mathbf{x}\|)_+^4 \times (4\|\mathbf{x}\| + 1) \in c^2 \end{aligned}$$

식에서  $(\cdot)_+$  는 양의 값인 경우 계산된 값, 음의 값이 되는 경우 영(zero)값을 사용함을 나타낸다. 효율적인 절점의 공간분할을 위하여 kd-tree를 사용하였다[10]. kd-tree는 공간분할 트리의 일종으로 빠른 공간 탐색을 가능하게 해주는 자료탐색기법으로 널리 사용되고 있는 방법 중 하나이다.

한편 식 (7)은 식 (8)과 같이 표현되고,

$$\{h\} = [G] \{u\} \quad (8)$$

공력격자에서 구해진 공력  $\{F_f\}$ 와 구조격자에 작용하는 등가하중  $\{F_s\}$ 의 관계에 가상일의 원리를 적용하면 식 (9)로 표현되고

$$\{\delta h\}^T \{F_f\} = \{\delta u\}^T \{F_s\} \quad (9)$$

식 (8)를 식 (9)에 대입하고 정리하면

$$\{\delta u\}^T ([G]^T \{F_f\} - \{F_s\}) = 0 \quad (10)$$

윗 식에서 인위적인 가상변위에 대하여 항상 성립하기 위해서는 아래의 식 (11)을 만족하여야 한다.

$$\{F_s\} = [G]^T \{F_f\} \quad (11)$$

식 (11)을 이용하여 공력격자에서 구한 공력하중을 구조격자의 하중으로 사상할 수 있다.

많은 절점 수에 의해 역행렬 계산 시 메모리 부족문제가 발생하는데 이를 해결하기 위해 도메인 분할기법을 사용하였다. 우선 구조모델에서 적정수의 절점을 선택하여 대표절점으로 선정한다. 유사하게 공력 모델의 절점을 적정수로 분할하여 그룹을 구성한다. 구조의 대표 절점 그룹을 이용하여 공력의 각 절점 그룹에 대하여 보간을 수행하고, 각 그룹의 전치보간행렬, 식(11)을 이용하여 구조 대표절점에 작용하는 하중을 각 그룹별로 계산하여 합산하면 대표 절점에 작용하는 하중으로 사상된다.

### 2.3 사용코드의 연계 방법

상용코드인 FLUENT, ABAQUS를 연계하고 Code-bridge를 이용한 보간 및 사상을 위한 파일 입출력 작성프로그램은 Fig. 3과 같이 작성되었다.

초기 작용하중을 구하기 위하여 FLUENT를 이용한 정상상태해석을 수행하고 이를 초기 값으로 이용 비정상 상태를 주어진 시간동안 해석한다.

현 주기에서 비정상 공력을 해석하고, ABAQUS에 의해 구해진 변위를 Code-bridge가 보간하여 결과를 공력해석용 모델좌표로 출력하여 주면, FLUENT에서 입력받아 형상을 최신화하며, 계산되어진 하중은 UDF를 이용하여 파일로 저장하고, 다음 해석주기를 계산한다. 이때 ABAQUS해석은 재 수행기법(restart method)을 이용하며, 모달 중첩법이 아닌 직접-해 동적해석기법(dynamic analysis procedures)을 적용하였다.

모든 계산은 Core-2 Quad CPU, 4.0 GB RAM을 장착한 개인용 컴퓨터(PC)를 이용하였다. CFD 해석에 1개의 CPU를 이용하고 나머지 한개의 CPU를 이용하여 FEM 해석 및 보간, 사상을 통한 입력 자료를 작성하도록 하였다.

### III. 해석 모델

해석 모델은 Fig. 1에 도시된 비행체에 사용가능한 형상을 선정하여 수행하였다. 항속거리 증대를 위하여 넓은 양력발생 면이 요구되나, 타시스템과의 간섭 및 장착공간에 의하여 형상제한을 받게 된다.

