

## 論文

## 고 받음각에서의 방향 안정성 향상을 위한 Chine 형상 최적설계

박형욱\*, 박미영\*, 이재우\*\*, 변영환\*\*

Chine Shape Optimization for Directional Stability  
at High Angle of Attack

Hyeong-Uk Park\*, Mee-Young Park\*, Jae-Woo Lee\*\* and Yung-Hwan Byun\*\*

## ABSTRACT

Nose chine shape optimization study has been performed to maximize the directional stability at high angle of attack supersonic flow. Various chine shapes are generated using super ellipse equation. By numerically investigating the directional stability characteristics of those shapes, the baseline configuration for the shape optimization has been selected using the three-dimensional Navier-Stokes equations. The configuration is represented by the NURBS curves which can adjust the surface geometry by the control points. The response surfaces are constructed to obtain optimum shape which has high directional stability characteristics and lift-to-drag ratio. From this study, an efficient configuration design and optimization process which utilizes the parameter-based configuration generation techniques and approximation method has been established, then 29% improvement of the directional stability by strong vortexes from chine nose is accomplished.

## 초 록

고 받음각에서의 방향 안정성 향상을 위한 chine 형상 최적화를 수행하였다. Super ellipse equation을 통하여 다양한 형태의 chine 형상을 생성하고, 3차원 Navier-Stokes 방정식을 이용하여 방향안정성 및 고받음각에서의 공력 특성을 분석하였으며, 가장 높은 방향 안정성을 갖는 형상을 기본형상으로 선정하였다. 파라미터를 이용한 기본형상의 곡면 변형을 통하여 높은 방향 안정성 및 양항비를 동시에 만족하는 최적형상 도출을 위하여, 반응면을 구성하고 가중치를 도입하고 양항비를 구속조건으로 하는 방향안정성 최적화 문제를 수행하였다. 본 연구를 통하여 고받음각에서 chine형상의 공력특성을 파악하여 강한 와류를 발생시키는 chine 형상이 방향안정성에 도움이 된다는 것을 확인할 수 있었으며 최적화를 통해 기본형상보다 방향안정성이 약 29% 향상되는 결과를 얻었다. 또한 파라미터 기반 형상 생성기법과 근사최적화 기법의 연동을 이용한 형상최적설계 과정을 초음속, 고받음각 유동의 chine 형상설계에 적용하여 그 효율성을 확인하였다.

**Key Words** : Asymmetry Vortex(비대칭 와류), High Angle of Attack(고받음각), Computational Fluid Dynamics(전산유체역학, CFD), Chine nose, Design Optimization(최적설계)

†2008년 1월 25일 접수 ~ 2008년 6월 23일 심사완료

\* 정회원, 건국대학교 항공우주정보시스템공학과 대학원

\*\* 정회원, 건국대학교 항공우주정보시스템공학과

교신저자, E-mail : jwlee@konkuk.ac.kr

서울특별시 광진구 화양동 1번지

## I. 서 론

항공역학과 제어 등의 제반 기술 발달로 현재 개발 중이거나 계획에 있는 비행체들은 높은 기

동성과 제어성능을 가지도록 설계되고 있다. 이러한 높은 비행 성능을 위해서는 고 받음각(high angle of attack) 영역에서의 공기역학적 특성에 대한 정확한 이해가 필요하다. 고 받음각에서 나타나는 비대칭 유동은 양력의 감소를 유발하고 횡력(Side Force)의 증가와 요잉 모멘트(Yawing Moment)의 발생이 지배적으로 일어나게 되는데, 이 결과로 비행체의 안정성(Stability)과 조종성(Controllability)을 매우 불안정하게 만든다[1, 2].

고 받음각 영역에서의 비대칭 와류로 인한 안정성의 감소를 극복하기 위한 연구는 지금까지 이루어져 오고 있다. R. Ravi와 William H. Mason 등은 고 받음각에서의 비대칭 와류에 의한 안정성 감소를 완화시키기 위하여 chine nose 형상을 제안하였다[2]. 하지만 기존의 chine 형상에 대한 연구는 대부분 특정 형상들의 전산공력(Computational Fluid Dynamics, CFD) 해석 결과를 비교하여 방향 안정성 및 공력 특성을 확인하는 데 초점을 두었다[3, 4, 5]. 본 연구에서는 형상 표현기법을 이용하여 설계변수에 따른 다양한 형상을 고려하고 이를 통하여 고받음각 영역에서의 기동성과 방향 안정성을 가질 수 있는 chine 선두부 형상의 최적설계를 수행하였다.

## II. 고받음각 유동의 특성

### 2.1 받음각에 따른 유동특성

받음각에 따른 유동은 일정한 마하수와 레이놀즈수에서 다음과 같이 받음각의 함수로 나타나며 그림 1과 같이 크게 4개의 영역으로 나뉘어 기술된다[6].

첫 번째로 받음각이 약 0도에서 15도 사이의 저 받음각 영역이다. 이 영역에서 유동은 동체에 붙어있고 안정되며 대칭인 형태를 보인다.

두 번째로는 받음각이 약 15도에서 30도 사이의 중 받음각 영역이다. 여기서는 두 개의 대칭되는 와류가 발생하게 되고 받음각에 따른 양항비가 비선형적으로 증가한다.

다음으로 받음각이 약 30도에서 60도 사이의 고 받음각 영역이 있다. 이 영역에서는 비대칭의 와류가 박리되어 발생한다.

마지막으로 약 60도 이상의 영역에서는 와류의 박리가 더욱 심해져 실험의 의미가 없다.

