

論文

DOI: <http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2011.39.9.823>

외부 장착물 형상에 따른 F-5 항공기 수평미익의 공탄성 특성 예측

이기두*, 이영신**, 이대열*, 김인우*, 이인원*

The Prediction of Aeroelasticity of F-5 Aircraft's Horizontal Tail with Various Shape of External Stores

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

ABSTRACT

According to the development of loading equipments, it is usual to change or replace the existing stores. It has been known that pylon-mounted under stores strongly affect aircraft dynamics characteristics due to the change of aerodynamics. To predict the aerodynamics and aero-elasticity is essentially requested with considering the configuration and shape of external stores during the development of aircraft and/or external stores.

In this paper, computational fluid dynamics and computational structure dynamics interaction methodology are applied for prediction of aerodynamic characteristics for F-5 aircraft's horizontal tail with various shape of external stores. FLUENT and ABAQUS were used to calculate fluid and structural dynamics. Code-bridge was made base on the globally supported radial basis function to execute interpolation and mapping. As a result, even though the aeroelasticity of the horizontal tail slightly changes according to the shape of external store, the flutter was not occurred at the considered flight conditions in this study.

초 록

항공기 탑재 장비의 발달에 따라서 기존 운용 중인 항공기에 새로이 개발된 외부장착물을 추가하거나 교체하는 경우가 빈번히 발생하고 있다. 외부 장착물의 추가 및 변경은 기존 항공기의 전체적인 공력특성을 심각하게 변화시킬 수 있다. 따라서 요구되는 장착물 배열, 형상에 따른 유동 및 공탄성 현상의 파악은 항공기 개발단계 및 항공무장의 추가적인 개발 시 필수적으로 요구된다.

본 연구는 유체-공력 연계기법을 이용, 외부장착물의 형상에 따른 F-5 항공기 수평미익의 공탄성 특성변화에 대하여 검토하였다. 공기력 계산을 위하여 FLUENT 코드를, 구조동특성 해석을 위하여 ABAQUS 코드를 사용하였으며, 전역지지 방사기저함수를 적용한 Code-bridge를 이용하여 입력 자료의 보간 및 사상을 수행하였다. 해석 결과 고려된 비행 조건에서 외부장착물의 형상에 따른 수평미익의 공탄성 특성에 미소한 차이는 있었으나 플러터는 발생하지 않는 것으로 나타났다.

Key Words : Horizontal Tail(수평미익), Fluid-Structure Interaction(FSI, 유체-구조 연계 기법), Code-bridge(FSI 연계 s/w), Gliding object(활공비행체), Radial Basis Function(방사기저함수)

† 2011년 1월 18일 접수~2011년 8월 12일 심사완료

* 정회원, 국방과학연구소

** 정회원, 충남대학교 기계설계공학과

교신저자, E-mail : leeys@cnu.ac.kr

대전광역시 유성구 궁동

I. 서 론

공력하중을 받는 모든 비행체는 플러터가 발생할 수 있으며, 이는 급격한 진동 발산으로 구

조 파손에 이르기 때문에 비행안전을 위하여 반드시 점검해야 할 요소이며 항공기의 진동 및 공탄성 안전성에 대한 공학적 검토와 입증의 필요하다[1].

항공기 탑재장비의 발달에 따라서 기존 운용 중인 항공기에 새로이 개발된 전자 교란 장치, 적외선 탐지장비, 공대지/공대공 미사일 등의 외부장착물을 추가하거나 교체하는 경우가 빈번히 발생하고 있다. 외부 장착물의 추가 및 변경은 기존 항공기의 전체적인 공력특성을 변화시키고, 이로 인해 비행성능 및 조종 안정성의 변화를 초래할 수도 있다[2]. 더욱이 초음속 기동을 하는 전투기의 경우 외부장착물의 위치 및 배열에 따라 유동상태는 심각하게 변화될 수 있다. 따라서 장착물 자체의 공탄성 특성뿐 아니라, 요구되는 장착물 배열, 형상에 따른 유동 및 공탄성 현상의 파악은 항공기 개발단계 및 항공무장의 추가적인 개발 시 필수적으로 요구된다.

유체-구조 연계(FSI)해석의 경우 외부 공기력의 작용에 따라 구조변형이 발생되고, 다시 공력의 변화를 유발시키게 되므로, 공기력과 구조변형의 반복적인 계산을 수행하여야 한다. 이러한 연계 방법은 해석에 따라 단일방식(monolithic approach)과 분리방식(partitioned approach)으로 구별되며 [3], 독립된 해석방법을 사용하는 분리방식은 결합 방법에 따라 강결합(strongly couple)방식과 약결합(loosely couple)방식으로 구분된다. 강결합 방식은 매 해석 시 유체와 구조를 연계하고, 약결합 방식은 일정시간(time step)에 한 번씩 연계하여 자료를 교환하는 방법으로 해석을 수행한다. 분리방식은 기존에 검증된 각각의 프로그램을 그대로 사용할 수 있으며, 다양한 문제에 적용할 수 있다는 장점을 갖는다[4, 5]. 분리방식의 유체-구조 연계해석의 흐름은 일반적으로 Fig. 1과 같이 표현된다[6].

