



고발음각에서 기동하는 미사일의 공력-구조 연계 해석

노경호,^{*1} 박미영,¹ 박수형,² 이재우,² 변영환²

FLUID-STRUCTURE INTERACTION ANALYSIS FOR HIGH ANGLE OF ATTACK MANEUVER MISSILE

K.H. Noh,^{*1} M.Y. Park,¹ S.H. Park,² J.W. Lee² and Y.H. Byun²

Computational Fluid Dynamics (CFD) and the Finite Element Method (FEM) are used to perform aerodynamics analysis and structure analysis. For the fluid-structure interaction analysis, each technology should be considered as well. The process of aerodynamics-structure coupled analysis can be applied to various integrated analyses from many research fields.

In this study, the aerodynamics-structure coupled analysis is performed for the missile at high angle of attack condition through the use of Computational Fluid Dynamics (CFD) and the Finite Element Method (FEM). For this purpose, the aerodynamics-structure coupled analyses procedure for the missile are established. The results of the integrated analysis are compared with rigid geometry of the missile and the effect of the deformation will be addressed.

Key Words : 공력해석(Computational Fluid Dynamics, CFD), 구조해석(Finite Element Method, FEM), 공력-구조 연계해석(Fluid-Structure Interaction, FSI)

1. 서 론

유체-구조 연계해석이란 유체해석과 구조 해석의 결과가 서로 밀접하게 상호작용을 할 때 고려되는 해석 기법이다. 유체 해석의 격자와 구조해석의 격자는 일반적으로 서로 다르기 때문에 각 해석의 결과는 다른 해석의 격자계에 맞도록 적절한 변환이 필요하다.

따라서 유체-구조 사이의 상호작용(Fluid-Structure Interaction, FSI)에 관한 문제는 매우 어려운 문제이고 그 필요성에 비하여 아직 연구가 많이 부족한 실정이나, 최근 컴퓨터 성능의 급속한 발전과 응용 프로그램의 적용 확대로 그 적용 범위를 계속 넓혀 가고 있는 분야이기도 하다[1].

본 연구에서는 미사일의 공력해석(Computational Aero Dynamics, CAD)과 구조해석 기법(Computational Structure Technology, 으로 전산유체역학(Computational Fluid Dynamics, CFD)기법과 유한요소법(Finite Element Method, FEM)을 사용

하여 공력-구조 연계 해석과정을 정립하고, 각 해석 기술들의 상호작용이 고려된 연계 해석을 수행하여 변형을 고려한 미사일 주위의 공력-구조 해석 결과를 제시하고자 한다.

2. 공력-구조 연계방법

공력-구조 연계(Fluid-Structure Interaction) 해석은 크게 direct coupled FSI, one way FSI 그리고 two way FSI 기법으로 분류할 수 있다.

direct coupled 기법은 유동 및 구조해석을 유동해석 tool 자체적으로 수행하는 기법으로서 고체는 강체로 간주된다. one way FSI는 유동해석 결과를 구조해석의 하중조건으로 적용하는 기법으로서 경계면에서의 전달은 한번만 이루어진다. CFD/CST의 해석 도구가 순차적으로 계산을 한 번만 수행하게 된다.

one way FSI는 대상모델의 변위가 유체의 흐름에 큰 영향을 미치지 않을 때 즉 지속적인 반복계산이 필요 없을 때나 물리적 관계나 해석 프로그램간의 연계성을 확인하기 위하여 간단하게 시험하는 방법이 여기에 속한다.

반면, two way FSI는 지속적인 반복계산이 필요한 기법으로

1 학생회원, 건국대학교 대학원 항공우주정보시스템공학과

2 정회원, 건국대학교 항공우주정보시스템공학과

* Corresponding author, E-mail: jwlee@konkuk.ac.kr



그림 1 미사일의 Baseline 형상

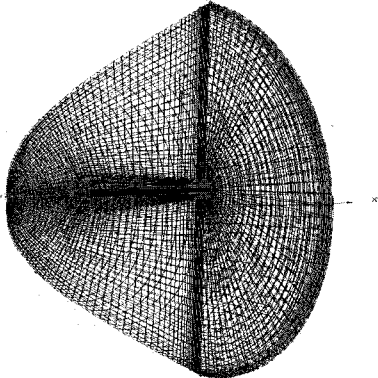


그림 2 유동해석 격자

로서 변위가 유동의 영향을 많이 받고 유동 또한 모델의 이동에 따라 그 양상이 많이 달라질 때 적용하는 기법이다[2].