### 2.2 고받음각에서의 유동특성

고받음각 영역에서는 표면에서 분리되어 유동이 흐르며 미사일 형상 뒷부분에 와류가 생성되

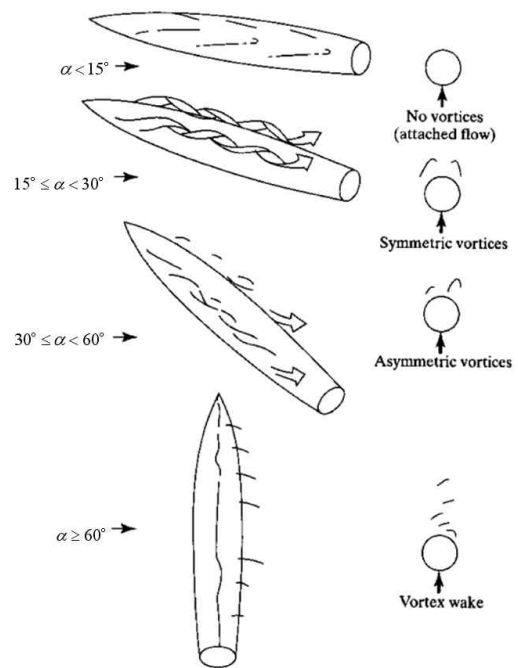


그림 1. 받음각에 따른 공력특성[6]

어 비선형적인 양력 분포를 가지게 된다. 미사일 형상의 후류 부분에 나타나는 와류가 좌우 대칭형으로 나타나는 낮은 받음각 영역에서는 받음각이 커짐에 따라 양력도 증가하게 된다. 그러나 받음각이 더욱 증가하게 되면 후류의 좌우 비대칭와류의 발생으로 인하여 양력의 효과는 감소하고 요잉 모멘트가 지배적으로 일어나서 매우 불안정한 거동을 하게 된다[1, 2].

## III. Chine 형상의 공력 특성

그림 2와 같은 chine 형상은 일반적인 원형 단면을 지닌 선두부보다 더 강한 와류를 발생하여 옆 미끄럼이 없는 조건에서 비대칭 와류의 생성을 늦출 수 있다. 또한 옆 미끄럼이 있을 경우에는 강한 와류로 인하여 복원력이 발생하여 방향 안정성을 지니게 된다. 이 외에 레이더 반사단면(Radar Cross Section, RCS)의 감소에도 효과가 있어 최근 전투기에 적용되고 있다[5].

### 3.1 형상 표현 기법

#### 3.1.1. Super ellipse equation

R. Ravi 와 William H. Mason 등은 chine 형태의 단면형상을 생성하기 위해 super ellipse equation을 사용하였다[3].

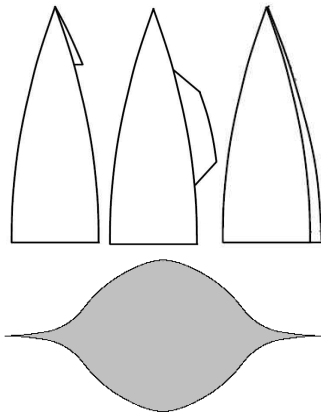


그림 2. chine 형상[5]

$$\left(\frac{z}{b}\right)^{2+n} + \left(\frac{y}{a}\right)^{2+m} \quad (1)$$

$m$ 은 chine 형상 위·아래 대칭면의 곡률을 조절한다.  $m$ 이 음수가 될 경우, chine 형상의 위아래에서는 첨점이 생기며, 음수로 커질 경우 곡선의 위아래부분 접선의 기울기가 급해지는 방향으로 증가하여 봉우리가 만들어진다.  $m$ 이 양수로 커질수록 세로축 끝부분의 접선의 기울기는 감소하여 완만해져 봉우리가 낮아진다.

반면  $n$ 은 chine 단면 좌우 곡선의 곡률, 즉 가로축 끝부분 접선의 기울기를 조절한다.  $n = -2$ 인 경우, 곡선은 단면을 구현하지 못하고 수평 직선이 된다.  $-2 < n < 0$ 인 조건하에서  $n$ 이 0에서 멀어질수록, 즉 절대값이 커질수록 좌우부분 접선의 기울기는 완만해지게 되어 좌우가 뾰족해진다. 그러나 반대로  $n > -2$ 인 조건하에서 계속해서 그 값이 커질 경우 좌우부분 접선의 기울기는 계속해서 증가하여 급해지는 방향으로 진행한다.  $-2 < n < -1$ 인 경우에 비로소 원하는 chine 형태의 단면 형상을 그려낼 수 있다.

$a$ 는 그려지는 단면의 가로 길이를 나타내고,  $b$ 는 단면의 세로 길이가 된다. 그러므로  $m = n = 0$ ,  $a = b$ 과 같은 조건이 성립하면, 반지름이  $a$ 이고 원점이 중심인 원이 만들어진다.

### 3.1.2. NURBS(Non-Uniform Rational B-Spline) Curve

비균일 유리 B-Spline 곡선(Non-Uniform Rational B-Spline curve) 또는 NURBS 곡선은 B-spline 곡선에서 매듭값의 간격이 일정치 않을 때 유도되는 비균일 B-spline 함수를 블렌딩함수로 사용한다는 점에서 비균일 B-spline 곡선과 유사하다. 하지만 조정점은  $(x_i, y_i, z_i)$  대신에 가

중치 좌표  $h_i$ 를 사용하여  $(x_i \cdot h_i, y_i \cdot h_i, z_i \cdot h_i)$ 의 형태로 표시하고 이들 4개의 좌표를 블렌딩 함수로 섞어 주도록 한다. 곡선 위 점의  $x, y, z$  좌표는 각각  $x \cdot h, y \cdot h, z \cdot h$ 를  $h$ 로 나누어 주면 되므로 NURBS 곡선의 방정식  $P(u)$ 는 다음과 같이 표현된다[7].

$$\vec{P}(u) = \frac{\sum_{i=0}^n h_i \vec{P}_i N_{i,k}(u)}{\sum_{i=0}^n h_i N_{i,k}(u)} \quad (2)$$

여기서  $P_i$ 는 일반적인 B-spline 곡선에서와 같이  $i$ 번째 조정점의 3차원 공간좌표  $x, y, z$ 를 의미한다.

