

수학적 모델링을 이용한 공력-구조 연계 시뮬레이션 기반 공대공 미사일 조종날개 최적화 연구

이승진* · 박진용

A Study on the Air to Air Missile Control Fin Optimization Using the Mathematical Modeling Based on the Fluid-Structure Interaction Simulation

Seung-Jin Lee* · Jin-Yong Park

ABSTRACT

This study focuses on the air to air missile control fin planform optimization for the minimizing hinge moment with the considering phenomena of fluid and structure simultaneously. The fluid-structure interaction method is applied for the fluid and structure phenomena simulation of the control fins. A transient-loosely coupled method is used for the fluid-structure interaction simulation because it is suited for using each fluid and structure dedicated simulation software. Searching global optimization point is required many re-calculation therefore in this study, a mathematical model is applied for rapidly calculation. The face centered central composite method is used for generating design points and the 2nd polynomial response surface is used for generating mathematical model. Global optimization is performed by using the generic algorithm. An objective function is the minimizing travel distance of the center of pressure between Mach 0.7 and 2.0 condition. Finally, the objective function of optimized planform is reduced 7.5% than the baseline planform with satisfying constrained conditions.

Key words : Fluid-structure interaction simulation, Response surface, Global optimization, Hinge moment

요약

본 연구는 공대공 미사일 조종날개의 공력 및 구조를 동시에 고려한 구동력 최소화에 대한 최적화를 수행하였다. 본 연구에서는 조종날개의 공력 및 구조적 특성을 동시에 고려하기 위하여 공력-구조 연계 시뮬레이션을 사용하였으며 공력 및 구조 시뮬레이션에 각각의 전용 소프트웨어를 사용하고자 비정상-약결합 방식 연계기법을 적용하였다. 전역 최적화에는 많은 반복 계산이 필요하므로 빠른 계산을 위하여 수학적 모델링을 이용하였으며 이를 위하여 면 중앙 합성 실험계획법으로 실험점을 선정하였다. 선정된 실험점 및 그에 대한 공력-구조 연계 시뮬레이션 결과를 토대로 2차 다항식 반응면을 생성하였으며 생성된 수학적 모델링을 이용, 유전자 알고리즘 기반 전역최적 설계를 수행하였다. 최적화 목적함수는 마하 0.7 및 마하 2.0 사이의 압력 중심점 이동거리 최소화로 설정하였으며 최적화 결과 압력 중심점 이동거리가 7.5% 감소된 최적형상을 도출하였다.

주요어 : 공력구조 연계 시뮬레이션, 반응면, 전역최적화, 힌지 모멘트, 구동력

1. 서론

최신에 전투기들은 스텔스 특성을 위하여 Fig. 1과 같

이 무장을 내부에 장착한다¹⁾. 전투기의 내부 공간은 그 크기가 제한적이기에 탑재무장이 소형화되지 않으면 탑재가능 숫자 역시 줄어들기 마련이다. 이에 최신행 공대공 미사일들은 그 크기를 가급적 줄이는 경향으로 가고 있다.

미사일의 크기 감소에 미치는 요소는 여러 가지가 있으나 그중 하나로 조종날개 구동장치의 소형화를 꼽을 수 있다. 일반적으로 최신행 미사일의 구동장치는 전기식 모

Received: 12 October 2015, **Revised:** 30 November 2015,
Accepted: 24 February 2016

***Corresponding Author:** Seung-Jin Lee
E-mail: sjlee47@lignex1.com
LIG Nex1 Co., Ltd, PGM 1 R&D Center



Fig. 1. An AIM-9 missile is launched from a internal weapon bay of a F-22 stealth fighter

터, 감속기 조립체, 제어장치 및 전원 공급용 열전지로 이루어진다. 만약 조종날개 구동에 소요되는 구동력을 최소화할 수 있다면 전기식 모터, 감속기 조립체의 크기를 줄일 수 있으며 소요전력의 감소에 따라 열전지 역시 크기를 줄일 수 있다.

이에 본 논문에서는 조종날개 구동에 소요되는 구동력(힌지 모멘트) 최소화를 위한 조종날개 형상의 최적화를 수행하고자 한다. 구동력은 조종날개의 압력중심점과 구동축 간 거리가 멀수록 커지므로 이를 감소시키려면 압력중심점의 이동을 최소화하고, 그 위치를 정확히 예측하여 구동축을 압력중심점과 일치시켜야 한다. 그러나 공대공 미사일은 운용되는 비행속도와 고도가 다양하므로 다양한 공력환경을 겪게 됨에 따라 압력 중심점의 위치가 변할 수 있다. 또한 중량 및 항력감소를 위하여 그 형상은 얇은 판형 구조가 되어야 하므로 구조적 변형이 일어나기 쉽다. 이로 인하여 공력만을 고려하여 압력중심점을 예측한 경우와 구조적 변형을 일으킨 조종날개의 압력 중심점 위치가 달라질 수 있다. 이에 본 논문에서는 공력-구조 연계해석을 통하여 조종날개 형상에 따른 압력중심점의 변화를 분석하고자 한다. 또한 분석된 결과는 반응면 기법으로 모델링 한 후 최적화를 수행하여 다양한 비행환경에 걸쳐 구동력이 최소화되는 조종날개 형상을 도출하고자 한다.