본 연구에서는 외부장착물의 형상에 따른 F-5 항공기 수평미익의 공탄성 특성을 파악하기 위하

여 상용 코드인 FLUENT[7]와 구조비선형 해석 상용코드인 ABAQUS[8]를 약결합 방식으로 사용하였다. 해석은 운용 중인 형상과 수정된 형상에서의 거동을 비교하기 위하여 마하수 1.0, 해수면 고도를 고려하여 수행하였다. 공력의 비정상상태에서 자료교환을 위하여 코드에서 제공하는 사용자 인터페이스 함수(User Define Function : UDF)를 이용하였다. 계산된 하중 및 변위결과를 다시 입력 자료로 사용하기 위하여 보간 및 사상이 필요하며, 이를 위하여 전역지지(globally support) 방사기저함수(radial basis function)를 이용한, 자체 작성된 Code-bridge[9] 소프트웨어를 이용하여 보간 및 가상일 원리를 이용한 사상을 수행하였다.

II. 유체-구조 연계 기법

2.1 공학 소프트웨어를 이용한 연계

공학 소프트웨어 FLUENT와 ABAQUS를 연계하고 방사기저함수(RBF)를 이용한 보간 및 사상을 수행하는 프로그램은 Fig. 2와 같이 작성되었다.

초기 작용하중을 구하기 위하여 FLUENT를 이용하여 정상상태 해석을 수행하고, 이를 초기 값으로 비정상 상태를 주어진 시간 동안 해석한다. 현 주기에서 비정상 공력을 해석하고 계산되어진 하중을 FLUENT의 UDF를 이용하여 파일로 저장하며, ABAQUS에 의해 구해진 변형을 이용한 방사기저함수 보간 결과를 공력해석용 절점번호 및 3축 좌표로 입력받아 형상을 최신화 하고, 다음 해석주기를 계산한다. 초기의 구조형상 및 공력 형상은 계속적으로 보관하고 있으며, 계산에 의해 변형된 구조형상을 이용하는 보간을 수행하여 변형된 공력 모델을 구한다. 이때 계산된 공력 하중은 사상기법에 의하여 구조하중으로 변형된다. ABAQUS는 하중입력에 따라 해석주기별로 동적해석을 수행하게 된다.

ABAQUS해석은 재 수행기법(restart method)을 이용하며, 모달중첩법이 아닌 직접-해 동적해석기법(direct-solution 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 한 개의 CPU를 이용하여 FEM 해석 및 보간, 사상을 통한 입력 자료를 작성하도록 하였다.

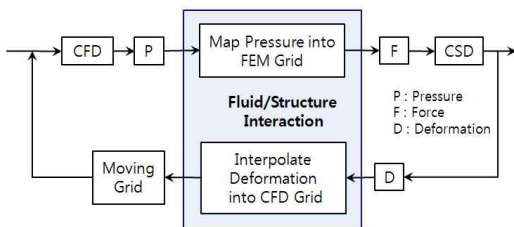


Fig. 1. Work flow of analysis with loosely coupled fluid-structure interaction[6]

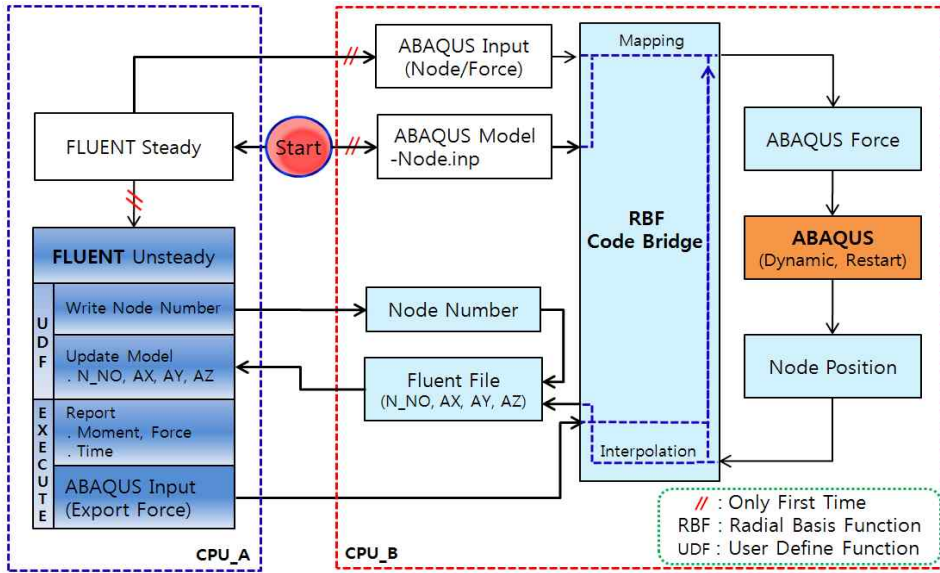


Fig. 2. Work flow for FSI by using RBF, FLUENT and ABAQUS

Fig. 2에서 N_No는 공력모델 내부에서 사용되는 변형된 형상을 정의하는 절점의 번호이며, AX, AY, AZ은 보간에 의해 구해진 변형된 공력형상의 절점 좌표를 나타낸다. 비정상상태의 해석에서 계산된 공력값은 계산 주기마다 계산이 완료된 후 사용자의 요구에 의한 실행을 통하여 공력의 절점하중으로 기록하도록 되어 있다.