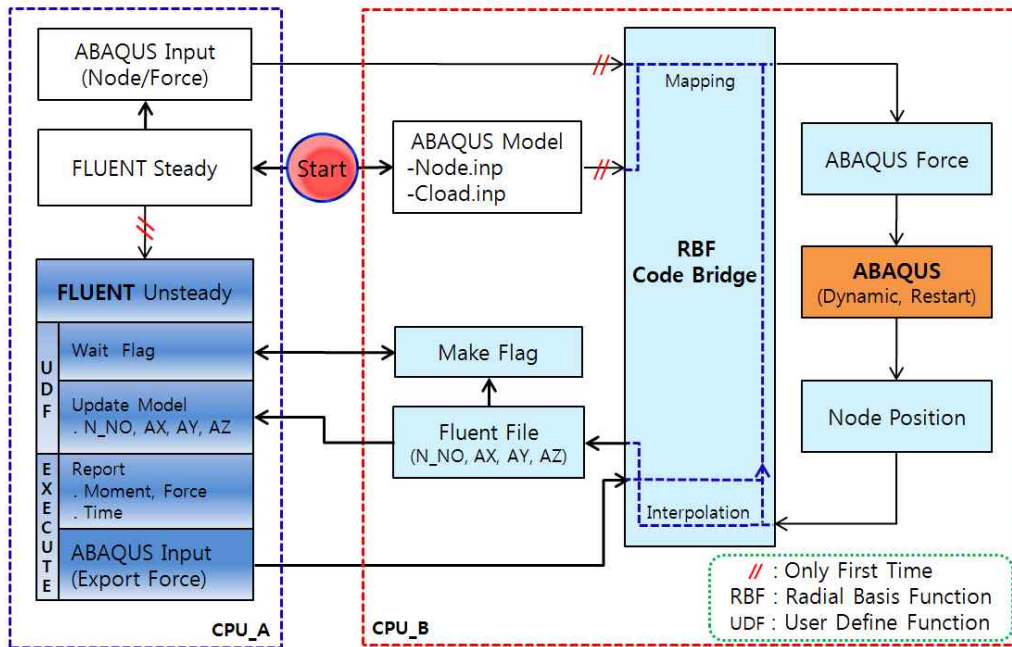


Fig. 3. Work flow for FSI using Code-bridge, FLUENT and ABAQUS

고려한 날개의 시위길이( $\bar{c}$ )는 0.2m 이며, 세장비는 15를 고려하였다. 날개내부에 장착되는 구성품의 형상을 고려하여 변형된 천음속 에어포일 형상을 고려하였다. 해석은 날개만을 고려하였으며, 중앙면에 대하여 대칭조건으로 해석을 수행하였다.

### 3.1 공력해석 모델

공력격자는 상용코드인 Gambit[12]을 이용하여 비정렬 격자계로 생성하였다. 날개 표면 경계층영역의 격자를 13개의 프리즘 층으로 구성하여 항력계산의 정확도를 높이고자 하였다. 완성된 모델의 표면 질점 수는 12,543개 이며, 총 격자수는 208,409개 이다. 아래의 Fig. 4는 대칭면 격자 및 프리즘격자의 형상을 보여주고 있다.

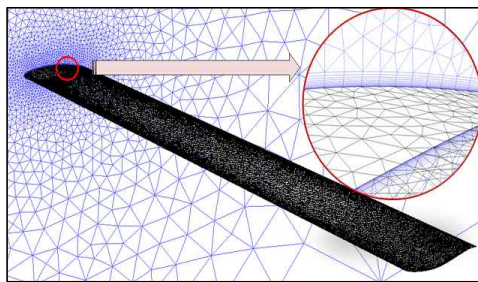


Fig. 4. CFD mesh for wing

### 3.2 구조해석 모델

유체-구조 연계해석시 구조해석 모델은 발생하는 오차를 줄이기 위해 최신화된 모델의 적용이 요구된다.

본 연구에서는 목표달성기법(goal-attainment method)을 이용한 다목적 최적화를 통하여 비행체 날개의 정적 처짐과 고유진동수 및 MAC(modal assurance criterion)차이를 최소화하는 모델최신화를 수행하였다.