2. 문제 정의

2.1 구동력 최소화를 위한 시뮬레이션 방안

공대공 미사일의 조종날개는 힌지축을 기준으로 회전함으로써 상황에 따라 조종력의 크기 및 방향을 바꾼다. 이때 조종날개의 구동을 방해하는 힘이 힌지 모멘트다.

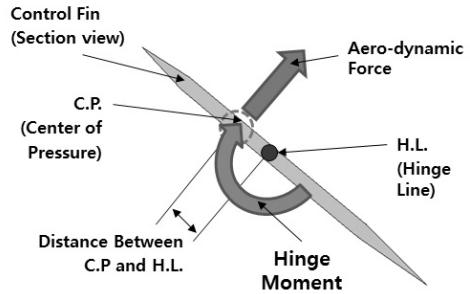
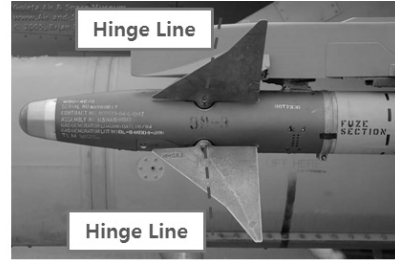


Fig. 2. The hinge moment of the missile control fin

힌지 모멘트는 조종날개 자체의 관성에 의한 관성 힌지 모멘트와 조종날개에 걸리는 공력에 의한 공력 힌지 모멘트로 나뉘며 고속 비행 환경에서는 공력 힌지 모멘트가 전체 힌지 모멘트의 대부분을 차지한다. 공력 힌지 모멘트는 Fig. 2와 같이 힌지축과 모든 공력의 중심점인 압력 중심점간의 차이에 의해 발생한다. 그러므로 힌지축과 압력 중심점간의 위치 차이를 최소화하기 위해서는 압력 중심점의 위치를 정확히 파악하여 힌지축의 위치가 압력 중심점 근처에 있도록 조종날개를 설계하여야 한다. 다만 압력중심점은 받음각, 속도 및 고도 등에 따라 위치가 변하기 마련이며^[2], 특히 음속을 전후로 속도에 따라 압력중심점의 위치가 급격히 변하는 경향이 있다. 따라서 비행 영역중 어느 한 지점에 맞춰 힌지축의 위치를 압력 중심점과 일치하도록 설계하여도 비행 환경이 바뀌면 압력 중심점이 변하기 마련이다. 결국 구동력을 최소화하기 위해서는 압력 중심점의 이동을 최소화하고 그 위치를 정확히 파악하여 구동축과 일치시켜야 한다.

압력중심점의 위치는 일반적으로 공력해석을 통해 예측된다. 그러나 공대공 미사일의 조종날개는 얇은 판재 형상이기 때문에 공력에 의하여 구조적 변형이 일어나므로 공력해석만으로는 압력중심점의 정확한 예측에 한계가 있다. 특히 최근 전투기들은 스텔스화를 위하여 기체 내부에 무장을 탑재하므로 미사일의 날개 폭이 제한되는 경우가 많다. 그 결과 원하는 조종날개 면적을 얻기위하

여 조종날개가 가로세로비가 작은, 폭방향으로 짧고 시위 방향으로 긴 형상이 되는 경향이 있다. 이로 인하여 축을 중심으로 공력하중에 따라 조종날개 뒷전 부분이 변형되는 경향이 크다. 이는 특히 앞뒤 방향으로 압력 중심점 위치에 변화를 가져오게 되므로 조종날개 설계시 이에 대한 예측이 필요하다. 이에 대해 P.C. Chen, 등은 패널 기법 기반의 공력 시뮬레이션 코드들과 구조 시뮬레이션 코드들을 연동시키는 In House Code를 개발하였으며^[4] D. Lesieutre 등은 좀 더 복잡한 Navier-Stokes 기반의 In House Code 공력 시뮬레이션 코드 및 상용 비선형 구조 시뮬레이션 프로그램은 LS-Dyna를 자체 개발한 공력-구조 연계 프레임워크를 이용하여 압력 중심점 변화를 최소화하는 최적화를 수행하는 방안을 제시하였다^[5]. 그러나 이러한 In-house Code 기반 시뮬레이션은 다양한 사업, 다양한 상황에 적용하기에 어려움이 따르며, 새로 추가되는 상용 해석 및 시뮬레이션 S/W를 활용할 수 없다는 단점이 있다.

