

論文

원추 유동 해와 최적화 기법을 이용한 축대칭 초음속 흡입구의 예비 설계

정석영\*

Preliminary Design for Axisymmetric Supersonic Inlet using Conical Flow Solution and Optimization Technique

Suk Young Jung\*

ABSTRACT

Design program was developed to determine the external shape of the supersonic axisymmetric inlet by combining conical flow solver and approximation technique of conical shock with gradient-based optimization algorithm. Inlet designs were carried out under various operation conditions through optimization with respectively two object functions which consist of pressure recovery and cowl drag and with constraints about shock position, cowl shape, and minimum throat area. New object function consisting of pressure recovery and drag of the external cowl was proposed and the optimized shapes from new object function were compared to the ones from the old object function which maximize only the pressure recovery. Through computations of inviscid and turbulent flow, was tested performance of the design program and performance estimated in design program agreed well with computation results for inlets designed under various flight conditions.

초 록

초음속 축대칭 흡입구의 형상 설계를 위하여 원추 유동 해법과 충격파 근사 기법을 기반으로 하고 구배 기반의 최적화 기법을 이용한 설계 프로그램을 개발하였다. 압력 회복률과 항력을 고려한 두 가지 목적 함수에 대하여 충격파 위치와 카울의 형상, 흡입관 목면적 등에 대한 제한 조건 등을 고려하여 여러 운용 조건에 대해 흡입구 설계를 수행하였다. 최적 설계를 위하여 압력 회복률과 항력을 동시에 고려한 목적 함수를 제안하고 압력 회복률만을 고려하여 설계된 흡입구 형상과 비교하였다. 설계된 결과는 전산 유체 역학을 이용한 비점성/점성 유동 해석으로부터 산출된 흡입구 성능 결과와 비교하여 검증하였으며 예측된 성능이 계산된 결과와 잘 일치하였다.

**Key Words** : Supersonic Axisymmetric Inlet(초음속 축대칭 흡입구), Shape Optimization (형상 최적화), Conical Flow(원추 유동), Gradient-based Method(구배법)

기 호

영문자

A : 면적  
C : 공력계수

D : 항력  
G : 목적 함수  
L : 길이  
M : 마하수  
 $\dot{m}$  : 유량  
n : 충격파의 총 계수  
N : 원추 유동의 분할된 방사선의 총 계수

† 2006년 7월 12일 접수 ~ 2006년 8월 8일 심사완료

\* 정회원, 국방과학연구소 3체계개발본부  
연락처, E-mail : monguss@hanafos.com  
대전시 유성우체국 사서함 35호

$p$  : 압력  
 $t, R$  : 반지름  
 $T$  : 추력  
 $U$  : 속도

#### 그리스 문자

$\beta$  : 충격파각  
 $\delta$  : 원추각  
 $\theta$  : 유동의 편향각

$\rho$  : 밀도

#### 위/아래 첨자

$D$  : 항력  
 $I$  : 압축 원추의 각 단계  
 $j$  : 원추 유동에서 분할된  
 각 방사선  
 $o$  : 정체값  
 $\infty$  : 자유류 값

## 1. 서 론

공기 흡입구의 역할은 고속의 공기를 적절한 속도로 감속시켜 적절한 양을 엔진에 공급하는 것이다. 초음속 비행에서는 유동의 감속 과정 중에 필연적으로 발생하는 충격파에 의하여 고압으로의 압축도 이루어지므로 별도의 압축기가 필요 없게 된다. 흡입구의 효율을 높이기 위하여 감속과 압축 과정에서 압력 손실과 유량의 손실을 줄여야하며 이를 위하여 충격파의 강도와 위치가 적절하도록 흡입구의 외부 형상이 설계된다. Oswatitsch<sup>1</sup>는 Lagrange Multiplier를 이용한 2차원 초음속 흡입구 형상의 최적 설계 기법을 제안하였다. 다중 썩기를 이용하여 충격파를 연속적으로 생성하고 각각의 썩기에서 발생한 충격파의 강도를 계산하여 압력 손실이 최소가 되도록 썩기의 각도를 결정하였다. Smart<sup>2</sup>는 동일한 기법을 스크램젯을 위한 흡입구 설계에 응용하였다. 이와 같은 2차원 형상의 초음속 흡입구 설계는 충격파 전후의 유동 성질이 대수적으로 주어지기 때문에 전통적인 최적화 방법을 사용하기가 수월하고, 전산 유체 역학에 의한 유동 해석과 수치적 최적 설계 기법을 이용한 최적화 연구가 많은 진전을 이루었음에도 불구하고, 해석적인 해를 구할 수 있기에 매우 효율적인 설계가 가능하다. Zha 등<sup>3</sup>은 2차원 흡입구 형상에 대한 최적 설계를 위하여 이론과 근사 모델을 사용한 1단계 최적 설계와 전산 유체 역학에 의한 해석을 이용한 2단계 최적 설계로 이루어진 다단계 설계 체계를 구축하였다. 이론과 근사 모델을 사용하여 개략적인 설계를 하고 이를 바탕으로 전산 유체 역학을 이용한 세부 설계를 하였다. 다단계 설계 체계의 궁극적인 운용 방침은 1단계 설계에서 짧은 시간 동안에 많은 수의 설계 변수와 설계 공간의 극한까지 탐색하고 2단계 설계에서는 1단계 설계에서 다루지 못하는 적은 수의 중요 설계 변수를 고려하는 것이라고 하였다.