MAC(modal assurance criterion)은 아래 식 (12)와 같이 표현되며[13],

$$MAC = \frac{((\Phi_t^T)_i (\Phi_a)_j)^2}{(\Phi_t^T \Phi_t)_i (\Phi_a^T \Phi_a)_j} \quad (12)$$

$\Phi$ 는 진동모드를 첨자 t는 시험, a는 해석을 표현한다. 모드형상간의 일관성을 나타내는 값으로 모드형상의 스케일 효과가 상쇄되어 1일 경우 모드가 일치함을 나타낸다.

유한요소 소프트웨어는 ABAQUS를 이용하고, 최적화는 MATLAB 소프트웨어의 최적화 모듈을 연계하여 사용하는 기법을 개발하였다[14]. 개발된 최적화 수행방법은 Fig. 5와 같다.

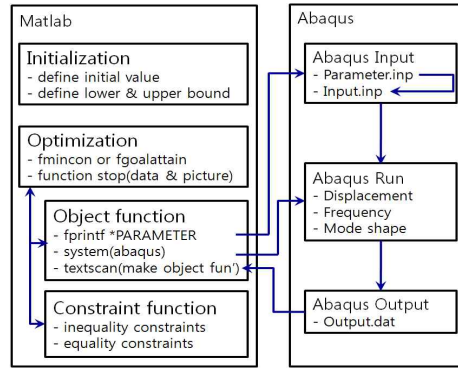


Fig. 5. Flow of optimization with MATLAB and ABAQUS

## IV. 연계기법의 검증

### 4.1 AGARD 445.6 Wing 모델

풍동시험 결과가 제시되어있는 AGARD 445.6[15] 날개의 3차원 플러터 해석을 수행하였다. 구조해석은 ABAQUS를 이용하였으며, 3차원 요소 C3D20R 및 C3D15을 이용하여 15x15, 6,674 개의 절점을 갖는 모델을 생성하였다. 생성된 모델은 설명된 목표달성기법을 이용한 진동수 최소화를 수행하는 최적화를 통하여 물성값을 결정하였다. 결정된 물성값 및 진동수를 Table 1에 표현하였다.

Table 1. Comparison of frequency and material properties

Items		Present	Ref.[16]	Exp[15]
Frequency (Hz)	1	9.25	9.46	9.60
	2	37.40	39.44	38.10
	3	51.74	49.71	50.70
	4	99.55	94.39	98.50
Weight (kg)		1.8627	1.693	1.8627
Material Properties (GPa, kg/m <sup>3</sup> )	$E_1$	3.9123	3.1511	
	$E_2$	2.5200	0.4162	
	$E_3$	0.3835	-	
	$\nu_{12}$	0.034	0.31	
	$\nu_{13}$	0.033	-	
	$\nu_{23}$	0.326	-	
	$G_{12}$	0.3293	0.4392	
	$G_{13}$	0.4090	-	
Remark		3D	2D	

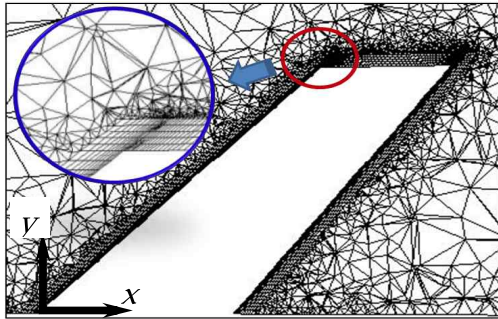


Fig. 6. CFD mesh with boundary layer and hybrid unstructured mesh

공력모델은 반경 6.7m로 이루어진 원방경계를 이용하여 모델링하였다. Fig. 6에 도시되었듯, 복합 격자를 이용하여 경계층을 구현하였다. 90,000개의 경계층 격자, 218,000개의 내부격자, 8,500개의 날개표면 격자로 구성되었다. 해석은 Spalart-Allmaras의 점성 모델을 이용한 Density based-implicity 해석기법을 이용하였다.