이러한 산업계의 요구에 따라 ANSYS 등과 같이 자체적으로 공력, 구조 시뮬레이션 및 각 결과 값을 연동해주는 프레임워크 역할을 함께 수행하는 프로그램이나, Model Center 등과 같이 시뮬레이션 소프트웨어간 연동만 전문으로 하는 프레임워크 소프트웨어가 개발되고 있다. 전자의 경우 공력, 구조 등의 해석/시뮬레이션 S/W의 선택의 폭이 줄어들지만 데이터 이동이 손쉽다는 장점이 있다. 이에 본 논문에서는 ANSYS 16.1의 전문 구조 해석/시뮬레이션 S/W 및 같은 ANSYS 16.1에서 제공하는 전문 공력해석/시뮬레이션 S/W인 Fluent을 사용하여 공력과 구조 해석/시뮬레이션을 수행하였으며 두 해석끼리 연계되도록 하여 최종적으로 공력에 의하여 변형된 조종날개의 공력 중심점을 예측하도록 시뮬레이션 S/W를 구성하였다. 다만 두 시뮬레이션 S/W는 1가지 형상에 대해서도 많은 계산시간이 필요하므로 많은 반복 계산이 필요한 최적화 과정에 바로 사용하기에 어려움이 따른다. 그러므로 본 논문에서는 실험설계기법과 반응면기법을 이용하여 시뮬레이션 S/W의 결과 값들을 토대로 본 연구에 대한 수학적 모델링을 생성한 후, 이를 이용하여 유전자 알고리즘 기반의 전역최적화를 수행하였다. 이를 통해 본 논문에서는 특히 공대공 미사일의 조종날개의 압력중심점 이동을 최소화함으로써 구동력을 최소화하기 위한 최적화 문제를 연구하였다.

2.2 공력 시뮬레이션 방안

공력시뮬레이션은 유한체적법을 사용하였으며 이를 위

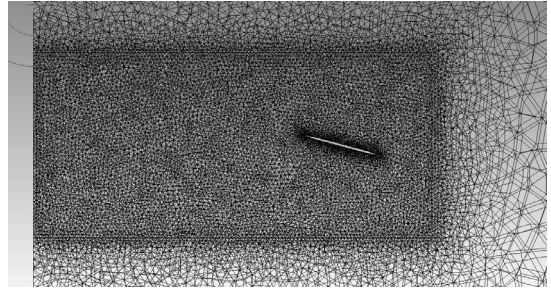


Fig. 3. Automatic built unstructured aerodynamic mesh

하여 조종날개 형상을 제외한 주변 유동장을 모델링 하여 격자를 생성하였다. 모델 형성 및 격자형성은 구조해석과의 연계 편의성을 고려하여 ANSYS 16.1에서 포함되어 있는 Design Modeler 및 Mesh Tool을 사용하였다. 유동장의 격자는 자동화 연산의 편의성을 위하여 피라미드형 비정렬 격자를 사용하였으며 유동장 내에서 가장 관심있는 부분인 조종날개 표면에 집중적으로 격자를 배치하기 위하여 유동장을 조종날개 주변과 외부로 분리하여 구성하였다. 격자의 총 개수는 약 50만개이며 자동생성된 격자의 예제는 Fig. 3과 같다.

구조해석 결과에 의하여 날개가 변형된 부분이 공력해석용 격자에도 반영될 수 있도록 변형격자 기법(dynamic mesh method)를 사용하였으며 원활한 격자의 변형을 위하여 Diffusion Based Smoothing 기법을 사용하였다.

조종날개 표면은 no slip 벽면(wall) 경계조건을 주었다. 유동장의 경계는 조종 날개로부터 충분히 멀도록 날개 폭의 20배 가량 되는 길이와 반지름을 갖는 원통형으로 설정하였으며 그 경계면에는 원거리 압력 유동장(pressure far field) 경계조건을 주었다. 단 실제 유동 형상은 XY평면을 기준으로 절반만 형성하였으며 그 경계면에는 대칭 조건(symmetry)를 주었다.

지배방정식은 3차원 Navier-Stokes 방정식을 사용하였다. Fluent의 Solver는 초음속 유동에 적합한 Density Base를 사용하였으며 대류 플럭스는 Roe Flux Difference Splitting 기법을 사용하였다. 점성 모델은 Spalart - Allmaras를 사용하였으며, 조종날개의 형상이 구조해석 결과에 의하여 시간에 따라 변하는 것을 모사하기 위하여 비정상(transient)방식으로 해석하였다.