두 개의 물리적 모델이 구조적으로 평형상태에 있을때까지 해석을 반복 수행하게 되며 해석 도구는 해석 결과를 각각 독립된 형식에 맞추어 작성을 한다.

데이터의 연계방법에 따라서 strong(or tight) coupled method 와 loose coupled method로 분류 할 수 있다.

strong(or tight) coupled method 방법은 유체와 구조 해석을 한 step에서 수행하며 공력과 구조 방정식을 matrix단위에서 연립하여 풀어야 하므로 정밀도는 높으나 구현이 쉽지 않다.

loose coupled method는 일반적으로 CFD 해석을 통해 얻은 압력데이터를 이용하여 CSD 해석을 수행한다. 수렴성을 얻을 때 까지 반복 해석을 한다. 독립된 해석 도구를 사용하고 기존에 개발된 해석코드를 사용할 수 있으며 주어진 문제에 가장 적합한 해석도구들을 선정할 수 있다.

2.2 미사일 형상 설계

미사일 형상 설계 과정에서 시스템의 특성을 결정하는 설계 및 해석 전 분야간의 협력에 의하여 공동의 목표를 만족 하는 최적설계를 동시에 수행하는 다분야 통합 최적설계 기법이 요구되며, 여러 하위 분야간의 설계요소를 동시에 고려 하는 설계의 통합화, 자동화 및 최적화가 필수적이다. 이를 위해 공력, 엔진추정, 중량, 임무, 성능해석이 수행되어야한다.

다분야 최적화 기법을 이용하여 미사일을 설계한 형상은 총 중량 1244.91kg, 길이 6.36m 그리고 지름 0.6m인 설계결과가 도출되었다[3].

그림 2는 기본설계 된 미사일의 형상을 보여주고 있다.

일반적으로 미사일은 폴업기동이 필요하다. 폴업 기동 시의 조건은 마하수 6, 고도 16km, 받음각 20°이다. 이때 미사일은 급격한 기동으로 인해 구조적인 파괴를 초래 할 수 있으며 이를 방지하기 위해서는 공력에 의해 수반되는 구조적 변형을 정확하게 예측해야 한다[4].

3. 해석 방법

본 연구에서는 미사일의 연계해석 방법으로 두 물리적 모델간의 연성 및 해석 도구의 선정을 위해 one-way FSI를 수행하였고 loose coupled method를 이용하였다.

3.1 공력해석

3차원 비점성 유동장의 지배방정식인 비점성 Euler 방정식을 일반 좌표계에서 보존형태로 표현하면 다음과 같다.

$$\frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial F}{\partial \xi} + \frac{\partial G}{\partial \eta} + \frac{\partial H}{\partial \zeta} = 0 \tag{1}$$

$$Q = \frac{a}{J} = \frac{1}{J} \begin{pmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ \rho E \end{pmatrix}, \quad F = \frac{1}{J} \begin{pmatrix} \rho U \\ \rho u U + \xi_x \\ \rho v U + \xi_y \\ \rho w U + \xi_z \\ \rho E U + \xi_t \end{pmatrix} \tag{2}$$

여기서 Q는 유동 변수이고, F, G, H는 비점성 유속 벡터를 나타내며 G, H는 F와 유사하게 표현된다. E, H, p는 총에너지, 총엔탈피, 압력이다. 일반좌표계의 격자면 속도는 다음과 같다.

$$U = \xi_x u + \xi_y v + \xi_z w - \xi_t \tag{3}$$

여기서 ξ_{α} 는 ξ 방향 격자의 이동속도이다.

격자 경계면에서의 비점성 유속 계산은 2차 정확도의 Mimmod 제한자를 사용한 MUSCL scheme을 적용한 HLLE+ 기법[5]을, 정상 상태의 해를 얻기 위해 내재적 시간 전진 기법인 Diagonalized ADI를 사용하였다[6].

그림 2는 공력해석을 위한 외방격자를 보여주고 있으며 격자수는 약 156,000개이다.