NURBS 곡선은 일반적으로 B-spline 방정식에 비해 다음과 같은 장점을 지닌다. 우선 일반적인 B-spline 곡선에서는 곡선의 모양을 변화시키기 위해 각각의 조정점에서  $x, y, z$  좌표값을 조절하는 세 개의 자유도가 허용되나 NURBS 곡선에서는 각각의 조정점에 가중치 좌표  $h$ 까지 네 개의 자유도가 허용되어 보다 자유로운 변형이 가능하다. 또한 일반적으로 B-spline 방정식으로는 원, 타원, 포물선, 쌍곡선 등의 원추곡선을 근사적으로 밖에 나타내지 못하지만 NURBS 곡선은 이들 곡선을 정확하게 표현할 수 있다. 즉 자유 곡선은 물론 원추곡선까지 통일된 방정식의 형태로 나타낼 수 있으므로, 프로그램 개발 시 그 작업량을 줄여주게 된다. 이와 같은 장점 때문에 chine 형상의 생성을 위하여 NURBS 곡선을 사용하였다.

## 3.2 Chine 형상의 안정성 경향분석

### 3.2.1. Super ellipse equation을 통한 chine 형상 생성

Chine 형상이 공력에 미치는 영향에 대한 경향성을 확인하기 위하여  $m$ 은 0 과 1의 두 가지를 선정하였으며,  $n$ 의 경우는 Ref. 2와 같이 -1.25와 -1.5를 사용하였다.  $b/a$ 는  $a$ 의 값을 1로 고정시키고  $b$  만을 0.5 와 1의 두 가지 경우를 비교하였다. 전산해석에 적용할 때는 단면의 높이를 동일하게 하여 계산하였다. Chine 형상의 경향성을 분석하여 그 중 가장 좋은 성능을 가지는 형상을 기본형상으로 선정한다.

### 3.2.2. Chine 형상의 전산해석

본 연구에서는 CFD 코드인 CFD-FASTRAN[8]을 해석도구로 사용하였으며 지배방정식은 3차원 Navier-Stokes 방정식을 적용하였다. 점성계수는

표 1. Super ellipse equation의 설계변수

Case	$m$	$n$	$a$	$b$
1	0	-1.25	1	0.5
2	0	-1.25	1	1
3	0	-1.5	1	0.5
4	0	-1.5	1	1
5	1	-1.25	1	0.5
6	1	-1.25	1	1
7	1	-1.5	1	1

Sutherland Law, 난류 모델은 1 equation model 인 Spalart-Allmaras model을 채택하였다. 공간 적분 기법으로 Roe's FDS (Flux Difference Splitting)에 minmod 제한자를 사용하여 해의 진동을 제어 하였으며 시간 적분 기법으로는 완전 내제적(fully implicit) 방법을 사용하였다.

가. 해석 프로그램의 검증

해석 프로그램의 검증을 위하여 초음속, 중반음각에서 공중발사체 형상의 압력분포와 초음속, 고반음각에서의 비대칭 와류 형상에 대해 실험 및 CFD 해석 결과를 비교해보았다. 실험은 Eswar Josyula의 논문결과 및 건국대학교의 초음속 풍동 MAF를 이용한 실험결과를 사용하였고 해석에는 본 연구와 동일한 난류모델과 공간적분 및 시간적분 기법을 사용하였다.

① 초음속, 중반음각에서의 압력계수 비교

사용 프로그램의 검증을 위하여 실제 실험 데이터가 있는 형상에 대하여 검증을 수행하였다. 검증 모델과 선두부의 형상, 길이 및 직경은 그림 3과 같다.

코드검증을 위한 해석 격자계는 One Block이고 총 격자수는 약60만개이며 그림 4와 같으며 해결과 실험에서 얻어진  $C_p$ 를 비교한 결과는 그림 5에서 보여주고 있다.

해석조건은 자유류의 마하수  $M_\infty=2.5$ 에서 받음각 14도이며  $P_0=141,827$  N/m<sup>2</sup>,  $T_0=308$ K 및  $Re=1.23 \times 10^6$ 이다. 그림 5에서는 3.5d와 6.5d에서의 원주방향 압력 분포 결과를 Eswar Josyula의 논문에 있는 실험 결과[9]를 비교하였다. 이를 보면 코드 검증결과 대체적으로 CFD

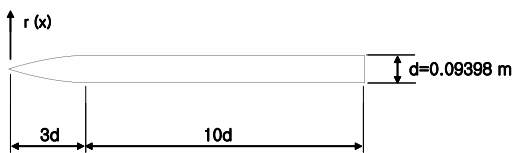


그림 3. 코드 검증을 위한 모델 형상[9]

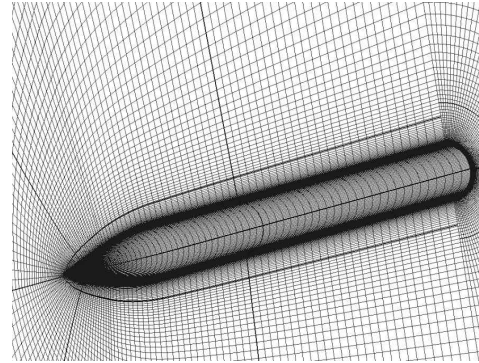


그림 4. 코드 검증을 위한 해석 격자계[10]

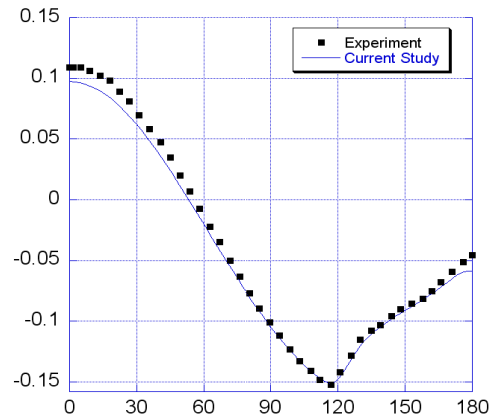


그림 5-a.  $x = 3.5d$  [10]