2.3 구조 시뮬레이션 방안

조종날개의 구조 시뮬레이션은 유한요소법을 사용하였으며 조종날개 및 구동축을 모델링 하였다. 자동화의 편

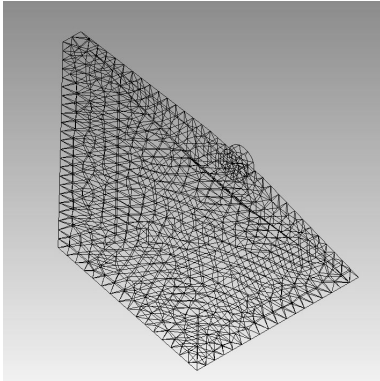


Fig. 4. Automatic builded unstructured structure analysis mesh

의성을 위하여 조종날개의 격자는 피라미드형 비정렬 격자로 생성하였으며 이는 Fig. 4와 같다.

조종날개의 재질은 유도탄용 티타늄 합금 소재로 많이 사용하는 Ti-6Al-4V를 선정하였다. 구조 시뮬레이션을 위한 경계조건으로 구동축의 연결 지점을 6자유도에 대하여 모두 고정하였으며 날개표면에는 공력 시뮬레이션의 결과에 따라 날개표면에 작용하는 힘이 전달되도록 하였다.

2.4 공력-구조 연계 시뮬레이션 방안

공력-구조 연계 시뮬레이션 방안으로 공력 및 구조 시뮬레이션 S/W를 별도로 사용할 수 있는 약결합 방식을 사용하였으며 이는 Fig. 5와 같다⁵⁾.

비정상 약결합 방식은 3단계의 계산을 거친다. 먼저 공력 시뮬레이션 S/W와 구조 시뮬레이션 S/W는 각각의 입력 값에 따라 계산하여 결과를 출력한다(field Loop). 이때 공력 시뮬레이션 S/W의 결과 값인 구조표면에 가해지는 힘은 구조 시뮬레이션 S/W의 경계조건 값으로 전달된다. 그리고 구조 시뮬레이션 S/W의 결과 값인 구조물의 변위는 공력 시뮬레이션 S/W의 이동격자를 위한 입력 값으로 전달된다. 이렇게 각각의 S/W가 서로에게 전달한 입출력 값으로 다시 계산을 수행한 뒤 앞서의 계산 결과 값과 비교한다. 만약 그 결과 값이 수렴하지 않는다면 이 과정을 반복 한다(coupling Loop). 결과 값이 수렴하였다면 비정상 해석을 위하여 다음 시간 간격으로 이동하여 계산을 반복한다(time Loop).

공력 및 구조 시뮬레이션 S/W는 서로 격자가 다르므로 계산결과 전달시 이에 대한 연결이 필요하다. 본 연구에서는 가중치 기반의 보간법을 적용하였다. 이에 대한 방정식은 수식 (1)과 같다.

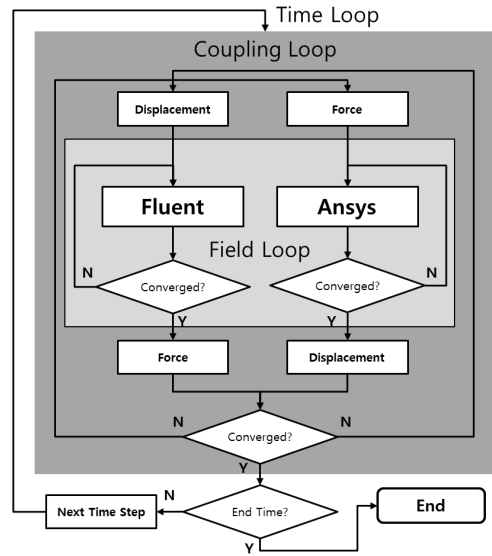


Fig. 5. The transient loose coupling method for the fluid-structure interaction

$$\phi = \sum_{i=1}^n w_i \phi_i \tag{1}$$

여기서 ϕ 는 목표 노드(target node)의 결과 값이며 ϕ_i 는 i 번째 원천 노드(source node)의 값이다. w_i 는 할당된 가중치 값이다.

각 가중치 값의 도출에는 GGI(general grid interface) 기법을 사용하였다. GGI 기법은 각 원천 요소면 및 목표 요소면(source & target element face)을 각 면의 노드 개수만큼의 숫자로 나눈 뒤, 나누어진 원천 요소면 및 목표 요소면이 서로 겹쳐지는 정도에 따라 가중치 w 값을 결정하는 방식이다. 이를 위해 GGI 기법에서는 원천 요소면 및 목표 요소면 사이에 가상의 경계면을 생성한다.