2.2 유체-구조 보간 및 사상기법

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

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

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

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

$\{0\} = zero (length 4), \quad [0] = zero (4 \times 4)$ 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 전역지지 기저함수는 Gaussian함수로 아래와 같이 표현된다.

$$\Phi(\|\mathbf{x}\|) = e^{-\epsilon^2 \|\mathbf{x}\|^2} \quad (7)$$

형상계수 ϵ 의 증가에 따라 연계성이 특정 위치(0, 0)로 집중되는 특성을 나타낸다[10]. 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 만족하여야한다.

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

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

많은 절점 수에 의해 식 (6)의 역행렬 계산 시 메모리 부족현상 및 과도하게 요구되는 계산시간 문제를 해결하기 위해 절점분할기법을 적용하였다. 우선 구조모델에서 하중의 작용위치, 변형된 형상의 형태, 공력절점의 분포 등을 고려하여 적절한 수의 절점을 선정하고 구조모델의 대표절점으로 결정한다. 한편 공력 모델의 절점은 위치에 대하여 불규칙하게 적절한 수로 분할하여 그룹을 구성한다. 구조의 대표절점 그룹을 이용하여 공력의 각 절점 그룹에 대하여 개별적으로 보간을 수행 하고, 각 그룹의 전치보간행렬, 식(11)을 이용하여 구조 대표 절점에 작용하는 하중을 각 그룹별로 계산한다. 식(12)와 같이 합산하면 구조의 대표절점에 작용하는 하중으로 사상된다.

$$\{F_s\} = \sum_{k=1}^p [G]_k^T \{F_f\}_k \quad (12)$$

여기서 p 는 분할된 그룹의 개수이다.

거대 구조물의 보간을 위하여 제안된 방법을 이용하는 경우 추가적인 계산시간은 소요되지만 메모리 부족현상은 발생하지 않는다. 이 방법은 절점을 분할하여 사용하므로 국부적인 고려보다는 전체를 고려하는 전역지지 보간함수의 사용이 적절하다[11]. 한편 절점의 좌표값은 최대크기를 1로 정규화(normalize)를 수행하여 사용하였다.

III. 모델 및 기본해석

3.1 공력분야

1) 공력모델

본 연구에서 고려한 항공기의 기본 모델은 동

체 중앙에 300 gallon 연료탱크가 장착되고 주 날개에는 한 개의 파일론(pylon)과 날개 끝에 미사일 발사대(rail launcher)가 장착된 형상이다. 수평미의 장착부는 독립된 구역(zone)으로 설정하고 나머지 공간은 다면체 격자(polyhedral mesh)로 공력해석 격자를 작성하였다.

주 날개에 장착되는 외부 장착물은 275 gallon 연료탱크, 활공비행체, CBU-58을 각각 고려하였다. 계산 시간 및 관심사항을 고려하여 항공기의 좌측 반쪽형상을 모델링하였다. 외곽 경계조건은 면 대칭과 반경 100 m인 반구에 대하여 원방경계조건(far-field boundary condition)을 고려하였으며, 엔진 입구 및 출구에서의 이상 유동 발생을 방지하기 위하여 외곽경계와 동일한 경계조건으로 고려하였다. Fig. 3과 4는 파일론만 장착된 항공기의 기본형상 및 외장에 대한 모델링 결과를 보이고 있다.

연료탱크의 크기는 ϕ 0.55 m \times L 4.24 m 이며 3개의 꼬리 날개가 있다. CBU-58의 크기는 ϕ 0.41 m \times L 2.16 m 이고 항력을 증가시키는 핀(fin)으로 구성된 4개의 꼬리 날개가 있다.

활공비행체의 크기는 ϕ 0.4 m \times L 2.54 m 이며, 4개의 꼬리 날개가 있고, 기존 폭탄(MK-82)에 활공 거리 증대 및 정밀유도를 위한 키트(kit)가 장착된 형태이다.