축대칭 형상 주위의 유동은 원추 유동의 특성

을 가지고 있으며 상미분방정식 형태로 지배방정식이 주어진다. 그러므로 2차원 형상에 비하여 유동 특성의 해석에 어려움이 크며 해석적인 해가 주어지지 않고 수치 적분을 통하여 해를 얻을 수 있다. Connors 등<sup>4</sup>은 축대칭 흡입구의 형상 설계를 위하여 그래프를 이용하는 방법을 제시하였고 또한 원추 유동의 불균일한 유동 특성과 그로 인하여 곡면으로 이루어진 충격파의 형상을 근사하는 기법을 제안하였다. Tindell 등<sup>5</sup>은 아음속에서 초음속 흡입구에 대한 성능 분석 프로그램을 개발하면서 특히 축대칭 형상의 초음속 흡입구 성능 분석을 위하여 원추 유동과 경험에 의한 충격파 형상 근사 방법을 사용하였다.

국내에서의 초음속 흡입구의 최적 설계는 주로 CFD 해석과 반응면 기법을 결합하여 기본 형상을 향상시키는 상세 설계 단계의 연구 형태가 민병영 등<sup>6</sup>과 오석진 등<sup>7</sup>에 의하여 이루어졌다. 민병영 등<sup>6</sup>의 연구는 2차원 흡입구 형상에 대해 비점성 유동 해석을 이용하였고 오석진 등<sup>7</sup>의 연구에서는 축대칭 흡입구 형상의 최적 설계를 위하여 난류 유동 해석을 수행하였다. 그러나 두 연구에서 기본 형상의 획득 과정에 대해 언급이 없으며 또한 설계 변수의 선택이나 탐색 범위가 넓지 않다.

본 연구에서 축대칭 형상의 초음속 흡입구의 예비 설계를 위하여 원추 유동의 해와 충격파 근사 기법을 사용하고 Gradient-based 최적화 기법과 결합하여 요구 성능에 최적화된 형상 설계를 시도하였다. 원추 유동의 수치해는 전산 유체 역학보다 빠른 시간 내에 유동 특성을 산출할 수 있으나 수치해이기 때문에 전통적인 최적화 기법 대신에 현대의 수치적 최적화 기법과 결합하여 최적화를 시도하였다. 최적화 목적함수는 압력 손실만을 최소화하는 것만이 아니라 압력 손실과 항력의 최소화를 절충한 것도 사용하였다. 항력을 산출하기 위하여 근사 방법인 SOSE(Second Order Shock Expansion)<sup>8</sup> 방법을 이용하였고 설계된 결과는 전산 유체 역학을 이용한 해석을 통하여 검증하였다.

## II. 축대칭 흡입구의 형상과 성능

### 2.1 압력 회복률

초음속 흡입구 주위의 충격파 형태는 그림 1 과 같다. 그림은 Oswatitsch<sup>1</sup>가 제시한  $n$ -충격파 구조로 그림에는 세 개이지만  $(n-1)$ 개의 경사 충격파와 1개의 수직 충격파로 이루어져 있다. 이러한 충격파 구조에서 압력 회복률,  $PR$ 은 각 충격파 전후의 전압비로부터 식 (1)과 같이 계산될 수 있다.

$$PR = \frac{p_0^n}{p_0^0} = \frac{p_0^1}{p_0^0} \dots \frac{p_0^n}{p_0^{n-1}} = \prod_{i=0}^{i=n-1} \frac{p_0^{i+1}}{p_0^i} \quad (1)$$

축대칭 형상의 경우 원추 유동에 대한 상미분 방정식의 수치해(Taylor-Maccoll 수치적분)를 통하여 유동 특성을 계산할 수 있다. 원추 유동은 원추의 첨단부로부터 시작하는 방사선을 따라 유동의 성질이 일정한 특성을 가진다. 서로 다른 방사선 위에 위치한 두 지점에서의 유동 특성이 다르기 때문에 2차원 유동과는 달리 충격파 이후 유동 특성이 균일하지 않다. 그러므로 각 방사선을 따라 후속 충격파 강도가 다르며 전압비도 위치마다 달라진다.