Fig. 6의 경우 통합점 R1에 전달되는 원천 값은 격자 S1과 S2의 각 값을 가중치에 의해 조정된 뒤 이를 합한 값이 된다. 이때 S1과 S2에 적용되는 가중치는 각각 수식 (2), 수식 (3)과 같다. A1은 S1과 R1간 경계에서 접촉되는 면적이며, A2는 S2와 R2간, A3는 S2와 R2간 경계에서 접촉하는 면적이다.

$$w_1 = \frac{A_1}{A_1} \tag{2}$$

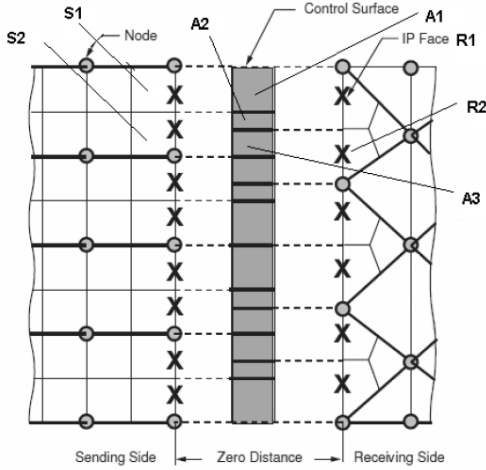


Fig. 6. GGI (general grid interface) method^[6]

$$w_2 = \frac{A_2}{A_2 + A_3} \quad (3)$$

2.5 수학적 모델링 방안

최적화를 위해서는 설계 변수 값을 조정해가며 수많은 횟수에 대한 반복 계산이 필요하다. 그러나 공력-구조 연계 해석에는 1회 해석에도 많은 시간이 필요하다. 그러므로 최적화 도구에 의해 변경된 설계변수에 대하여 매번 직접 해석을 수행하는 것 보다는 수학적 모델을 생성하는 방법이 훨씬 전체 계산 시간을 줄일 수 있다. 본 과제에서는 실험계획법(DOE, design of experiment)을 이용하여 실험점을 선정한 뒤, 그 결과 값을 이용하여 최적설계를 위한 수학적 모델인 반응면을 생성하였다.

실험계획 기법으로는 Fig. 7과 같이 다양한 실험점을 만들 수 있는 면중심-중앙합성법(face centered-central com-

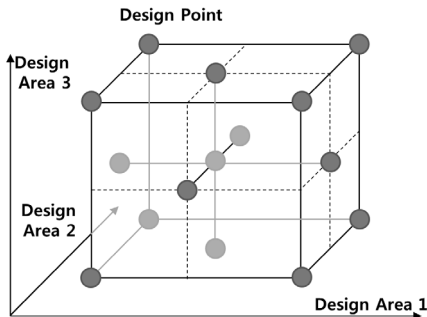


Fig. 7. Face centered-central composite DOE method

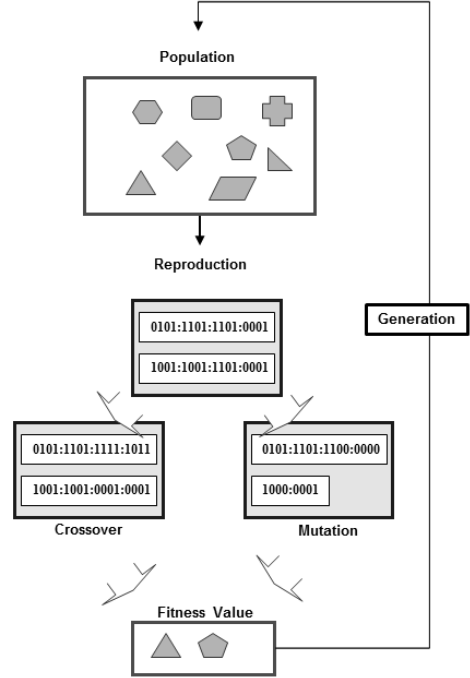


Fig. 8. The genetic algorithm for the optimization problem

posite design)을 사용하였다. 이 기법은 각 설계영역은 최소, 최대값 및 이들이 이루는 면의 중앙값을 사용하며 본 논문에서는 2.6에서 후술하는 바와 같이 3개의 설계변수를 사용하므로 15개의 설계점을 생성하였다.

수학적 모델링을 생성하기 위하여 각 설계점에 적용된 설계 결과 값을 토대로 2차 다항식 반응면기법(2nd-order response surface method)을 사용하였다. 2차 다항식 반응면은 수식 (4)와 같은 2차 회귀식을 사용하여 구성된다^[7].

$$Y_{reg} = b_0 + \sum_{i=1}^k b_i X_i + \sum_{i=1}^k b_{ii} X_i^2 + \sum_{i=1}^{k-1} \sum_{j=2}^k b_{ij} X_i X_j \quad (4)$$

본 논문에서는 전역 최적점(global optimization point)을 찾기 위하여 유전자 알고리즘을 사용하였다. 유전자 알고리즘은 Fig. 8과 같이 선택된 인자들에 대한 교차 및 돌연변이 과정을 통하여 국소 최적점(local optimal point)에 빠지지 않고 전역 최적점을 찾을 수 있는 최적화 기법 중 하나이다^[8].