수평미의 페이브 격자로 제작된 공력모델의 주요 특성을 정리하면 Table 1과 같다. 표에서 Mixed 매쉬는 삼각뿔, 사각뿔 및 육면체 매쉬로

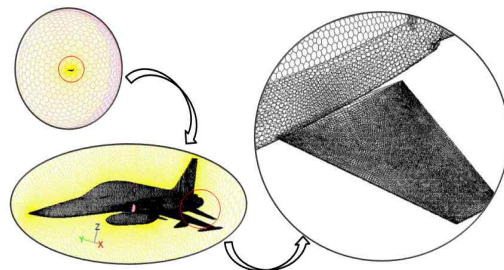
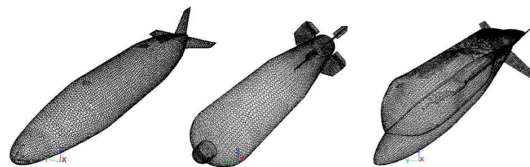


Fig. 3. Basic configuration with center fuel tank and in-board pylon



(a) Fuel tank (b) CBU-58 (c) Gliding object

Fig. 4. Considered external stores

Table 1. Information of CFD model with various external stores

Configuration	Volume Cell		Surface mesh		Total node
	Polyhedral	Mixed	Polygonal	Pave	
Pylon only	139,137	340,984	45,217	16,773	758,095
Fuel tank	167,901	340,984	53,788	16,773	851,237
CBU-58	207,261	340,984	66,719	16,773	987,088
Gliding object	213,394	340,984	68,624	16,773	999,341

구성된 수평미익 구역이다. 항공기 동체는 경계층을 생성하지 않았으며, 주 날개 및 외부 장착물에는 단층의 경계층을 두어 수렴성을 높이도록 하였다. 형상의 복잡성에 따라 요소 및 절점의 수를 증가시켜 모델링하였다.

2) 정상상태 공력특성

비행 운용속도를 고려하여 마하수 1.0에서 각 형상에 대한 비점성 및 점성(Spalart-Allmaras 1 차식 model)을 고려한 유동해석을 수행하였다. 받음각 2.5°, 해면고도로 가정하여 압력(total pressure) 101,325 Pa, 온도 288.15 K에 대하여 해석을 수행하였다. 해석은 운용 마하수를 고려하여 밀도기준, 내연적(implicit) 수치기법을 이용하였다.

Fig. 5는 파일론만 장착된 기본형상에 대하여 비점성 상태의 해석 결과를 나타낸다. 최대 정압은 항공기 엔진 흡입구 옆의 동체 부분에서 발생하고 있다.

본 연구에서 고려한 형상에 대한 전체 결과는 Table 2와 같다. 날개의 진폭을 발생시키는 z-방향 하중은 모든 경우에서 점성을 고려하지 않은 경우가 점성을 고려한 경우보다 더 크게 계산되

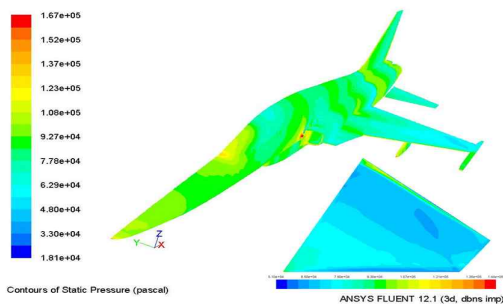


Fig. 5. Steady state results of static pressure for basic configuration with Euler equation at $M_{\infty}=1.0$, $H=0.0$ m and $\alpha=2.5^\circ$

Table 2. Results of steady state with various configurations, analysis methods and mesh types

Configuration	Method	Static pressure	Moment(N-m)	Force(N)
Pylon only	Euler	1.44 $e+5$	x : -21271.65 y : -215776.6 z : 52121.74	x : 603.520 y : 4143.95 z : 17205.0
	N-S (S-A)	$1.35e+5$	x : -18606.61 y : -184668.0 z : 54477.68	x : 400.700 y : 4347.86 z : 14177.6
Fuel tank	Euler	1.46 $e+5$	x : -21106.23 y : -210844.8 z : 54070.93	x : 364.450 y : 4332.09 z : 16745.1
	N-S (S-A)	$1.36e+5$	x : -18439.62 y : -180953.4 z : 56136.58	x : 176.95 y : 4508.41 z : 14452.1
CBU-58	Euler	1.61 $e+5$	x : -27274.56 y : -261367.7 z : -13253.63	x : 804.300 y : -1123.9 z : 20859.2
	N-S (S-A)	$1.54e+5$	x : -23434.47 y : -220071.0 z : -10036.51	x : 631.590 y : -855.96 z : 17638.7
Gliding object	Euler	1.44 $e+5$	x : -25347.78 y : -241077.0 z : -20144.76	x : 928.780 y : -1690.9 z : 19202.8
	N-S (S-A)	$1.32e+5$	x : -19029.78 y : -171456.6 z : -1713.220	x : 408.28 y : -1293.3 z : 13766.

었다. 이는 상부날개 뒷전 부위에서 점성을 고려하지 않는 경우 보다 빠른 충격파의 발생으로 인해 야기된 것으로 판단된다. 따라서 공탄성 특성 해석은 비점성을 기본으로 수행하였다.