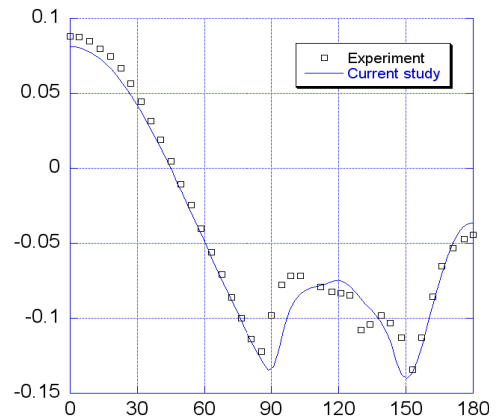


그림 5-b.  $x = 6.5d$  [10]

그림 5. 실험결과와 해석결과의  $C_p$  곡선 비교

프로그램을 이용한 해석결과와 실험결과가 대체적으로 잘 일치함을 볼 수 있다.

② 초음속, 고반음각에서의 비대칭 유동 비교

해석 프로그램의 검증을 위하여 초음속, 고반

표 2. 건국대학교 MAF의 제원[11]

구 분	제 원
풍동형식	불어내기식
전체크기	0.6(W) x 1.16(H) x 4.05(L) m
전체하중	1400kg
시험부 크기	0.2(W) x 0.226(H) x 0.36(L) m
풍속범위	$M_\infty=2.0\sim4.0$ (히터 미장착) $M_\infty=2.0\sim7.0$ (히터 장착)
시험시간	1.0~2.0s
Mass Flow Rate	2.7kg/s
저장 용기	가스 탱크(40L x 8) 최대허용압력 : 150bar

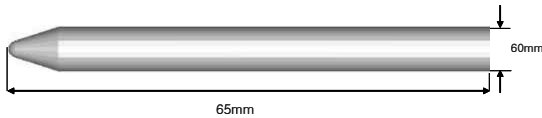


그림 6. 초음속 실험에 사용된 공중발사체 모델[11]



그림 7. 건국대학교 초음속 풍동 MAF[11]

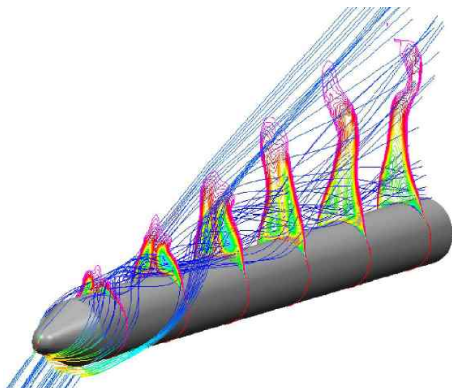


그림 8. 발사체 형상의 엔트로피 선도[12]

음각에서 공중발사체 형상(그림 6)의 압력분포와 와류에 대한 실험 및 CFD 해석 결과를 비교해 보았다[11]. 실험은 건국대학교의 초음속 풍동 MAF(그림 7)를 이용하였으며, 해석에는 본 연구

와 동일한 난류모델과 공간적분 및 시간적분 기법을 사용하였으며 이때 마하수는 3, 피치각은 30도로 하였다.

그림 8은 해석 프로그램을 이용한 발사체 형상의 엔트로피 선도를, 그림 9는 초음속 풍동 실험을 통한 와류의 가시화 결과이다. 이 둘을 비교한 결과 발사체의 뒤쪽으로 갈 수록 비대칭 와류의 발생이 증가하는 것을 볼 수 있었다.

그림 10은 CFD 해석으로 도출된 압력계수를 나타낸 것이다. 이를 보면 유동의 가시화를 통해 보여진 비대칭 와류로 인한 압력의 불균형을 확인할 수 있다[11, 12].

실험결과와 해석 프로그램을 이용한 위와 같은 비교를 통하여 초음속 유동에서의 압력분포와 고받음각에서 비대칭 유동의 발생 및 그로 인한 압력비대칭을 확인할 수 있었다. 실험장비의 한계로 인하여 초음속 고받음각 유동에서의 압력은 측정할 수 없었다.

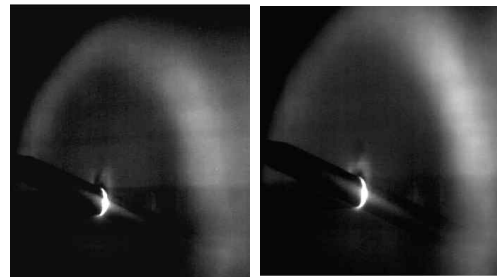


그림 9-a. X/L=1/3

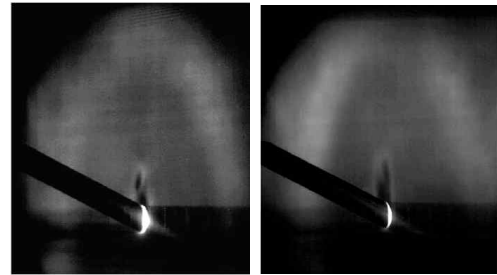


그림 9-b. X/L=1/2

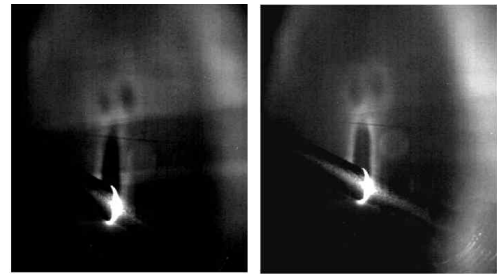


그림 9-c. X/L=2/3

그림 9. MAF에서 비대칭 와류의 가시화[11]

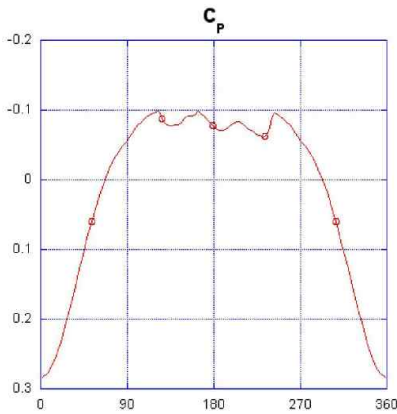


그림 10. CFD해석을 통한 Cp 결과 [12]

**나. 전산해석 형상**

Super ellipse equation으로 그린 단면 형상을 이용하여 미사일의 동체 형상을 생성하고 이를 통하여 단면형상에 따른 경향성을 파악한다. 동체 형상은 총 길이가 지름의 8배(8d, d:동체의 지름)가 되며, 길이 3d의 곡선 선두부와 길이 5d의 직선의 동체로 나누어진다. 기본적인 형상은 지름과 폭이 1d인 단면이며, 형상에 따라 case 1, 3, 5, 7의 단면 폭은 2d가 된다.