2.6 최적화 문제구성

조종날개의 압력 중심점 위치는 고도, 속도 및 받음각

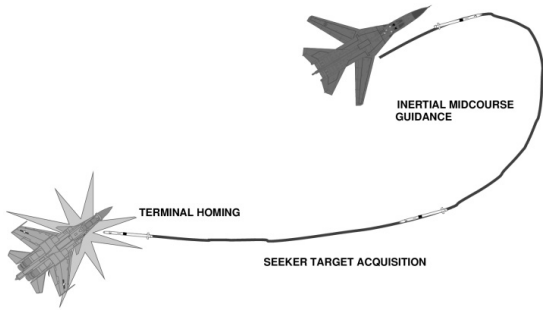


Fig. 9. An example of the modern air to air missile's off-boresight target intercepting capability^[9]

에 따라 변한다. 이에 본 논문에서는 최적화 문제 구성에 앞서 그 압력 중심점 위치 변화에 대한 경향을 확인하였다. 받음각, 고도 및 속도를 변화시켜가며 확인한 결과 비행속도가 아음속인가, 초음속인가에 따라 압력 중심점의 위치 변화가 가장 컸다.

전통적인 공대공 미사일 비행구간은 대부분 초음속이기에 아음속 영역에서의 경향은 무시할 수 있었다. 그러나 최신에 단거리 공대공 미사일은 Fig. 9와 같이 기축선(boresight)에서 크게 벗어나있는 표적을 공격하는 기축선 밖(off-boresight) 공격 능력이 중시되고 있으며 이를 위해서는 발사 직후 급격한 방향전환을 위하여 큰 조종력이 필요하다. 전투기가 근접전을 벌이는 상황은 대부분 마하 0.6~0.8 정도의 아음속 영역이고 공대공 미사일은 이 아음속 영역에서 발사 직후 방향전환을 하게 되므로 최신에 단거리 공대공 미사일은 아음속 영역에서의 비행 성능 또한 중요하다.

이에 본 논문의 최적화 문제는 마하 0.7 및 마하 2.0에서의 압력 중심점을 예측한 후, 압력 중심점의 이동량이 최소인 조종날개 형상을 찾는 것으로 구성하였다.

전투기 내부 탑재를 고려한 공대공 미사일의 조종날개는 일반적으로 허용공간의 제약상 날개폭 방향 및 시위길이 방향에 대해서는 설계값의 자유도가 거의 없다. 그러므로 본 논문에서는 Fig. 10과 같이 날개 내측 후퇴각, 날개 내측 폭, 그리고 날개 끝 시위길이, 이렇게 3개의 값을 설계 변수로 정하였다. 각 설계변수별 설계영역은 Table 1과 같으며 최적화 설계의 기본형상 및 설계변수의 변경에 따라 변하는 조종날개 형상은 Fig. 11과 같다.

구속조건으로는 마하 0.7과 2.0에서의 조종력과 양항비 및 마하 2.0에서의 안전 여유율(safety margin)로 정하였다. 속도 이외의 비행환경은 아음속 및 초음속 환경 모

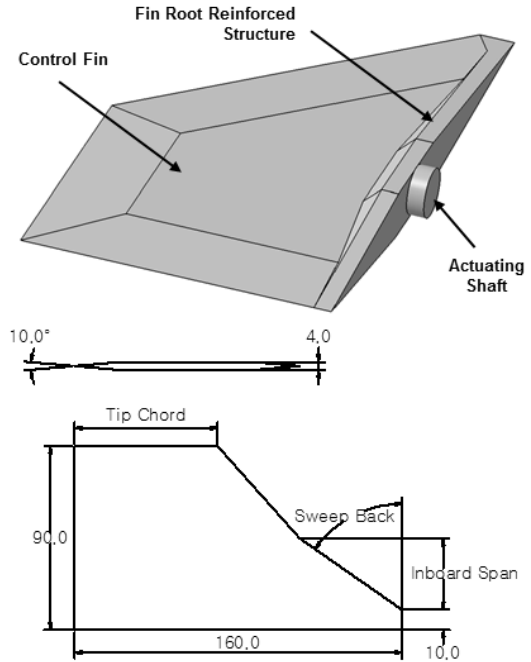


Fig. 10. The control fin planform shape and the design variables

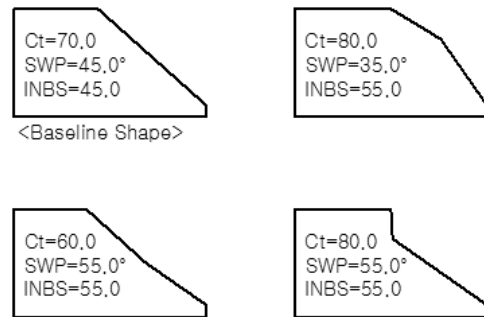


Fig. 11. The planform shapes with the design variable changes

Table 1. Design variables and design areas

Design Variables	Lower Boundary	Upper Boundary
Ct	35mm	55mm
SWP	35°	55°
INBS	60mm	80mm

두 해면고도, 받음각 15°로 설정하였으며, 최적화된 조종날개의 각 구속조건 값은 기본형상 조종날개 대비 98% 이상 되어야 한다. 목적함수 및 구속조건은 Table 2와 같다.