고려된 외부 장착물은 크기 및 형상이 서로 상이한 상태(Fig. 4 참조)이며, 수평미익에 발생하는 z-방향의 하중 크기는 CBU-58, 활공비행체, 연료탱크의 순으로 작아진다. 이 결과는 단순한 크기와의 상관성 보다는 형상의 복잡성에 의한 공기흐름의 영향에서 기인된 것으로 보인다. 한편 외부 장착물이 없는 단순 파일론만 장착된 상태에서의 z-방향 하중이 연료탱크가 장착된 상태에서의 z-방향 하중보다 크게 계산되었다.

3.2 구조분야

1) 구조모델

본 연구에서는 Fig. 6의 형상과 같은 F-5 수평미익에 대하여 해석을 수행하였다. 구조물에 쓰인 재질은 Al 7075-T6, Al Alloy 5052-H39, Al Alloy 2024-T6 및 알루미늄 하니콤(aluminum honeycomb)으로 파악되었으나[12], 도입된 항공

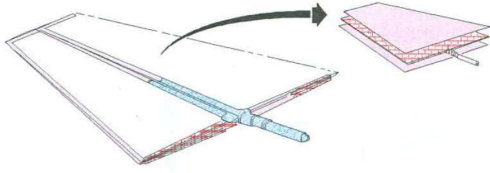


Fig. 6. Configuration of typical horizontal tail

기로 세부적인 형상자료를 구하기 어려운 상태이다. ABAQUS에서 고유진동해석을 위해 만든 수평미익의 유한요소모델에 사용된 전체 절점 수는 1,328개 요소는 1,980개이며, 회전축 표현을 위한 B31, 하니콤 표현을 위한 C3D6와 C3D8, 스킨을 표현하기 위한 S4R5와 STRI3로 5가지 종류의 요소를 적용하였다.

2) 구조해석 모델의 최적화를 통한 최신허 결과

설계목표값과 가중치를 이용하여 단일목적함수로 변환하여 계산을 수행하는, 목표달성기법(goal attainment method)을 사용하였다.

목적함수는 3차까지의 진동수 및 중량이며, 이를 만족할 수 있도록 선택한 설계변수는 Table

Table 3. Optimization results of design variables of horizontal tail

Property		Initial value	Selected value
Al Metal	Elastic modulus (GPa)	E_{11}	73.0
	Poisson ratio	ν_{12}	0.33
	Density (Kg/m ³)	ρ	2780
Aluminum honeycomb	Elastic modulus (GPa)	E_{11}	0.28
		E_{22}	1.39
		E_{33}	1.41
	Poisson ratio	ν_{12}	0.33
	Shear modulus (GPa)	G_{12}	0.15
		G_{23}	0.00172
G_{13}		0.0614	
Density (Kg/m ³)	ρ	36.8	
Thickness	Spar (m)	Front	0.0025
		Center	0.004
		Rear	0.0026
	Rib (m)	Root	0.0195
		Tip	0.002
Weight	kg	63	135

Table 4. Analysis results compared with EGLIN GVT data

Mode	EGLIN		Analysis[13]		Present	
	Mode	Hz	Mode	Hz	Mode	Hz
1st bending	1	18.52	1	17.69	1	18.52
1st torsion	3	50.20	2	48.40	2	50.20
2nd bending	5	70.69	4	68.42	4	70.69

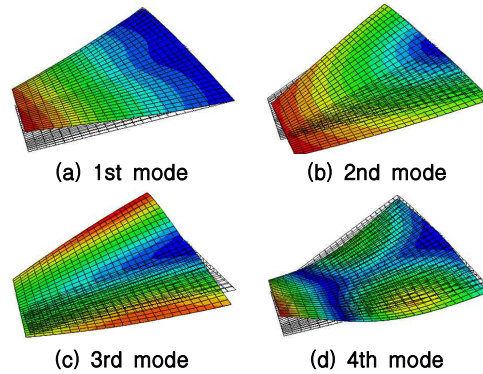


Fig. 7. Vibration modes of horizontal tail

3에 표현되었듯이 총 10개이며, 해석결과는 Table 4와 같다.

시험과 동일한 모드에서 진동수를 얻을 수는 없었으며, Table 4와 같이 시험과는 다른 모드에서 진동수를 고려한 결과이다. 이는 시험 시 경계 조건의 불확실성 또는 시험결과에서 인접모드의 생략 등에 의해 차이가 발생한 것으로 판단된다. 구해진 변수값에 의한 진동 모드형태는 Fig. 7과 같다. 2차 모드와 3차 모드는 모두 비틀림 모드이며 진동수의 크기도 유사하다.

IV. 공탄성 해석 결과

4.1 해석 기본조건

이용된 동적 구조해석은 모달 중첩법(modal superposition)을 이용한 선형해석이 아닌, 직접적분법(direct integration)을 이용하고 있으므로 충분히 많은 모드를 고려하기 위하여 1주기 시간을 0.0005초로 사용하였으며, 이것은 1000 Hz 고차모드까지 고려함을 의미한다. 구조댐핑(β_R)은 1.0 %를 고려하였다.