**다. 전산해석 격자계**

앞에서 나타낸 형상을 이용하여 전산해석을 위한 격자계를 구성하였다. 총 8개의 구역으로 구성된 다구역 격자계를 가진다. 전체 격자는 i, j, k 방향으로 172x54x79의 격자계를 가지며 총 733752개의 격자로 구성 되어있다.

원방경계의 거리는 미사일의 전방으로 지름의 8배, 측 방향으로는 지름의 20배로 결정하였다. 격자계는 위상학적으로 일반적인 실린더 형상 해석에 쓰이는 C-O형태 격자를 사용하였다.

**라. 해석 조건**

미사일과 같은 공중발사체의 경우 모션에서 분리 후 pull-up 기동 및 목표물의 추적을 위해

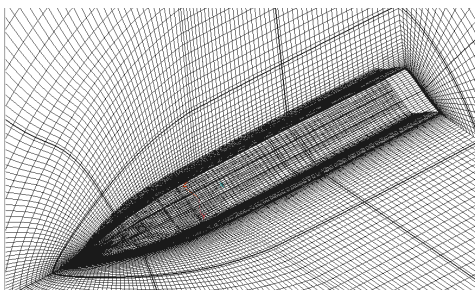


그림 11. Chine nose 격자형상

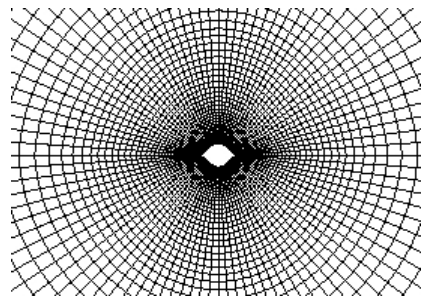


그림 12. Chine 단면 형상의 각자계

고속, 고 받음각 상황에 놓일 수 있으며 이 때 발생하는 비대칭와류로 인해 방향 안정성에 영향을 미칠 수 있다. 이러한 고 받음각에서의 미사일 선두부의 유동해석을 위해 다음과 같은 조건에서 해석을 수행하였다.

- 비행 고도 : 35,000ft
- 비행 속도 : 마하수 2.5
- Angle of Attack : 각 case마다 20°, 40°
- Sideslip Angle : 5°
- 레이놀즈수 : 6.9×10<sup>5</sup>

**마. 해석 결과 및 분석**

해석은 오차한계가 10<sup>-5</sup>이하일 때 수렴했다고 가정하여 대략 570여회의 반복계산을 수행하였다.

그림 13은 각 case에 대한 엔트로피 선도를 보이고 있다. 위와 같이 받음각이 20도일 경우 비대칭와류의 관찰이 되긴 하지만 본 논문에서 다루고자 하는 고받음각 영역은 아니고 또한 그 비대칭와류의 크기가 그리 크지 않아 최적화를 위한 비교 및 해석에서는 제외하였다. 하지만 받음각 20도와 40도일 때 옆 미끄럼각을 통해 발생하는 비대칭 와류 및 압력분포는 각 형상에 따른 양상이 유사하였다.

그림 14에서는 각 형상에 대한 요잉 모멘트와 양항비를 비교하였다. 사이드슬립에 대한 복원력으로 작용하는 요잉 모멘트 C<sub>n3</sub>의 값과 양항비가 높은 형상을 찾도록 하였고 그 결과, case 3을 선택하여 최적화 수행을 위한 기본형상으로 선정하였다. 해석 결과는 동일한 연구를 수행한 R. Ravi와 H. Mason의 연구결과와 동일한 경향을 갖고 있는 것으로 확인하였다[3].

C<sub>n3</sub>는 다음의 식과 같이 결정될 수 있다. 하지만 CFD 해석을 수행할 때 옆 미끄럼각 β가 0이면 대칭와류가 발생하여 C<sub>n</sub>=0이 된다. 그래서 본 연구에서는 β=0인 경우들에 대해서 추가적으로 해석할 필요가 없었다[2].

$$C_{n_3} = \frac{\Delta C_n}{\Delta \beta} \tag{3}$$

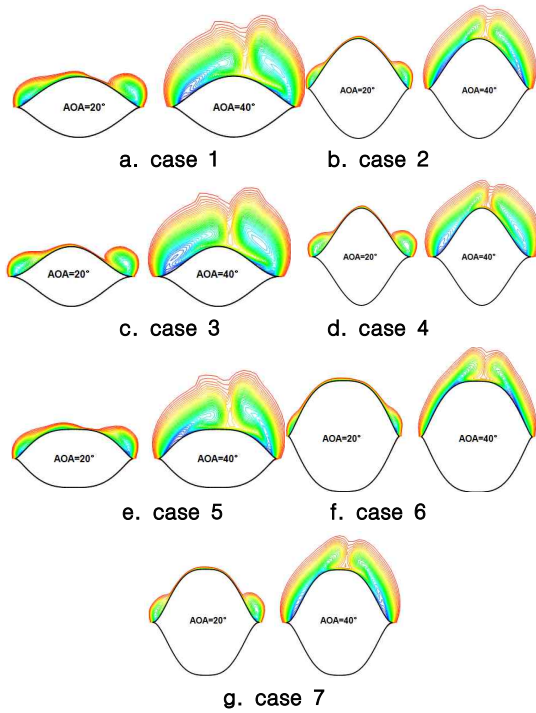


그림 13. Chine 형상 해석결과 (엔트로피 선도)