Table 2. Optimization objective and constraint variables

Objective	minimizing center of pressure travel distance between Mach 0.7 and Mach 2.0	
Constraints	lift to drag ratio (M 2.0)	≥ 3.38
	lift to drag ratio (M 0.7)	≥ 3.68
	control force (M 2.0)	$\geq 1535.0N$
	control force (M 0.7)	$\geq 273.8N$
	safety margin	≥ 2.8

3. 최적화 결과 검토

3.1 수학적 모델링 결과 검토

설계변수들의 주요 인자에 대한 민감도는 Fig. 12와 같다. 대체로 날개 내측 후퇴각이 여러 인자에 걸쳐 가장 많은 영향을 미치고 있으며 특히 후퇴각이 커질수록 최적화 목적함수인 압력중심 변화량을 줄이는 역할을 하고 있다. 다만 후퇴각이 커질수록 조종날개의 조종력 및 마하 0.7에서의 양향비 역시 줄어든다. 이는 후퇴각이 커짐에 따라 날개 자체의 면적이 감소된 탓으로 볼 수 있다. 초음속인 마하 2.0에서는 후퇴각이 커질수록 양향비 역시 증가하지만 그 민감도 자체는 크지 않다.

날개 내측폭은 안전 여유율 및 양향비에 대한 민감도

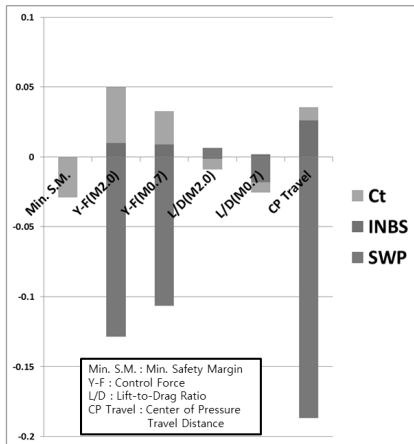


Fig. 12. Sensitivity of design variables

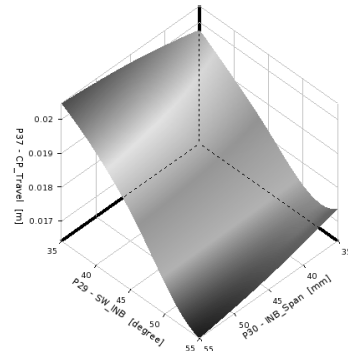


Fig. 13. The 3D response surface for the center of pressure travel distance as function of the inboard swept angle and the inboard span

가 거의 없었으며 나머지 인자에 대해서는 약간의 민감도를 보였다. 날개끝 시위길이는 3가지 설계 변수중 압력중심점 변화량에 대하여 가장 작은 민감도를 보였다. 그러나 조종력에 대해서는 비교적 큰 민감도를 보였으며 이는 날개끝 시위길이가 길어질수록 전체 조종날개 면적이 증가하였기 때문이다. 반면 안전여유율에 대해서는 거의 날개끝 시위길이만 영향을 주었다. 날개끝 시위길이가 늘어날수록 안전 여유율이 떨어지는 경향을 보였는데, 이는 날개끝 시위 길이가 증가할수록 날개 끝에서 발생하는 양력이 증가하였기 때문이다. 날개 끝 양력 증가는 날개 끝을 위로 들어올림으로써 날개 뿌리에 굽힘하중이 증가하는 원인이 된다.

설계변수에 대한 3차원 반응면은 Fig. 13과 같다. 획득한 반응면의 신뢰도를 나타내는 R^2 은 전부 99% 이상이므로 본 논문에서 생성한 반응면은 신뢰할 수 있다^[10].

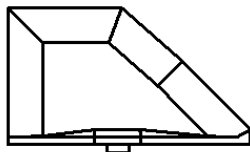
3.2 최적화 결과분석

최적화 결과는 Fig. 14 및 Table 3과 같다. 최적화 결과 압력중심 변화량은 기본형상에 비하여 7.5%가량 감소하였다. 양향비, 조종력 및 안전여유율 역시 기본형상대비 감소하였으나 기본형상 대비 98% 이상이므로 모두 구속조건을 만족하였다.