4.2 AGARD 445.6 Wing Flutter 결과

플러터 해석은 공력의 정상상태 해를 구하여 이를 초기입력으로 사용하였다. 참고문헌[15]에 표현된 풍동시험 중 마하수 0.499, 0.678, 0.901, 1.072 및 1.141을 고려하여 수행하였다.

Table 2는 공력해석을 위해 사용된 초기 값을 나타낸다.

Fig. 7은 Rayleigh 감쇠비중 재질에 의해 표현되는 재질감쇠( $\beta_R$ )의 비에 따른 날개 끝단 뒷전의 진동을 나타내고 있다. 고려된 감쇠비는 0.5%, 1.5% 및 3.0%이다. 그림에서 감쇠비의 차이에 의

Table 2. Initial boundary condition to FLUENT (2.5ft Weakened model 3)

Mach	Pressure ( Pa )		Temperature ( K )
	Operating	Gauge	
0.499	6370.76	30150.0	297.44
0.678	5539.75	11792.1	290.01
0.901	4275.71	3433.9	270.03
0.960	2935.06	1759.5	258.01
1.072	3164.89	911.35	257.52
1.141	5041.79	667.13	253.89

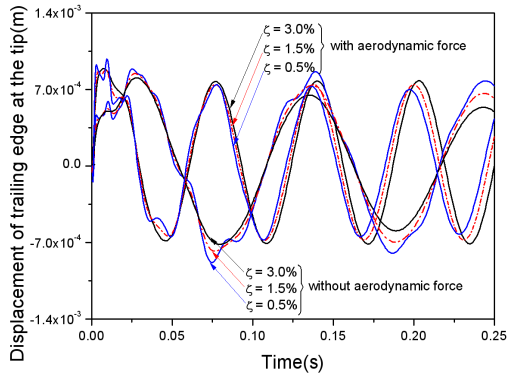


Fig. 7. Vertical displacements of trailing edge at the tip with/without structural damping

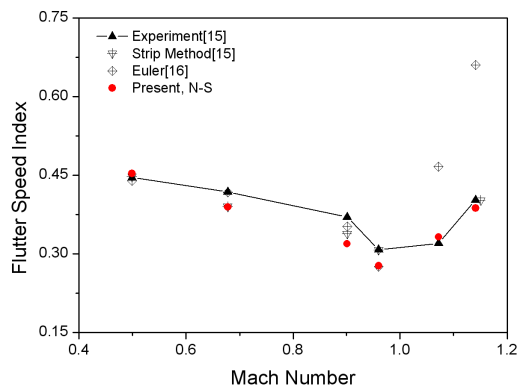


Fig. 8. Comparison of flutter predictions with experimental data

한 진동특성의 변화는 크지 않은 것으로 파악되었으며, 해석시 3%의 감쇠비[15]를 고려하였다.

Fig. 8은 아래의 식으로 표현되는 Flutter speed index[15]를 표현하였다.

$$Flutter\ Speed\ Index = \frac{V_f}{\omega_{t1} b \sqrt{\mu}} \quad (13)$$

여기서  $b$ 는 날개 root의 반 길이,  $\omega_{t1}$ 은 1차 비틀림 진동수  $\mu$ 는 질량비를 나타내고 있다. 해석시 step은 0.005초를 사용하고, FLUENT에서 10회의 sub-iteration을 수행하였다. 0.25초 계산을 위해 core-2 quad CPU, 4.0 Gbit RAM PC에서 25시간정도 소요되었다.

전반적으로 참고문헌[15]의 시험결과와 잘 일치하고 있으며, 천음속강하 현상도 잘 나타내고 있음을 알 수 있다.

## V. 해석 결과

### 5.1 각 코드의 해석 결과

#### 1) 정상상태 공력특성

활공하는 비행체가 최대의 비행거리를 얻기 위한 조건은 양항비가 최대일 때이다. 3차원 날개에 대하여, 양항비를 크게 하기 위해서는 날개의 세장비를 크게 하는 것으로 장착공간을 고려하여 결정하였으며, 비행영역이 고속의 영역까지 포함하기 때문에 날개의 익형은 천음속 익형(RAE2822)의 형상을 기본으로 하여, 날개내부에 장착되는 장치를 고려하여 두께를 수정하여 사용하였다.