3.2 구조해석

폴업기동 시 미사일 표면에 작용하는 공기력으로 인한 구조적 변형을 파악하기 위해 MSC/NASTRAN[7]를 사용하였다. 로켓의 표면의 격자는 6,274개의 GRID로 구현되었으며 유동

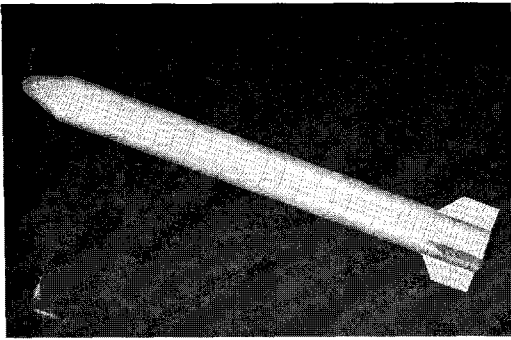


그림 3 구조 해석 격자

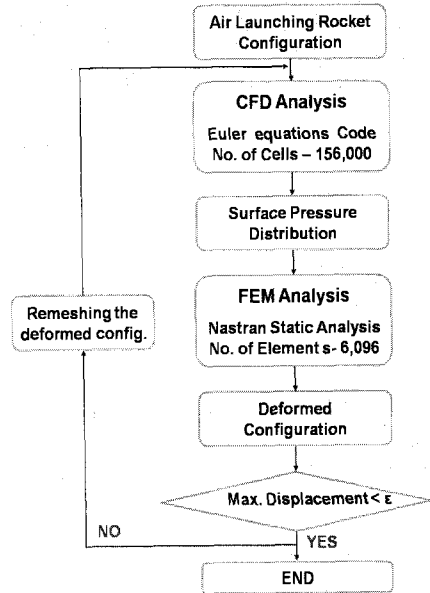


그림 4 공력-구조 연계해석 과정

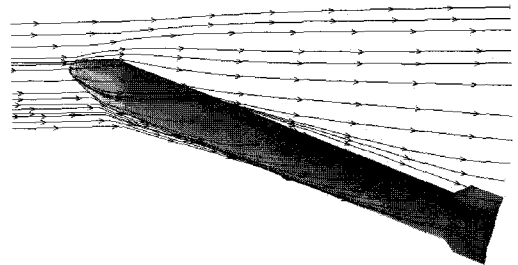


그림 5 미사일 주위의 유동 흐름

장 해석의 격자와 일치하도록 하였다. 구조 해석에는 CQUAD4 SHELL 요소를 사용하여 해석을 수행하였다.

구조해석은 정적 선형 문제로 가정하였다.

일반적으로 선형문제의 우한요소 방정식은 다음과 같은 형태로 표현된다.

$$[K]\{u\} = \{F\} \tag{4}$$

여기서 $[K]$ 는 구조물의 강성행렬로 구조물의 형상과 재료에 따라 정해지게 된다. $\{u\}$ 는 절점에 가해지는 벡터로서 변위 유한요소법의 경우 연립방정식의 미지수가 된다.

$\{F\}$ 는 절점에 가해지는 외부하중벡터로서 변위가 미리 선언되어 있는 절점을 제외하고는 이미 알려져 있는 값이다. 따라서 선형문제인 경우 식(4)의 양변에 강성행렬 $[K]$ 의 역행렬을 곱하기만 하면 절점의 변위를 얻을 수 있다[8].

그림 3은 7,682개의 격자점과 약 7,552개의 요소를 갖는 공중발사 로켓의 구조해석 격자를 나타낸다.

재질은 Carbon-epoxy T300/5208로 가정하였다. T300계열은 항공우주분야에서 많이 사용되는 재료로써 상업용 공중발사 로켓인 PegasusXL의 표면 재료로 사용되었다. 표 1은 재료의 물성치를 나타내고 있다.

3.3 공력-구조 연계해석

그림 4는 공력-구조 해석의 과정을 나타내고 있다.

미사일의 기본 형상에 대한 공력격자와 구조격자를 동시에 고려하여 구성하고 먼저 공력해석을 수행하여 공중발사 로켓

의 표면 압력을 구한다. 구해진 압력을 이용하여 구조해석 수행 시 하중으로 적용하여 해석을 수행하고 해석 결과 얻어진 응력, 변형량을 이용하여 변형된 형상을 얻는다.

3.4 해석 결과

공력-구조 연계해석을 통한 구조적 변형의 추이를 보기 위해 3차원 오일러 방정식과 유한요소법을 이용하여 해석을 수행하였다.