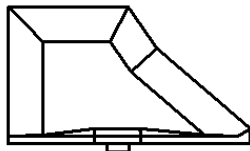
최적형상의 후퇴각은 기본형상 대비 커졌으며 이는 민감도 예측에서 예상한바와 같이 후퇴각 증가가 압력중심 변화량 감소에 가장 많이 기여하기 때문이다. 반면 날개끝 시위길이는 설계 영역의 최대 영역에 도달하였는데 이는 민감도 분석 결과에 비추어 보았을 때 후퇴각 증가로 인하여 감소하는 조종력을 보상하기 위함이다.

Table 3. The Result of the optimization

Design and Result Variables	Baseline	Optimized	Value Changes
Ct	80	79.2	-1%
SWP	45	49.5	+9.1%
INBS	45	52.8	+17.3%
C.P. travel (mm)	18.6	17.2	-7.5%
L/D (M2.0)	3.45	3.44	0.3%
L/D (M0.7)	3.75	3.71	-1.1%
Control Force (M2.0)(N)	1566.3	1538.5	-1.8%
Control Force (M0.7)(N)	279.4	274.5	-1.8%
Safety Margin	2.84	2.81	-1.1%



Baseline Shape



Optimized Shape

Fig. 14. Baseline shape and optimized shape

4. 결 론

본 논문은 구조변형을 고려한 공대공 미사일 조종날개의 구동력 최소화 에 관하여 최적설계를 수행하였다. 기존의 연구에서 간략화된 전용 In-house code를 개발하여 사용한 것과 달리 본 논문에서는 공력-구조 연계 시뮬레이션에 위하여 각각의 전용 해석S/W를 사용하였다. 이를 위하여 약결합 방식의 연계해석 방식을 사용하였으며 상이한 격자 내에서의 계산결과 전달을 위하여 GGI 기법을 사용하였다. 해석에 많은 시간이 걸리는 공력-구조 연계 시뮬레이션에 대하여 빠른 최적화를 위하여 실험계획법

을 이용, 15개의 설계점을 선정하였으며 각각에서의 결과 값을 3개의 설계변수에 대하여 회귀분석을 하여 수학적 모델인 반응면을 생성하였다. 또한 생성된 반응면을 토대로 유전자 알고리즘 기반의 전역최적화를 수행, 구속조건을 만족하면서도 압력중심 변화량을 7.5%줄인 최적형상을 도출하였다.

References

1. Robert E. Ball, "The Fundamentals of Aircraft Combat Survivability Analysis and Design, 2nd Edition", AIAA Education Series, 2003.
2. S.S. Chin, "Missile Configuration Design", McGraw-Hill, 1961.
3. P.C. Chen, D. Sarhaddi, D.D. Lio, "Aeroelastic/Aeroservoelastic Tailoring for Hinge Moment Minimization of Missile Fins", NATO RTO Meeting Proceedings 5, 1998.
4. D. Lesieutre, M. Dillenius, T. Lesieutre, "Multidisciplinary Design Optimization of Missile Configurations and Fin Planform for Improved Performance", AIAA 98-4890 7th Symposium on Multidisciplinary Analysis and Optimization, 1998.
5. Matthew S. Bopp, "A loosely coupled analysis of the Fluid-Structure Interactions for Inflatable Aerodynamic Decelerators", AIAA 2013-0057 51th AIAA Aerospace Science Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, 2013.
6. ANSYS 16.1 User Manual.
7. Kwon-Su Jeon, "Application of Response Surface Method for the Highly Nonlinear Optimization Problems", Spring Conference of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, 2000.
8. Kwon-Su Jeon, "Survey of Multidisciplinary Design and Optimization Techniques for Efficient System Design", Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 29, No. 5, pp. 161-173, 2001.
9. Carlo Kopp, "Matra-BaE AIM-132 ASRAAM", <http://www.ausairpower.net/API-ASRAAM-Analysis>
10. J.H. Sa, "Aerodynamic Design Optimization of OA Airfoil Using the Response Surface Method", Spring Conference of the Korea Society of Computational Fluids Engineering., 2009.



이 승 진 (sjlee47@lignex1.com)

2005 건국대학교 항공우주공학 학사
2007 건국대학교 항공우주공학 석사
2007~현재 LIG넥스원 유도무기1연구센터(선임연구원) 재직 중

관심분야 : 공력구조 연계 시뮬레이션, 다분야 통합 최적화, 유도무기 체계설계



박 진 용 (jypark747@lignex1.com)

1995 명지대학교 기계공학과 학사
1997 명지대학교 기계공학과 석사
1997~현재 LIG넥스원 유도무기1연구센터(수석연구원) 재직 중

관심분야 : 유도무기 체계설계, 기체구조 최적화 설계, 소음진동 시뮬레이션