한편 구조해석 시 주기 내 시간 증분은 자동 옵션(HAFTOL)을 이용하였으며, CFD 해석 시 1주기 내 반복회수를 결정하기 위하여 회수에 대

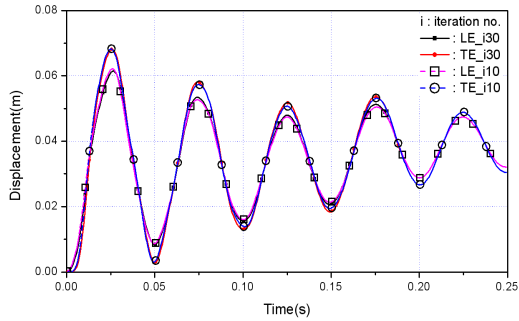


Fig. 8. Time response of wing tip displacement with various iteration numbers at $M_{\infty}=1.0$, $H=0.0$ m and $\alpha=2.5^\circ$

한 영향성을 검토하였다. 파일론만 장착된 형상에서, 해면고도, 마하 1.0 상태에서 반복회수 10과 30에 대한 결과를 Fig. 8에 도시하였다. 진폭의 형태나 시간반응이 아주 유사한 형태를 나타내고 있다. 주기 내 많은 반복계산이 오차를 줄이는 효과가 있을 것으로 예상되나, 이는 전체 계산 소요시간에 연관되며, 효율적인 해석을 위하여 본 연구에는 10회의 반복회수를 사용하였다.

4.2 외장형상에 따른 해석 결과

해석은 운용중인 형상과 수정된 형상에서의 거동을 비교하기 위하여 Mach1.0, 해수면고도를 고려하여 수행하였다.

1) 파일론만 장착된 상태의 공탄성 특성

외부장착물 장착에 따른 공탄성 특성을 파악하기 위하여 장착물이 없는, 단순히 파일론만 장착된 형상에 대하여 우선적으로 검토하였다.

Fig. 9는 해면고도, 마하 1.0 상태에서의 수평미익 앞전 및 뒷전의 끝점에서의 z-방향 진동상태를 나타내고 있다. 그림에 도시되었듯 구조해

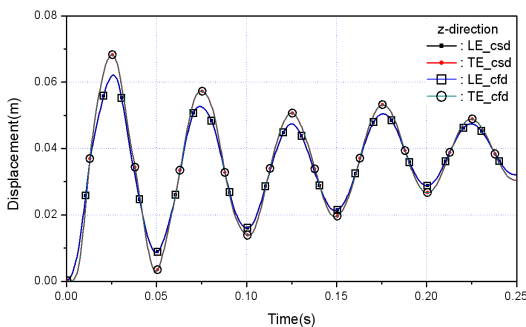


Fig. 9. Displacement response of wing tip on out-of-plane direction with pylon only

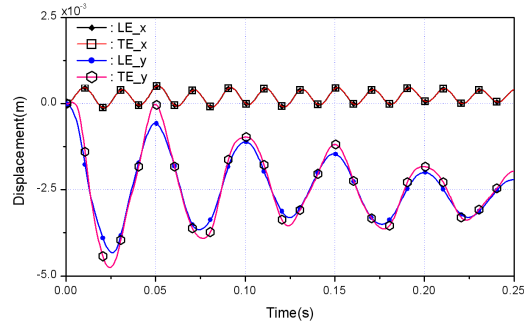


Fig. 10. Displacement response of wing tip on in-plane direction with pylon only

석에 의한 절점 변위가 유체해석 모델에 잘 반영되어 있음을 알 수 있다. 진폭은 계속적으로 감소하고 있으며, 플러터 발생의 위험은 없는 것으로 파악된다. 실제 F-5 전투기 운용교범에도 더 큰 마하수까지 운용 가능한 것으로 표현되어 있다.

Fig. 10은 앞전 및 뒷전 절점의 x, y-방향 변위를 보이고 있다. 미익의 뒷전 절점이 앞전 절점에 비해 진폭이 크게 나타났으며, 주파수 결과 3차 진동수까지 명확히 파악되었다.

각각 21.2 Hz, 47.6 Hz, 68.7 Hz를 나타내었다. 초기 구조 자유진동수(18.5 Hz, 50.2 Hz, 70.7 Hz)와 약간의 차이를 보이고 있는데, 이는 공력에 의한 댐핑변화의 영향이다. z-방향의 진폭은 1차 굽힘모드에 큰 영향을 받고 있으며, y-방향 진폭이 x-방향 진폭에 비해 큰 이유는 상대적으로 큰 z-방향 진폭의 영향을 받기 때문이다.