Fig. 9는 RAE2822의 익형의 두께를 변형하였을 때 압력계수의 분포를 보여주고 있다. 해석은 마하수 0.73, 받음각은 3.19°이다. 시험 자료는 참고문헌[17]에 주어져 있으며 해석결과와 잘 일치하고 있다. 두께를 변형시킴에 따라 충격파가 발

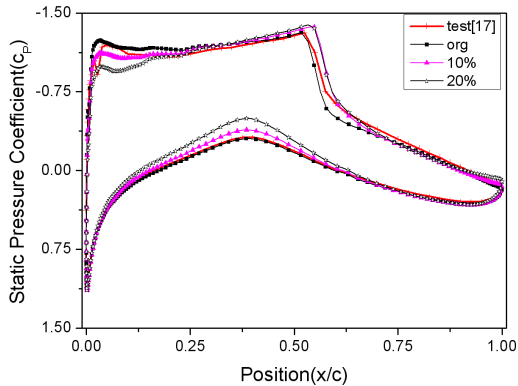


Fig. 9. Pressure coefficient variation with modification of airfoil '

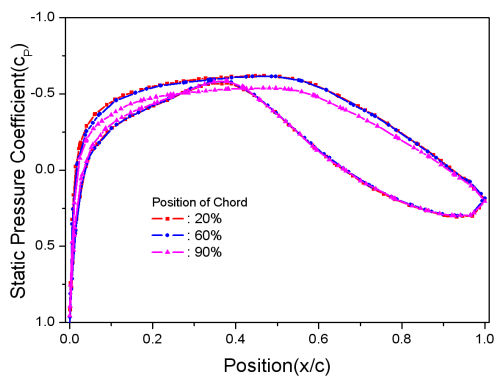


Fig. 10. Pressure coefficient with position of span to 3D wing

생하는 위치가 미소하게 날개의 후미쪽으로 이동하는 경향을 보이고 있다. 가로축에서 '0'은 앞전(leading edge), '1'은 뒷전(trailing edge)를 나타낸다.

Fig. 10에는 75도 전개된 3차원 날개의 20, 60 및 90% span 위치에서 chord 방향으로 작용하는 압력분포를 도시하였다. 해석은 마하수 0.4, 받음각은 0.0°이다.

#### 2) 구조해석 모델의 최산화 결과

해석 모델은 셀요소, 3D 솔리드요소, 빔요소 및 집중질량요소를 포함하고 있으며, 최적화는 각 부재의 두께 및 물성값을 고려하여 총 61개의 설계 변수에 대하여 목표달성기법을 사용하여 수행되었다.

수행결과는 Table 3 에 진동수 및 정적변위를 일치시킨 결과를, Table 4는 고려된 MAC의 결과를 도시하였다.

대각 항이 1인 경우 모드가 잘 일치함을 나타내는데, MAC을 포함한 목적함수로 최적화를 수행하는 경우가 시험과 가장 유사한 진동모드가 나타났다.

Table 3. Measured and analysis wing frequencies and displacement of glider's wing

Mode	f(Hz)			비고
	Test[14]	Initial	Update	
1	12.25	9.426	12.424	1 <sup>st</sup> bending
2	18.28	18.026	18.243	lead-lag
3	65.18	77.703	65.914	2 <sup>nd</sup> bending
4	145.38	132.61	144.31	torsion
5	-	195.06	173.13	3 <sup>rd</sup> bending
disp'(m)	0.036	0.0421	0.037	날개 끝단처짐

Table 4. MAC results of glider's wing with correlation of frequencies, static deformation and MAC

object function	Analysis				
	1	2	3	4	
with freq', disp', MAC	1	<b>0.972</b>	0.230	0.207	0.002
	2	0.119	<b>0.965</b>	0.160	0.001
	3	0.211	0.064	<b>0.987</b>	0.037
	4	0.017	0.001	0.040	<b>0.965</b>