원추 유동의 수치해와 충격파 형상의 근사를 이용한 유동 해석 방법은 그림 2에 나타나 있다. 첫 번째 충격파( $i=1$ ) 이후의 각 방사선( $1 \leq j \leq N$ )에서의 유동 특성이 원추 유동 해법으로부터 계산되고 이후의 충격파( $i=2, 3, \dots$ )에서 식 (2)와 같이 모든 방사선에서 동일한 각도만큼 편향된다는 가정으로부터 각 지점의 국부적인 충격파 강도와 충격파 후의 유동 특성을 계산한다.

$$\Delta\theta_{i,j} = \theta_{i,j} - \theta_{i-1,j} = \delta_i - \delta_{i-1} \quad (2)$$

for all  $j, 1 < i < n$

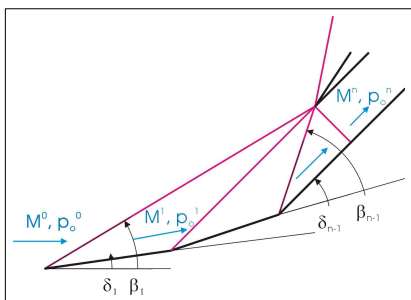


그림 1. 초음속 흡입구의  $n$ -충격파 구조

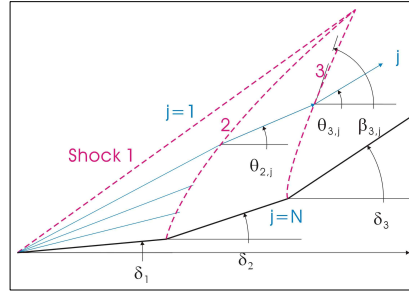


그림 2. 다중 충격파의 원추 유동 해석 기법

Connors 등<sup>4</sup>은 이와 같은 가정을 두 개의 경사 충격파가 존재하는 경우에 적용하였으며 본 연구에서는 세 번째 경사 충격파의 형상을 예측하는 경우에도 확장하여 적용하였다. 식 (1)의 압력 회복률은 각 방사선과 충격파의 교차점에서 국부적인 전압비를 평균하여 산출한다.

$$\frac{p_o^{i+1}}{p_o^i} = \frac{1}{N} \sum_{j=1}^{j=N} \left( \frac{p_o^{i+1}}{p_o^i} \right)_j \quad (3)$$

### 2.2 흡입구 형상과 제한 조건

그림 3에 주어진 바와 같이 다중 압축 원추와 단면이 구면인 카울 내/외부, 아음속 확산부, 그리고 원통형 중앙 동체와 외부 동체 사이의 직선 유로 등으로 이루어진 형상으로 초음속 흡입구를 구성하였다. 각 형상을 표현하는 변수 중 최적화의 설계 변수는 압축 원추의 각도( $\delta_i$ )이며 윗줄을 친 변수는 운용 조건 등 상위 체계로부터 주어지는 조건으로 설계 중 고정된다. 그 외의 변수는 제한 조건으로부터 결정된다.

초음속 흡입구 형상에 대한 제한 조건으로 첫 번째는 압축 원추에서 발생한 충격파는 모두 카울의 첨단부에 집중된다는 것이다. 그림 2에서 보듯이  $N$ 개의 방사선으로 분할하여 각 방사선에서 식 (2)의 조건으로부터 국부적인 충격파 각도를 계산하고 카울 첨단부로부터 적립하여 원추 표면에서의 위치를 계산한다.  $N$ 번째 방사선은 원추 표면을 의미하며  $N$ 번째 방사선까지 계산이 진행된다면 원추의 길이가 결정된다.

카울의 첨단부에 충격파가 집중되지 않을 경우, 흡입구 외부에서 교차하면 유량의 손실이 생기며 이는 효율의 감소나 항력의 증가를 가져오고, 내부에 집중될 경우 유선의 경로 차이에 따른 엔트로피나 압력 차이로 와류가 발생하여 흡입관 내 유동의 질을 저하시킨다.