2) 연료탱크 장착 상태의 공탄성 특성

Fig. 11에 도시되었듯 구조해석에 의한 절점 변위가 유체해석 모델에 잘 반영되고 있다. 진폭

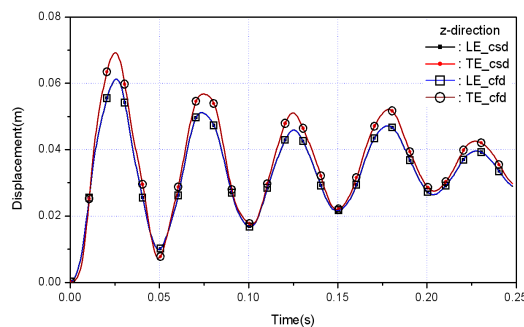
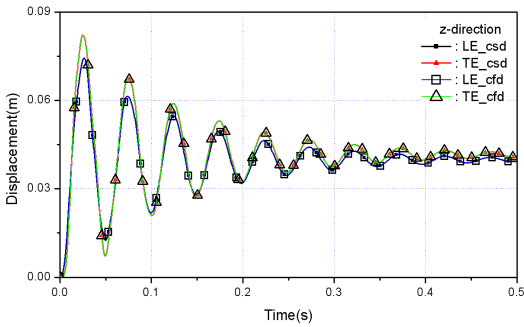


Fig. 11. Displacement response of wing tip on out-of-plane direction with fuel tank

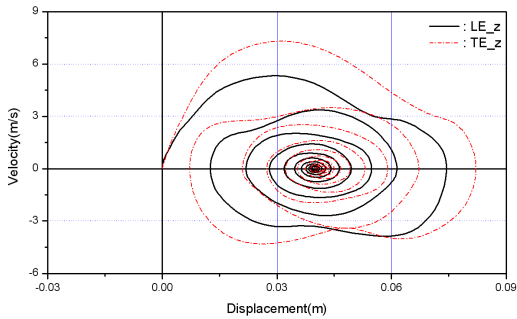
은 계속적으로 감소하고 있으며, 플러터 발생의 위험은 없는 것으로 파악되었다.

3) CBU-58이 장착된 상태의 공탄성 특성

Fig. 12(a)에 도시되었듯 구조해석에 의한 절점 변위가 유체해석 모델에 잘 반영되고 있다. 진폭은 계속적으로 감소하고 있으며, 플러터 발생의 위험은 없는 것으로 파악되었다. Fig. 12(b)는 변위 속도 관계를 나타내며 시간에 따라 수렴되고 있다.



(a) Displacement of wing tip(z-direction)



(b) Phase plot

Fig. 12. Displacement and phase response of wing tip on out-of-plane direction with CBU-58

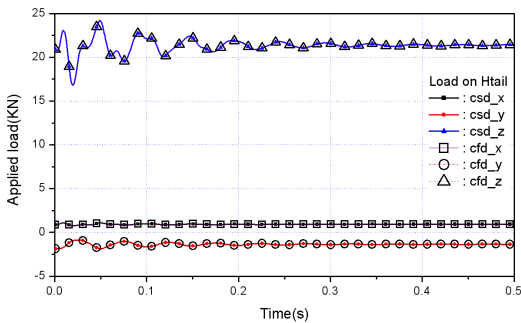


Fig. 13. Applied aerodynamic loads on horizontal tail with CBU-58

Fig. 13은 3축 방향으로 작용되는 하중의 크기를 나타내었다. 양력에 의하여 가장 큰 하중은 z-방향이며, y-방향, x-방향 순이었다. 진폭과 동일하게 반응 초기에는 과도상태를 거쳐, 정상상태에 도달하는 경향이 보이고 있다. CFD에서 구해진 하중이 CSD 해석을 위한 하중으로 잘 사상(mapping)되었다.

4) 활공비행체가 장착된 상태의 공탄성 특성

Fig. 14에 도시되었듯 구조해석에 의한 절점 변위가 유체해석 모델에 잘 반영되고 있다. 진폭은 계속적으로 감소하고 있으며, 플러터 발생의 위험은 없는 것으로 파악되었다.

Fig. 15는 날개 끝단 앞전에 위치한 절점에서의 z-방향 변위-속도-하중 상태를 나타내고 있다. 초기 복잡한 거동을 보이고 있으나, 시간 경과에 따라 각 성분이 수렴하는 경향을 보이고 있다.

Table 5는 시간 0.14초, 0.25초, 0.38초, 0.50초에서 공력 및 구조의 정압분포 및 변형상태를 표현하고 있다. 구조변형은 5배의 비율로 표현된 상태로 모든 시간대에서 위쪽으로 변형되어 있음을 보이며, 앞의 경우와 유사하게 스파부재가 있는 부분에서의 강도 크기에 의해 변위가 작게 나타났다.