유동해석 결과 고 받음각의 영향으로 미사일의 선두부에 압력이 집중되는 것을 알 수 있었다.

표 1 Carbon-epoxy의 물성치

	탄성계수	항복응력	최대전단응력	밀도
Carbon-epoxy (T300)	230GPa	3.53GPa	1.50Gpa	1.76g/cm ³

표 2 해석 결과

	Maximum	Minimum
Displacement	80.36mm	0mm
Stress	32.6Gpa	0.014103Mpa

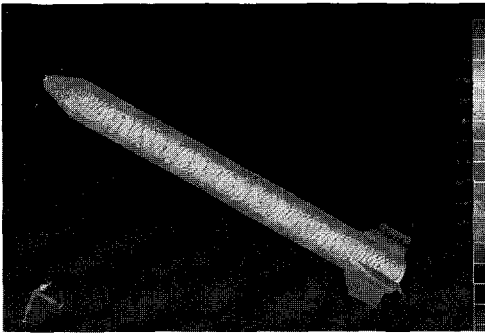


그림 6 미사일의 변형량 분포

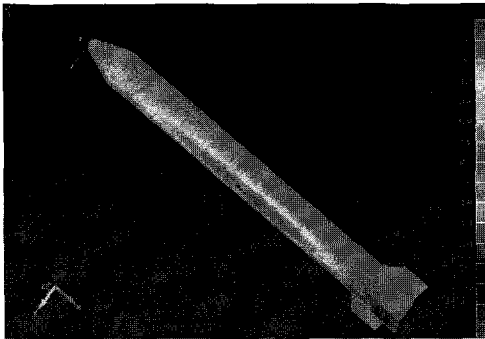


그림 7 미사일의 응력 분포

유동해석을 통해 얻어진 결과를 이용하여 구조해석을 수행한 결과 fin부분에서 변형이 크게 나타나는 것을 확인하였다.

4. 결론 및 향후 계획

본 연구에서는 공력-구조 연계 해석 과정을 정립하였으며 3차원 Euler방정식을 이용한 유체해석과 유한요소법을 이용한 구조해석의 연계된 해석을 통하여 공력-구조 연계 해석을 수행하였다.

해석 결과 발사체 후미 근처에 큰 압력이 작용하였으며, fin 부분에서 변형이 발생하는 것을 확인하였다.

fin 에서 가장 큰 변형이 발생하여 공력의 분포가 변하므로 수렴을 위해 더 많은 반복계산이 예상되므로 향후에는 정적 평형상태에 도달하도록 수렴성을 고려한 공력-구조 연계해석을 하고 해석한 결과를 이용하며 로켓의 두께와 총중량을 고려한 다분야 통합설계를 수행 할 것이다.

후 기

본 연구는 한국과학재단의 특정기초연구지원(과제번호 R01-2006-000-10744-0) 으로 수행 되었으며 연구비를 지원해주신 한국과학재단에 감사드립니다.

참고문헌

- [1] 2006, 김병탁, "정압 스톱스트 베어링의 유체-구조물 사이의 상호작용에 관한 연구," 한국기계공학회지, 제5권, 제3호
- [2] 2005, 최영창, 이재우, 변영환, "순차적 최적화를 이용한 공중발사 로켓 시스템 대안 분석," 항공우주학회지, 제33권, 제9호.
- [3] 2005, 최영창, 이재우, 변영환, "다분야 최적화 기법을 이용한 공중발사 로켓 최적설계," 항공우주학회지, 제33권, 제12호.
- [4] 2002, 임종우, 권장혁, "다분야 통합 최적설계 기법을 이용한 날개 기본 형상설계," 항공우주학회지, 제30권, 제1호.
- [5] 2003, S.H. Park. and J.H. Kwon, "On the dissipation mechanism of Godunov-type schemes," *Journal of Computational Physics*, Vol.188, Issue2, pp.524-542.
- [6] 1988, Caughey, D.A., "Diagonal Implicit Multigrid Algorithm for the Euler Equations," *AIAA Journal*, Vol.26, No.7, pp.841 - 851.
- [7] 2004, 권진희, 구교남, 문창오, 박정선, 우경식, 정성남, "Nastran으로 배우는 전산구조해석," 문경사.