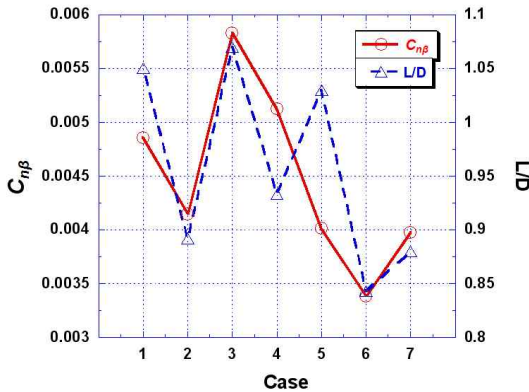


그림 14.  $C_{n\beta}$  및  $L/D$  비교

#### IV Chine 형상 최적화

##### 4.1. NURBS 곡선을 이용한 chine 형상 생성

Chine 형상은 앞에서 수행한 경향성 분석의 결과에서 가장 뛰어난 성능을 보인 case 3를 기본으로 하여 폭과 높이를 고정하고 chine 형상의 곡면을 변화시켰다.

Chine 형상의 생성을 위하여 총 6개의 조정점을 사용하였으며 각 조정점의  $h$ 값은 1로 고정하

표 3. 조정점의 좌표 및 설계변수의 범위

Point	Y축			Z축		
	Min.	Mid.	Max.	Min.	Mid.	Max.
1	0 (fixed)			0 (fixed)		
2	0	0.1	0.2	0	0.05	
3	0.4 (fixed)			0.05	0.1	0.175
4	0.6 (fixed)			0.325 (fixed)		
5	0.9 (fixed)			0.5 (fixed)		
6	1.0 (fixed)			0.5 (fixed)		

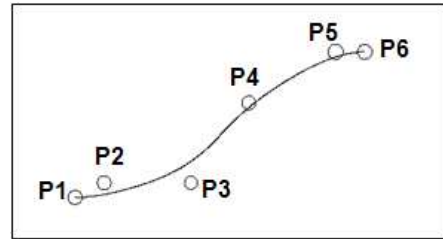


그림 15. NURBS 곡선

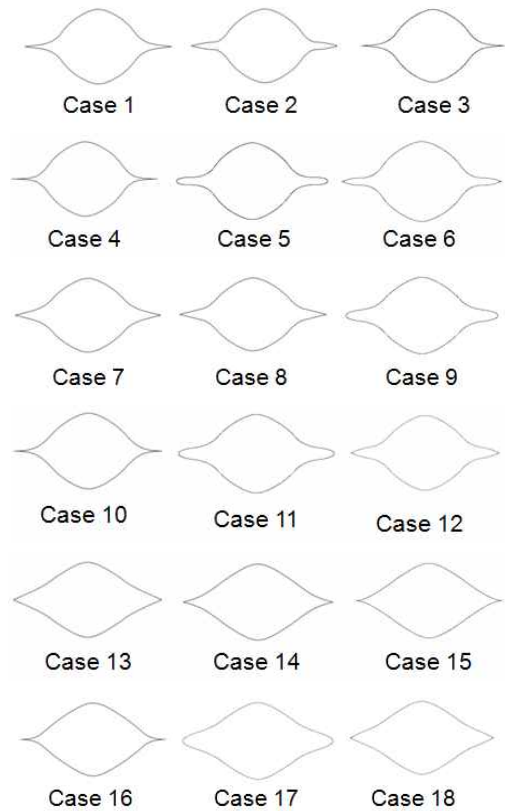


그림 16. NURBS 곡선을 이용한 chine 형상

였다. 6개의 조정점 중 chine 형상의 곡면에 영향을 주는 2개의 점을 선정하여 각 점의 좌표를

설계변수로 하였다. 표 2에서는 이러한 조정점의 좌표 및 설계 변수를 보여주고 있다.

다음의 그림 15와 같이 chine 형태의 1/4을 생성하고 해석 시 이를 사용하여 chine 형상을 생성한다. 각 조정점의 위치는 그림과 같다.

위의 변수를 이용하여 총 18개 case의 chine 형상을 생성하여 각각에 대하여 CFD 해석을 수행하였다. 그림 16은 NURBS 곡선을 이용하여 생성한 18개 case들의 형상을 보여준다.

### 4.2. 최적화 문제 구성

본 연구에서는 옆미끄럼 발생 시 복원력을 발생시키는  $C_{n\beta}$  값과 양항비를 최대화시킬 수 있도록 최적화 문제를 구성하였다. 두 개의 다른 값을 동시에 최적화하기 위해 새로운 목적함수로 OMV(Overall Measure Value)를 식 (4)와 같이 선정하였다.

$$OMV = w \frac{C_{n\beta}}{(C_{n\beta})_B} + (1-w) \frac{(L/D)}{(L/D)_B} \quad (4)$$

여기서

$w$  : 각 항에 대한 가중치 (0.3, 0.5, 0.7 사용)

$C_{n\beta}$  : 요잉모멘트

최적화 문제는 다음과 같이 구성 되었다.

**Max. OMV**

**Subject to.  $L/D > 1.065$  ( $L/D$  of Baseline)** (5)

#### 4.2.1. 반응면 구성 및 적용 방법

위와 같이 구성된 최적화 문제를 해결하기 위해 CFD 해석결과를 이용하여  $C_{n\beta}$  와  $L/D$ 에 대한 반응면을 구성한다[13]. 표2의 이산본포된 설계변수에 대해 factorial method로 실험점을 생성하였다. 이에 따라 총 18개(3x2x3=18)의 case가 도출되었으며 각각에 대하여 CFD 해석을 수행한다. CFD 해석결과로부터 얻은 공력특성 값을 통해  $C_{n\beta}$  와  $L/D$ 을 계산하고 이를 통하여 각 형상 별 OMV값을 얻게 된다. 각 case 별로 얻은 결과를 이용하여 목적함수에 대한 설계변수의 2차 반응면을 구성한다.