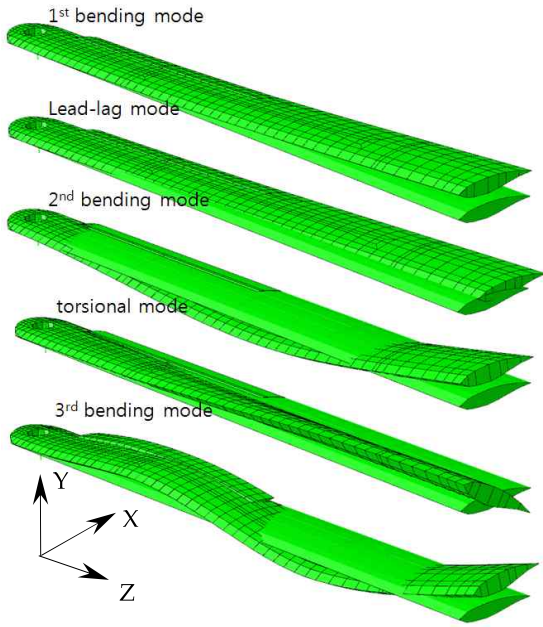


Fig. 11. Dynamic response results of glider's wing with correlation of frequencies, static deformation and MAC

공학적 가정 및 비선형성의 표현 한계 때문에 내재되는 해석모델의 차이를 최소화하기 위해 실험 데이터를 기반으로, 최적화기법을 이용한 모델 최적화를 수행하였다. 이를 위해 상용으로 사용되고 있는 ABAQUS 소프트웨어와 MATLAB 소프트웨어의 최적화 모듈을 연계하는 방법을 수립하고 활용하였다. 적용 결과 모델의 단순화에도 불구하고 시험결과인 정적처짐, 진동수 및 모드 형태가 잘 일치되는 해석모델을 얻었다.

Fig. 11은 진동수, 정적처짐 및 MAC을 고려하여 최종적으로 얻어진 동적 구조모델의 진동모드를 나타내고 있다. 개발된 MATLAB과 ABAQUS 연계한 최적화 기법은 잘 동작하였으며, 도출된 해석결과는 시험결과를 잘 반영하는 동적모델을 나타내었다.

5.2 공탄성 해석 결과

공탄성 해석은 마하수 0.4, 0.6, 0.8, 0.95에 대하여 해수면 고도를 고려하여 수행하였다. 본 비행체의 실제 운영 조건보다 과도한 조건으로 본 조건에서 플러터가 발생하지 않는 경우 실 조건에서 발생하지 않을 것으로 판단하였다.

해석은 우선 마하수 0.4에서 정상상태 해석을 수행한 뒤 이를 초기 상태로 고려하여 수행하였

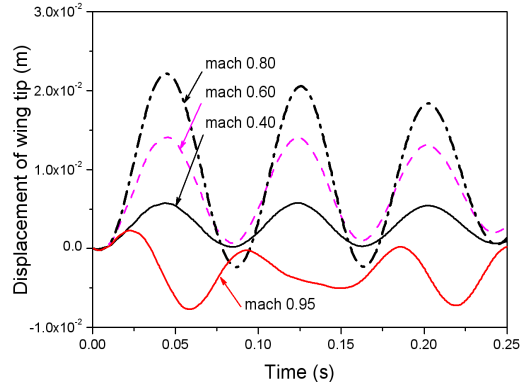


Fig. 12. Displacement of front wing tip with variation of Mach numbers

다. Fig. 10에 도시되어 있듯 날개 단면의 비대칭에 의하여 초기 과도운동을 만들기 위한 별도의 입력은 사용하지 않았다.