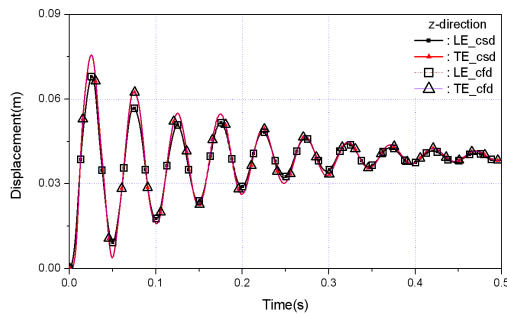


Fig. 14. Displacement response of wing tip on out-of-plane direction with gliding object

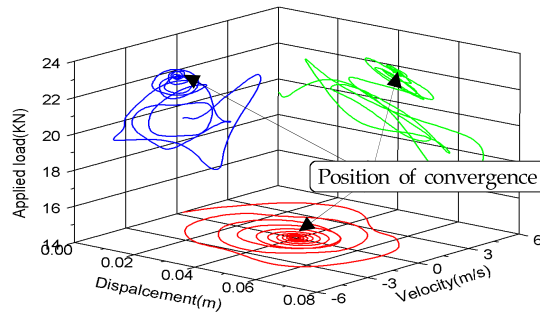
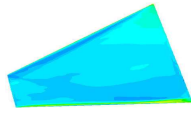
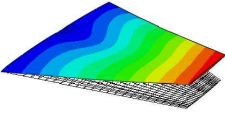
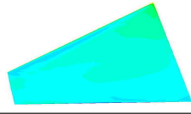
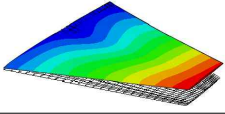
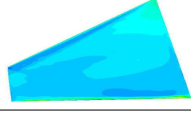
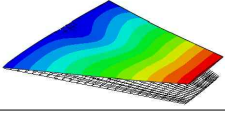
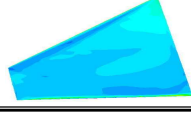
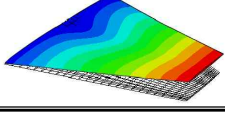


Fig. 15. Calculated force-state map of horizontal tail with gliding object

Table 5. Results of CFD and CSD with gliding object

Time (sec)	CFD	CSD
0.14		
0.25		
0.38		
0.5		

V. 토의 및 결론

서로 다른 형상의 외부 장착물이 장착될 때 수평미익에 미치는 공탄성 특성을 파악하기 위한 유체-구조연계해석을 수행하였다. 정상상태 공력 해석을 통해 점성 및 비점성 영향성에 대한 검토를 수행하였다. 구조해석은 시험결과를 이용한, 최적화기법을 적용하여 동적모델 최신화를 수행하고 이의 결과를 동적해석에 이용하였다.

유체-구조연계해석은 개발한 Code-Bridge 프로그램을 이용하여 연계하였다. 고려한 해석조건은 비행 마하수 1.0, 해수면 고도이며, 고려한 장착물 형상에서 항공기의 수평미익에 플러터가 발생하지 않음을 확인하였다.

수평미익에 미치는 영향 정도는 외부 장착물에 의해 발생하는 공기력 특성에 따라 다르며, 외부 장착물의 크기보다 형상의 복잡성인 것으로 파악된다. 수평미익의 z-방향 진폭의 크기는 CBU-58을 장착하는 경우 가장 크게 나타났으며, 활공비행체, 파일론, 연료탱크를 장착하는 경우의 순으로 작게 나타났다. 물리적인 현상을 명확히 파악하기 위하여 주파수영역에서의 해석이 추가적으로 필요한 것으로 판단된다.

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

참고문헌

- 1) 김동현, 이인, "외부 장착물이 있는 전투기 날개의 천음속/초음속 비정상 유동장 해석", 한국항공우주학회지, 제 27권 제 3호, pp. 53-62, 1999.
- 2) 김민재, 권오준, 김지홍, "전투기 형상의 외부장착물이 꼬리날개에 미치는 영향에 대한 수치적 연구", 한국항공우주학회지, 제 36권 제 3호, pp. 211-219, 2008.
- 3) M. Gluck, M. Breuer, F. Durst, A. Halfmann, and E. Rank, "Computation of fluid-structure interaction on lightweight structures", Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics, Vol. 89, pp. 1351~1368, 2001.
- 4) 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.
- 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) G. P. Guruswamy, "A Review of Numerical Fluid-Structures Interface Method for Computations Using High-Fidelity Equations", Computers and Structures, Vol. 80, pp. 31-41, 2002.
- 7) FLUENT 6.3 User's Guide, Fluent Inc.
- 8) ABAQUS 6.6 Analysis User's Manual.
- 9) 이기두, 이영신, 이대열, 이인원, "유체-구조 연계 해석기법을 이용한 세장비가 큰 비행체 날개의 공탄성 해석", 한국항공우주학회지, 제 38권 제 6호, pp. 547-556, 2010.
- 10) G. E. Fasshauer, "Meshfree Approximation Methods with MATLAB", Interdisciplinary Mathematical Sciences, Vol. 6, World Scientific, 2007.
- 11) 이기두, 이영신, 김동수, 이대열, "거대 구조물의 유체-구조 연계 해석을 위한 효과적인 보간기법에 대한 연구", 한국항공우주학회지, 제 37권 제 5호, pp. 433-441, 2009.
- 12) T. O. 1T-38A-3, "Horizontal Stabilator Damage Repair", T-38 Maintenance and Repair Manual, Kelly AFB.
- 13) J. O. Lassiter, "Initial Development for a Flutter Analysis of Damaged T-38 Horizontal Stabilators Using NASTRAN", AIAA 81-0365, 1981.