두 번째 제한 조건은 카울의 내/외부에 부착된 충격파가 생성되어야 한다는 것이다. Connor

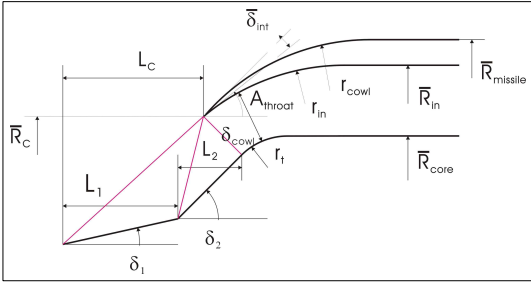


그림 3. 초음속 흡입구 형상 모델

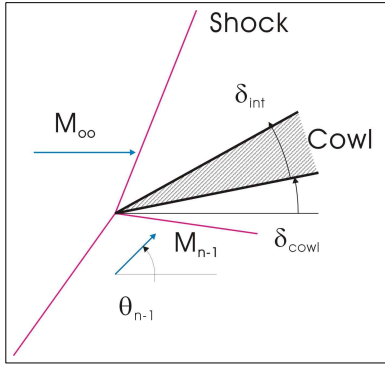


그림 4. 카울 첨단부에서 충격파 형상

등<sup>4</sup>은 카울의 내부 편향각에 대해 언급하면서 흡입구로 유입되는 초음속 유동에 대해 부착된 충격파가 존재하도록 편향각이 설정되어야 한다고 하였다. 본 연구에서도 같은 조건을 적용하여 카울의 각도,  $\delta_{cowl}$ 은 카울의 내부와 외부에 부착된 충격파가 존재하는 최소 각도가 되도록 설정하였다. 카울의 외부 형상은 자유류 조건을 적용하였고 내부 형상은 마지막 경사 충격파를 지난 유동(마하수,  $M_{n-1}$ 과 유동 편향각,  $\theta_{n-1}$ )에 대하여 부착된 충격파 존재하는 최소 각도를 산출하였다. 카울의 내/외부 사잇각,  $\delta_{int}$ 는 구조적인 강도를 고려하여  $4^\circ$ 의 값을 갖도록 하였다.

세 번째 제한 조건은 목 면적에 대한 조건으로 흡입구 내부가 요구되는 유량을 흘러 보낼 수 있는 최소 면적보다 커야하며 되도록 작게 설계되어야 효율이 높다. 내부 면적이 최소 면적이 될 경우 수직 충격파가 최소 면적이 된 부분에 생성되고 유동은 질식 상태가 되어 압력 손실이 최소가 될 수 있다. 최소 면적은 충격파의 형성 구조와 운용 조건에 따라 달라진다. 본 연구에서 수직 충격파 직전 유동 조건에 대해 충격파에 의한 전압 감소를 고려한 최소 면적에 5% 여유를 주어 목면적,  $A_{Throat}$ 으로 설정하였다. 참고문헌 9에

서는 흡입구 입구에 수직 충격파가 위치하여 충격파에 의한 전압력 감소를 고려한 Swallowing 함수,  $\Theta$ 를 정의하였고 이를 이용하여 식 (4)와 같이 요구되는 유량,  $\dot{m}$ 을 통과시키기 위해 필요한 최소 면적,  $A_{Throat}$ 이 계산된다. 목은 흡입구 입구와 직선 유로 사이에 위치한다.

$$A_{Throat} = A_\infty \times \Theta(M_\infty) \tag{4}$$

$$\Theta = A^*/A_\infty \times (p_{o_2}/p_{o_1})_{NS}(M_\infty)$$

$$A^* = \frac{\dot{m}}{p_{o_\infty}} \sqrt{\frac{RT_{o_\infty}}{\gamma} \left(\frac{\gamma+1}{2}\right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}}$$

$$A_\infty = \dot{m}/(\rho_\infty U_\infty)$$

$$(p_{o_2}/p_{o_1})_{NS}(M_\infty) = f^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \cdot g^{\frac{1}{\gamma-1}}$$

$$f(M_\infty) = \left(\frac{\gamma-1}{\gamma+1} + \frac{2}{(\gamma+1)M_\infty^2}\right)^{-1}$$

$$g(M_\infty) = \left(\frac{2\gamma}{\gamma+1}M_\infty^2 - \frac{\gamma-1}{\gamma+1}\right)^{-1}$$

### III. 최적 형상 설계

#### 3.1 설계 변수와 최적화 기법

Oswatitsch<sup>1</sup>의 최적 설계와 같이 본 연구에서도 경사 충격파 각도( $\beta_i$ )를 설계 변수로 하여 최적 설계를 시도하였다. 형상을 나타내는 압축 원추의 각도( $\theta_i$ )보다 충격파 각도를 설계 변수로 선택한 것은 압축 원추의 각도와 충격파 각도가 일대일 대응이 되기 때문에 상호 변환에 문제가 없으며 충격파 각도를 가지고 충격파의 강도 등을 계산하는 것이 편하기 때문이다. 또한 설계 영역을 설정할 때 상한과 하한이 물리적으로 쉽게 규정될 수 있기 때문이다. 충격파 각도의 하한은 마하파의 각도로 주어지며 상한은  $90^\circ$ 로 수직 충격파에 해당한다. 충격파의 개수는 비행 마하수 영역에 따라 혹은 요구되는 흡입구 효율이나 비행체 전체 형상 등에 따라 결정된다. 본 연구에서는 마하수 3인 경우는 3-충격파 구조의 흡입구를 설계하였으며 마하수 4인 경우는 설계 프로그램의 성능을 시험하기 위하여 3-충격파 구조와 4-충격파 구조, 두 가지 형태를 설계하였다. 특히 4-충격파 구조의 경우 3-충격파 구조에 적용된 식 (2)의 충격파 형상 근사 기법을 확장하여 적용하기 때문에 근사 기법의 정확성을 검증할 필요가 있어 추가하였다. 궁극적으로는 충격

파 개수도 최적 설계를 통하여 결정되어야한다.