Fig. 12는 각 속도 조건에서 날개의 전방 끝단의 y축 방향 진동상태를 보여주고 있다. 마하수 0.4, 0.6, 0.8까지는 속도가 증가함에 따라 수직방향의 변위가 증가함을 보이고 있으나, 마하수 0.95에서는 다른 경우와 달리 진동형태가 독특하게 표현되었다. 분석 결과 에어포일 특성에 따라 마하수 0.8 이후 날개에 작용하는 양력에 비하여 항력이 급격하게 증가하여 진동해석시 표현되었던 lead-lag 모드, x축 방향의 큰 변형에 요인된 것으로 파악되었다. 고려된 모든 속도 조건에서 진폭의 크기는 시간 증가에 따라 수렴하는 경향성을 갖는 것으로 표현되어 되었으며 플러터에 대한 안정성이 있는 것으로 판단된다.

Fig. 13은 마하수 0.8 및 0.95일 때 각 방향 총 하중의 크기를 나타낸다. 그림에 도시되어 있

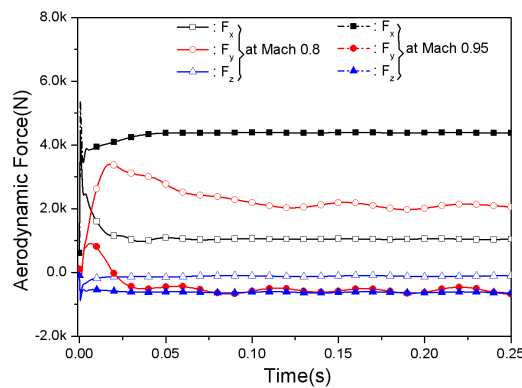


Fig. 13. Aerodynamic force with variation of Mach numbers



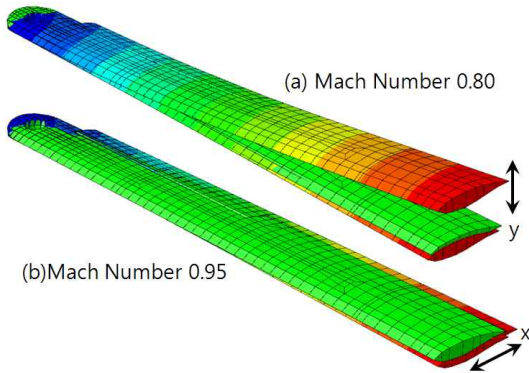


Fig. 14. Displacement of wing tip in ABAQUS with variation of Mach numbers

듯 마하수 0.95시  $F_x$ 의 하중이 4,000N 정도로 마하수 0.8 시 1,000N에 비해 4배의 하중 증가량이 발생하였다. 이는 x축 방향의 변위를 유발하며 날개의 양력발생 크기를 크게 저하 시키고 있다.

Fig. 14는 마하수0.8 및 0.95에 대하여 시간 0.125 및 0.16 에서의 날개 끝단의 처짐을 보여주고 있다. 앞에서 설명되었듯 항력의 증가에 의해 날개 끝단에서 y 방향 변위보다도 x 방향 변위가 마하수 0.95에서는 크게 발생하는 것을 볼 수 있다. 마하수 0.95에서 플러터는 발생하지 않았으나, 공력특성은 크게 저하되어 속도 에너지에 대한 활공성능은 크게 이득 되지 않을 것으로 예측된다.

### VI. 토의 및 결론

상용 소프트웨어를 이용한 유체-구조 연계해석을 위하여 구조변위를 보간하여 유체해석 입력자료로 변환하며, 유체해석 결과인 하중을 구조해석 입력으로 사용토록 하기 위한 사상(mapping)을 수행하는 연계 소프트웨어 Code-bridge를 개발하였다. 또한 연계해석을 위해서 필수적으로 요구되는 동적 구조모델의 최신화 방법에 대해서도 상용소프트웨어를 연계하여 수행하는 방법에 대하여 고찰, 개발 완료하였다.

개발된 소프트웨어의 검증을 위하여 AGARD 445.6 날개를 이용한 플러터 해석을 수행하였으며, 시험 결과와 비교하여 플러터 경계를 잘 예측함을 보였다.

개발된 해석기법을 공대지 활공체의 날개 해석에 적용하였으며, 운용 범위 내에서 플러터의

미 발생을 확인하였다. 한편 익형의 특성상 천음속 영역에서 큰 항력 증가현상이 발생하며, 이는 공력 특성을 크게 저해하는 것으로 나타났다.