#### 4.2.2. 최적화 방법

전역최적화 기법인 유전자 알고리즘을 이용한 코드인 GENOCOP III[14]를 이용하여 구성된 2차 반응면 식에 적용하였다[13, 15]. 유전자 알고리즘은 구배정보를 사용하지 않고 주어진 설계공간 전역에 대한 탐색을 수행하여 국부 최적점에 빠지지 않고 최적화를 수행할 수 있는 기법이

다. 생물학적 진화이론에 기반을 둔 이 기법은 재생산, 돌연변이, 교차 등을 통해 새로운 설계점을 찾고 이 가운데 우수한 형질을 지니는 것만을 다음 세대로 넘겨 최적값을 찾아내게 된다. 본 연구에서 개체군의 크기는 8로 하였고 재생산율은 0.25로 설정하여 진행하였다. 반복 계산을 통하여 위와 같은 값들이 가장 좋은 결과를 보여 이를 이용해 최적화를 수행하였다.

### 4.3. 형상별 공력 및 안정성 해석 결과

CFD 해석 조건 및 격자계는 경향분석과 동일하게 적용하였다.

다음의 그림 17은 각 형상에 따른  $C_{n\beta}$  와 양항비를 나타내고 있으며 이들 결과를 이용하여 OMV 구성하고 그 결과는 그림 18과 같다.

그림 18의 결과에서 보는 것과 같이 가중치를 변화시켜도 전체 결과의 양상에는 큰 변화가 없었으며 case 4에서 가장 큰 OMV 값이 얻어지는 것을 확인할 수 있었다.

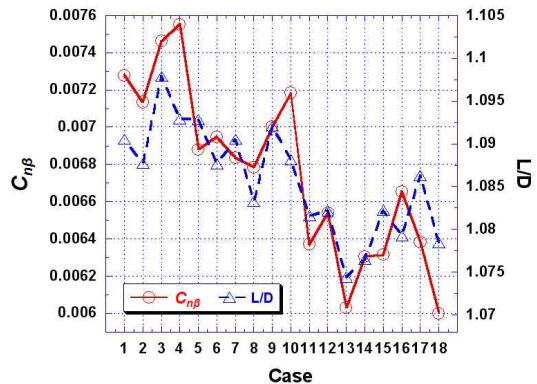


그림 17.  $C_{n\beta}$  와 양항비 결과

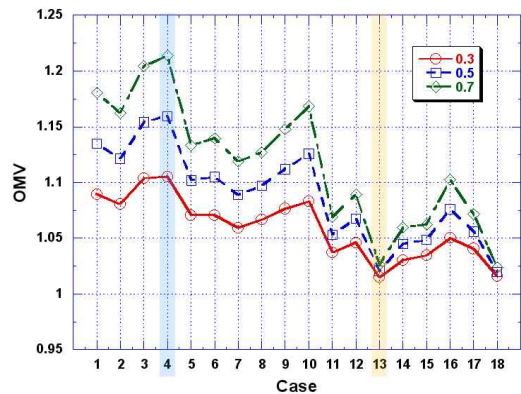


그림 18. 가중치에 따른 OMV 결과 비교



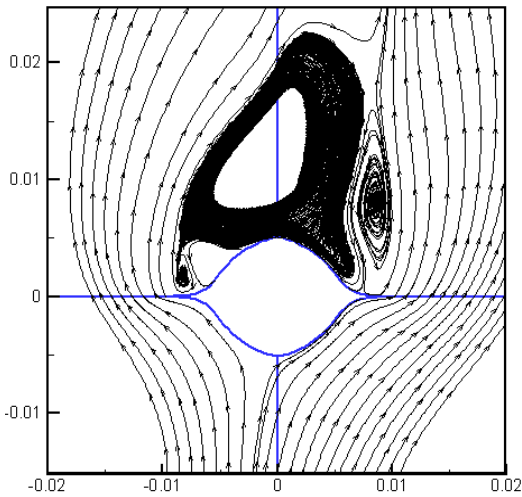


그림 19-a. Case 4

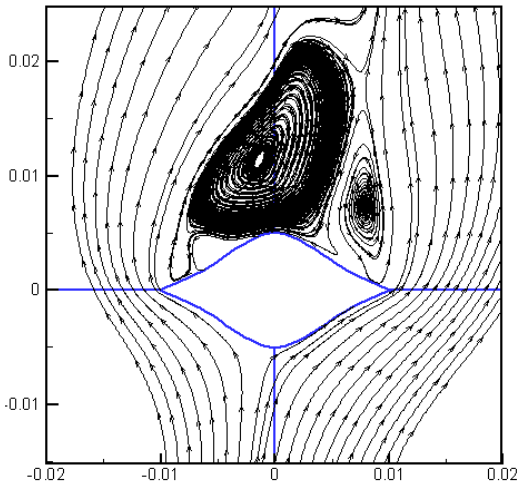


그림 19-b. Case 13

그림 19. 단면형상의 유선 비교

그림 19의 해석결과를 보면 OMV 값이 높게 나온 case 4와 낮게 나온 case 13을 같은 수의 유선으로 비교해 보면 case 4가 더 집중되어 나타나는 것을 볼 수 있다. 이는 case 4의 형상이 더 강한 1차, 2차 와류를 생성시키고 이로써 더 강한 복원력을 가짐을 알 수 있다.