축대칭 초음속 흡입구의 압력 회복률의 계산 과정은 수치 적분 등 수치 계산을 필요로 하기 때문에 전통적인 최적화 방법을 사용할 수가 없고 최적화 수치 알고리즘과 흡입구 성능 및 제한 조건을 계산하는 프로그램을 결합하였다. 수치 알고리즘은 Vanderplaats Research and Development사의 DOT(Design Optimization Tools) v.5.6<sup>10</sup>을 사용하였고 DOT는 GBM(Gradient-based Method)만을 제공하며 제한 조건이 있는 경우의 최적화 기법 중 MMFD(Modified Method of Feasible Direction)과, SLP(Sequential Linear Programming), SQP(Sequential Quadratic Programming)를 사용하였다.

### 3.2 설계 기법 검증

구성된 초음속 흡입구 형상의 최적 설계 기법을 검증하기 위하여 Connors 등<sup>4</sup>의 결과와 비교하였다. 비교를 위하여 세 가지 제한 조건 중 첫 번째 제한 조건만을 적용하고 카울과 목면적의 영향은 배제하였다. Connors 등<sup>4</sup>의 결과는 두 개의 경사 충격파가 존재하는 경우에 대한 것으로 3-충격파 구조를 갖기 때문에 충격파 개수가 3개인 경우만 비교하였다. 표 1은 본 연구에서 개발된 최적 설계 기법을 통하여 산출된 형상 자료이며 압력 회복률이 최대가 되도록 설계한 결과이다. 그림 5의 그래프와 설계 결과가 잘 일치하는 것을 볼 수 있다. 그림 6은 마하수 3.0과 3-충격파 구조의 흡입구 형상의 최적 설계 과정을 보여 주고 있다. 12번의 반복 설계가 이루어졌다. 반복 설계 과정 중 3번째 반복 계산에서 모든 설계 변수가 큰 폭의 변화를 보이고 또한 목적함수인 압력 회복률에도 큰 변화가 있었다. 이는 초기에 주변 설계 공간의 구배에 대한 특성을 탐색한 후 새로운 설계점으로 이동하면서 나타난 추이 특성으로 생각된다. 본 연구에서 최적화 프로그램은 블랙박스로 취급되었기에 수렴 특성보다는 최적화 결과에 초점이 맞추어져 있고 설계 결과가 만족스럽기 때문에 DOT를 사용한 최적 설계에 문제가 없는 것으로 판단된다.

표 1. 3-충격파 구조의 축대칭 흡입구 형상 설계 결과

	비행 마하수 $M_\infty$	
	3.0	4.0
압력 회복률, PR	0.760	0.501
원추각, $\delta_1$	22.0	21.0
원추각, $\delta_2$	18.6	22.2

축대칭 초음속 유동의 충격파 형상 근사 기법은 비교적 단순한 가정을 사용하여 충격파의 곡면 형상을 예측하고 이 예측을 토대로 모든 충격파가 카울의 침단부에 집중되도록 흡입구 형상을 설계하기 때문에 근사의 정확도가 설계에 미치는 영향이 매우 크다. 설계된 형상에 대한 전산 유

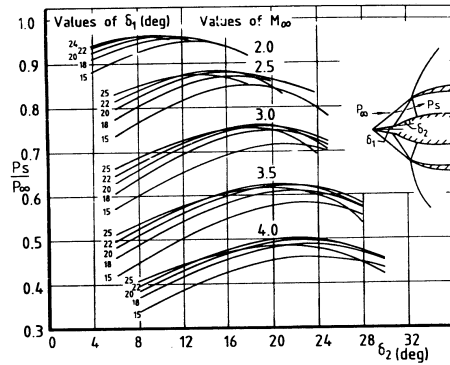


그림 5. 이중 원추 흡입구의 압력 회복률(Ref. 11)

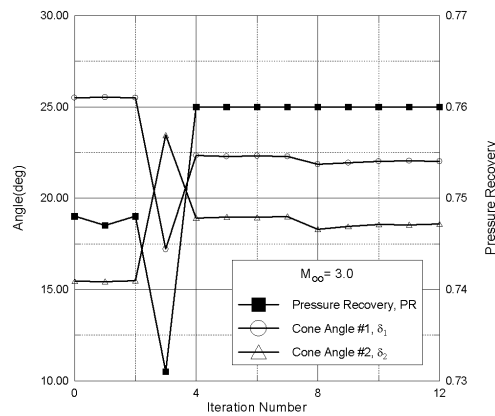


그림 6. 최적화 설계 과정에서 원추 각도와 압력 회복률 변화 추이(마하수 3.0, 3-충격파)