개발된 유체-구조 연계해석 기법(Code-bridge)은 더욱 요구되어지는 실제현상을 모사하고자 하는 여러 분야의 해석 tool로 사용분야가 확대될 것으로 판단된다.

### 참고문헌

- 1) M. Gluck, M. Breuer, F. Durst, A. Halfmann, and E. Rank, "Computation of fluid-structure interaction on lightweight structures", J. of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics, vol. 89, pp. 1351~1368, 2001.
- 2) R. Kamakoti, W. Shyy, "Fluid-Structure Interaction for Aeroelastic Application", Progrss in Aerospace Sciences, Vol. 40, pp. 535-558, 2004.
- 3) J. M. Hasik, "GPS at War: A Ten-year Retrospective", Proceedings of the ION GPS, Salt Lake City, Utah, pp. 2406~2417, 2001.
- 4) C. D. Soo, K. S. Gook, K. B. Kon, P. S. Hyun, C. M. Hyo, L. D. Ho, L. K. Tae, J. S. Moon, "Static Aeroelastic Analysis for Aircraft Wings using CFD/CST Coupling Methodology", KSAS International Journal., Vol. 35, No. 4, pp. 287-294, 2007.
- 5) M. H. L. Hounjet, J. J. Meijer, "Evaluation of Elastomechanical and Aerodynamic data Transfer Methods for Nonplanar Configurations in Computational Aeroelastic Analysis", National Aerospace Laboratory NLR, NLR-TP-95690U, 1995.
- 6) M. J. Smith, D. H. Hodges, "Evaluation of Computational Algorithms Suitable for Fluid-Structure Interaction", Journal of Aircraft, Vol. 37, No. 2, pp. 282-294, 2000.
- 7) 이기두, 박광수, 박영근, 주영식, 강인모, 정상준, 신동호, 윤형식, "일반폭탄용 비행보조체", 국내특허, 특허 제10-0618438호, 2006.
- 8) FLUENT 6.3 User's Guide, Fluent Inc, [http://www.fluentusers.com/fluent/doc/doc\\_f.htm](http://www.fluentusers.com/fluent/doc/doc_f.htm)
- 9) ABAQUS 6.6 Analysis User's Manual, <http://www.abaqus.com/>

- 10) K. D. Lee, Y. S. Lee, D. Y. Lee and D. S. Kim, "A Study on the Effective Interpolation Methods to the Fluid-Structure Interaction Analysis for Large-Scale Structure", J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 37, No. 5, pp. 433~441, 2009.
- 11) H. Wendland, "Piecewise Polynomial, Positive Definite and Compactly Supported Radial Basis Functions of Minimal Degree", Advances in Computational Mathematics, Vol. 4, 389~396, 1995.
- 12) GAMBIT 2.4 User's Guide, [http://www.fluentusers.com/gambit/doc/doc\\_f.htm](http://www.fluentusers.com/gambit/doc/doc_f.htm)
- 13) R. J. Allenmang, "The Modal Assurance Criterion-Twenty Years of Use and Abuse", Sound and Vibration, Vol. 37, No. 8, pp. 14~23, 2003.
- 14) K. D. Lee, Y. S. Lee, D. S. Kim and D. Y. Lee, "A Study on Updating of Analytic Model of Dynamics for Aircraft Structures Using Optimization Technique", J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 37, No. 2, pp. 131~138, 2009.
- 15) E. C. Yates, "AGARD Standard Aeroelastic Configurations for Dynamic Response Candidate Configuration I-Wing 445.6", NASA TM 100492, 1987.
- 16) R. J. Beaubien, F. Nitzsche, and D. Feszty, "Time and frequency domain solutions for the AGARD 445 wing", Paper IF-102, IFASD (International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics), 2005.
- 17) P. H. Cook, M. A. McDonald, and M. C. P. Firmin, "AEROFOIL RAE 2822 Pressure Distribution and Boundary Layer and Wake Measurements", AGARD Advisory Report No. 138, 1979.