#### 4.4. 최적화 결과

##### 4.4.1. 반응면 구성 결과 및 최적설계 적용

위와 같은 결과들을 이용하여  $C_{n_3}$ 와 제약조건인 양항비에 대하여 2차 반응면을 구성하였고  $R^2_{adj}$ 가 각각 0.95와 0.91로 신뢰할 수 있다. 이

표 4. 최적화 결과

	Design parameters	Baseline	Optimum solution	Improv. ratio
Design variables	X1	0.1	0.2	
	X2	0.0	0.0	
	X3	0.1	0.05	
Results	$C_{n_3}$	0.00582	0.00755	29.73%
	L/D	1.065	1.093	2.63%
	OMV ( $w=0.5$ )	1	1.1596	15.96%

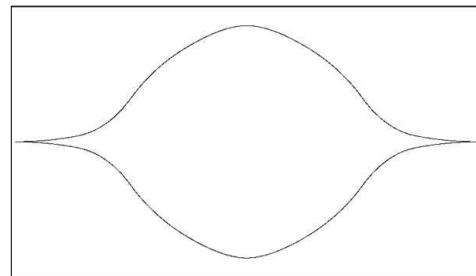


그림 20. 최적화 형상

반응식을 이용하여 GENOCOP III에서 최적화를 수행하였다. 416회의 evaluation과 83회의 반복계산을 통하여 최적결과를 도출하였다.

##### 4.4.2. 최적설계 결과

최적화 결과 표 4와 같은 설계점들을 얻게 되었으며 여기서 보듯  $C_{n_3}$ 와 양항비를 모두 고려한 OMV값이 15.96% 증가하는 것을 보였다. 위와 같은 설계점을 이용하여 행성한 chine 단면 형상은 그림 20과 같다. 최적화 결과로 얻어진 형상은 끝이 날카로운 chine 형상을 지니고 있으며 이로 인하여 강한 와류를 발생시키게 된다.

## V 결 론

형상표현 기법 중 대표적인 super ellipse equation 기법과 NURBS 기법을 이용하여 chine 형상을 생성하고 방향 안정성 경향을 확인하고 이를 통하여 방향 안정성 및 양항비를 높이는 형상 최적설계를 수행하였다. 그 결과 최적화 결과로 도출된 날카로운 chine 형상에서 발생하는 강한 1차, 2차 와류로 인해 옆 미끄럼으로부터 발생하는 횡력을 상쇄시킬 수 있는 형상을 얻을 수 있었다. 이때  $C_{n_3}$ 는 기본 형상보다 약 29%, 양항

비는 2% 증가하였으며 각각의 가중치를 고려하여 구한 OMV값은 15.96% 증가하였다.

이와 같은 형상표현 기법과 최적화 기법을 연계하여 활용하면 다양한 형상에 대해 원하는 성능을 얻도록 최적화를 수행할 수 있다. 또한 보다 적은 설계변수로 다양한 형태를 표현할 수 있는 형상표현기법을 이용하면 적은 실험점을 이용하여 최적화를 수행할 수 있을 것이며 이는 초기 설계 단계에서 걸리는 시간 및 노력을 효과적으로 감소시킬 수 있을 것이다.

## 후 기

본 연구는 한국학술진흥재단의 2005년도 선도 연구자 지원 사업(D00151)과 BK21 ST-IT 융합공학인력양성사업단의 지원으로 수행되었으며 연구비 지원에 감사드립니다.

## 참고문헌

- 1) Josef Rom, "High Angle of Attack Aerodynamics", Springer-Verlag, 1992.
- 2) 송병규, 조옥찬, "높은 받음각 분야의 연구 동향", *항공우주학회지* 제27권 제1호 1999년 2월
- 3) R. Ravi and William H. Mason, "Chine Shaped Forebody Effects on Directional Stability at High- $\alpha$ " *Journal of Aircraft*, Vol. 31, No. 3, May-June, 1994.
- 4) M. J. Siclari, "Asymmetric Separated Flow at Supersonic Speeds", *AIAA Journal*, Vol. 30, Jan. 1992.
- 5) Holly M. Ross, Matthew J. O'Rourke, "Exploratory Investigation of Forebody Strakes for Yaw Control of a Generic Fighter With a Symmetric 60° Half-Angle Chine Forebody", *NASA Technical Paper 3604*, Apr. 1997.
- 6) Russell M. Cummingsa, James R. Forsythe, Scott A. Morton, Kyle D. Squires, "Computational challenges in high angle of attack flow prediction", *Progress in Aerospace Sciences* 39, 2003, pp. 369~384
- 7) 김상진, 전용희, 이재우, 변영환, "반응면 기법을 이용한 발사체 선두부 다점 최적 설계", *한국항공우주학회지* 제29권 제4호 2001년 6월
- 8) CFD Research Corporation, "CFD-FASTRAN Users Manual", 2004.
- 9) Eswar Josyula, "Computational Simulation Improvement of Supersonic High-Angle of Attack Missile Flows", *Journal of Spacecraft and Rockets*, vol. 36, no. 1, 1999, January-February.
- 10) 전영진, "고받음각 기동에서 세장형 몸체 주변에 발생하는 비대칭와류에 관한 실험적 연구", *건국대학교 항공우주정보시스템공학과 석사학위 논문*. 2008년 2월
- 11) 전영진, 지영무, 김기수, 서형석, 이재우, 변영환, "고받음각 초음속 유동하에서의 세장형 물체에 대한 비대칭와류 유동가시화", *한국항공우주학회 2007 춘계 학술발표회 논문집* p. 803~806, 2007년, 4월 13일
- 12) Young-Jin Jeon, Young-moo Ji, Ki-su Kim, Hyung-seok Seo, Yung-Hwan Byun, and Jae-Woo Lee, "The flow visualization and numerical analysis of asymmetric vortices around the slender body at high angle of attack", 2007 JSASS-KSAS Joint International Symposium on Aerospace Engineering, p.176-179, 2007, November.
- 13) Rao, S. S., *Engineering Optimization*, John Wiley and Sons, 1996, New York, USA
- 14) [http://www.coe.uncc.edu/~zbyszek/gch\\_ome.html](http://www.coe.uncc.edu/~zbyszek/gch_ome.html)
- 15) Jasbir S. Arora, *Introduction to Optimum Design*. 2nd ed., Elsevier Inc., 2004, USA