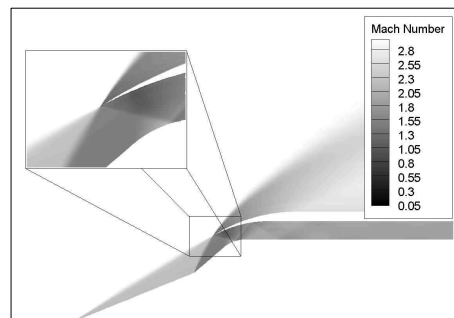


그림 7. 흡입구 주위의 비점성 유동 해석 결과 (마하수 3.0, 3-충격파)

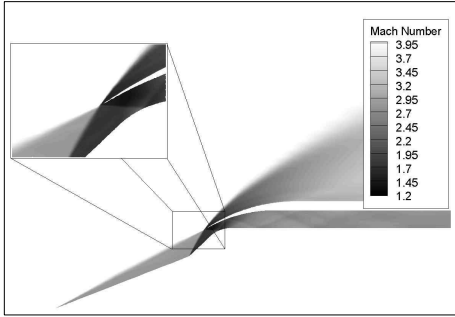


그림 8. 흡입구 주위의 비점성 유동 해석 결과 (마하수 4.0, 3-충격파)

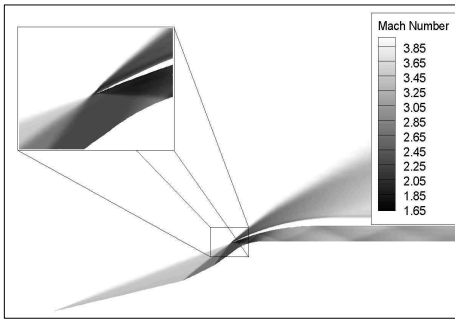


그림 9. 흡입구 주위의 비점성 유동 해석 결과 (마하수 4.0, 4-충격파)

체 역학 해석을 통하여 충격파 형상 근사의 정확성을 검증하였다. 그림 7은 비행 마하수 3.0인 조건에서 3-충격파 구조로 설계된 흡입구 형상 주위의 비점성 유동 해석 결과를 보여주고 있다. 등 마하수 선도로부터 2개의 경사 충격파가 카울의 침단부에서 교차하는 것을 잘 볼 수 있다. 그림 8과 9는 비행 마하수 4.0에서 각각 3-충격파와 4-충격파 구조로 설계된 흡입구 형상 주위의 유동 해석 결과를 보여주고 있으며 각 원추단에서 발생한 경사 충격파가 카울의 침단부 부근에서 교차하는 것을 볼 수 있다. 충격파 개수가 많은 경우에 충격파 근사 기법의 오차가 커지나 개략 설계에 사용되기엔 큰 문제가 없다고 판단된다.

### 3.3 형상 최적 설계

그림 3과 같은 흡입구 형상에 대해 주어진 운용 조건에서 세 가지 제한 조건을 만족하고 압력 회복률 등에 대한 목적 함수를 설정하여 최적 설계를 수행하였다. 설계 조건은 표 2와 같이 순항 비행하는 경우로 설정하였다. 최적 설계를 위한 목적 함수는 압력 회복률의 최대화와 항력을 고

려하여 압력 회복률과 항력을 절충한 경우 두 가지를 고려하였다.

표 2. 설계 조건

	고도(Km)	마하수	충격파 개수(n)
순항 비행	25	3.0	3
		4.0	3, 4

흡입구의 압력 손실과 추력 감소의 관계는 식 (5)와 같은 형태로 근사될 수 있다<sup>11</sup>.

$$\frac{\Delta T}{T} = K \cdot \frac{\Delta P_o}{P_{o_\infty}} \quad (5)$$

$T$ 는 추력을 나타내며  $\Delta$ 는 손실 또는 변화량을 나타낸다. 압력 손실은 곧바로 추력 손실로 나타나며 상수  $K$ 에 의하여 민감도가 결정된다. 일반적으로 상수  $K$ 는 1보다 크고 1.5에 가까운 값을 가지며 엔진의 특성에 따라 달라진다<sup>11</sup>. 압력 손실에 따른 추력의 감소의 관계를 표현하는 식 (5)는 역으로 필요한 추력을 얻기 위하여 허용되는 압력 손실을 나타낸다. 순항을 위하여 필요한 추력은 항력의 크기와 같으며 항력의 감소는 곧 필요 추력의 감소가 된다. 식 (5)의 추력은 항력으로 대체될 수 있으며 항력 변화와 압력 손실의 등가 관계를 나타내는 식 (6)을 얻을 수 있다. 항력은 항력 계수로, 압력 손실은 압력 회복률로 치환되며 이러한 등가 관계를 이용하여 압력 회복률과 항력을 절충한 목적 함수  $G$ 를 식 (7)과 같이 얻을 수 있다.  $C_{D_0}$ 는 기준 모델의 비행체 전체 항력이고  $\Delta C_D$ 는 기준 모델과의 항력 차이를 의미한다.

$$\frac{\Delta D}{D} = K \cdot \frac{\Delta P_o}{P_{o_\infty}} = K \cdot (1 - PR) \quad (6)$$

$$G = K \cdot PR - \frac{\Delta C_D}{C_{D_0}} \quad (7)$$

항력 차이는 카울 외형의 항력만을 계산하였고 다른 부분의 항력은 변함이 없다고 가정하였다. 카울의 항력은 SOSE(Second Order Shock Expansion) 기법으로 압력 항력을 계산하였고 마찰 저항도 평판의 마찰 저항으로 가정하여 고려하였다. 본 연구에서는  $K$  값으로 1.5의 값을 사용하였다.

그림 10은 마하수 4.0에서 3-충격파 구조의 흡입관 설계 과정에서 설계 변수인 충격파 각과 목적 함수의 변화 추이를 나타낸 것이다. 목적 함수는

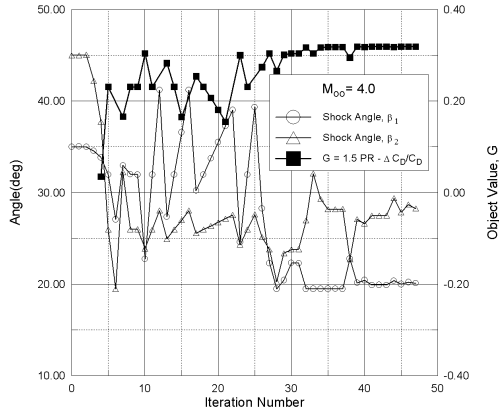


그림 10. 최적 설계 과정의 설계 변수와 목적 함수 변화 추이(마하수 4.0, 3-충격파 구조)

압력 회복률과 항력을 절충한 식 (7)을 사용한 경우이다. 제한 조건을 만족하지 않는 경우에 대해 벌칙값을 부여하는 기법이 적용되었기 때문에 축 범위를 벗어난 목적 함수의 값은 누락되어있다. 목적 함수의 비선형성이 크고 제한 조건 등으로 문제의 복잡성이 증가하였기 때문에 SQP와 SLP 기법보다는 MMFD 기법을 적용하여 최적해를 구할 수 있었다. 이러한 이유로 반복 설계 횟수가 증가하였고 설계 변수가 수렴되기 직전까지 진동하는 경향을 보이고 있다.

흡입구 설계 프로그램을 검증하기 위하여 설계된 흡입구에 대해 유동 해석을 실시하였다. 유동은 난류 유동으로 가정하여 Spalart-Allmaras 난류 모델을 사용하였고 경계 조건으로 흡입구

내부 유동에 대해 배압을 설정하였다. 배압은 유동이 임계 조건에 가깝도록 최대한 허용되는 값을 사용하였으며 표 3에 주어진 바와 같다.

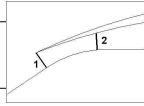
표 3. 유동 해석에 적용된 배압

마하수, $M_\infty$	3	4
$\frac{p_b}{p_{o_\infty}}$	0.55	0.30

표 4는 각 운용 조건에서 설계된 흡입구의 형상에서 예측된 성능과 난류 유동 해석에서 산출된 성능을 비교한 결과를 보여주고 있다. 예측과 해석 결과는 유량과 항력 면에서 잘 일치하고 있다. 압력 회복률의 경우 수직 충격파 전(N.S.전)의 값과 흡입구 입구에서의 결과가 잘 일치하고 있으나 이후의 값에는 차이가 크다. 그림 1과 같이 수직 충격파가 입구에 위치하는 경우를 해석에서 모사하기가 힘들기 때문에, 모든 경사 충격파를 지나고 수직 충격파를 지나지 않은 유동의 압력 회복률과 수치 해석에서 입구면에서 계산한 압력 회복률을 비교하고, 수직 충격파를 지난 유동(N.S.후)은 표 4에 첨부된 그림에서와 같은 확산부에서의 압력 회복률을 비교하였다. 그림 11에서 13은 각각 마하수 3과 4, 3과 4-충격파 구조의 흡입구 유동에 대한 마하수 분포를 보여주고 있다. 세 형상은 식 (7)의 목적 함수를 사용하여 최적 설계한 결과로 얻어진 것이다. 점성으로 인한 경계층이 충격파의 형상을 변화시키에도 불구하고 모든 충격파가 카울의 선두부에서 교차하

표 4. 설계된 흡입구의 성능 비교

설계 조건			유량비	압력 회복률(PR)				$C_{D_{total}}$	
				해석 예측	예측		해석		예측
$M_\infty$	$n$	$G$	N.S.전		N.S.후	입구 <sup>1</sup>	확산부 <sup>2</sup>		
3	3	PR	0.990	0.816	0.760	0.809	0.696	0.204	0.197
		식(7)	0.988	0.895	0.697	0.891	0.682	0.108	0.110
4	3	PR	0.974	0.609	0.501	0.598	0.422	0.232	0.224
		식(7)	0.973	0.642	0.401	0.615	0.370	0.131	0.128
4	4	PR	0.921	0.803	0.616	0.717	0.486	0.279	0.258
		식(7)	0.937	0.869	0.582	0.816	0.488	0.141	0.137



는 것을 볼 수 있고 유량의 손실이 크지 않아 표 4에서 보듯이 예측과 해석이 잘 일치하고 있다. 주어진 배압 조건에서 흡입구 안쪽에 수직 충격파가 위치하고 있으며 수직 충격파 전후로 생성된 역압력 구배로 인한 박리와 그로 인하여 경사 충격파가 발생함을 볼 수 있다. 박리 영역으로 인한 압력 손실이 발생하여 이로 인하여 예측과 해석의 압력 회복률의 차이가 생겼다. 이는 압력 회복률의 차이가 예측(NS후)과 해석(확산부)에서 크게 나타나며 이는 NS전 예측과 해석의 입구에서 압력 회복률이 비슷함과 비교함으로써 알 수 있다. 결과적으로 현 프로그램에서는 점성에 의한

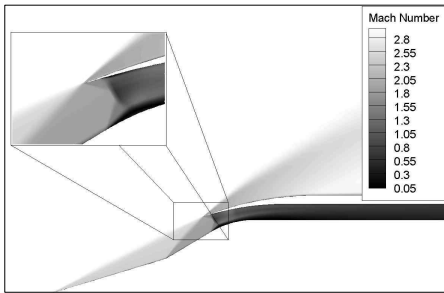


그림 11. 흡입구 주위의 난류 유동 해석 결과 (마하수 3.0, 3-충격파)

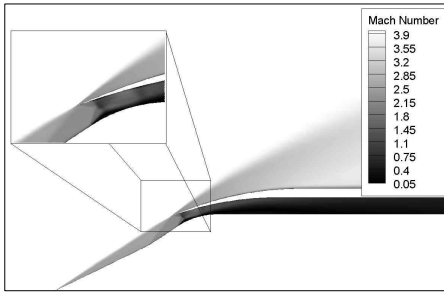


그림 12. 흡입구 주위의 난류 유동 해석 결과 (마하수 4.0, 3-충격파)

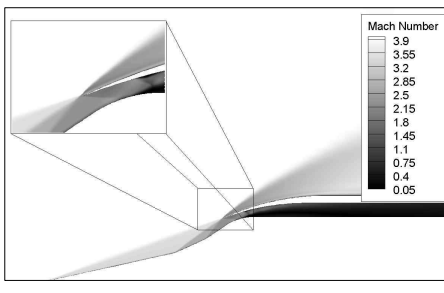


그림 13. 흡입구 주위의 난류 유동 해석 결과 (마하수 4.0, 4-충격파)

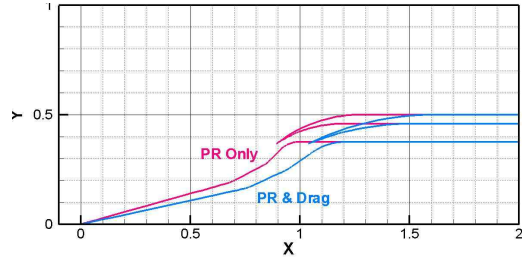


그림 14. 목적함수에 따른 최적 설계된 흡입구 형상의 비교(마하수 4.0, 4-충격파)

손실을 고려하지 않았으며 또한 박리로 인한 충격파 특성 변화나 압력 손실을 고려하지 않기 때문에 압력 손실을 과소 예측하고 있다.

그림 14는 두 가지 다른 목적 함수를 사용하여 설계한 형상의 차이를 보여주고 있다. 항력이 고려된 최적화된 형상은 원추와 카울의 각도가 작아져 항력 감소의 영향이 반영되었음을 볼 수 있다. 그러나 전체 길이가 증가하고 경사 충격파의 강도가 줄어든 대신 수직 충격파 강도의 증가로 압력 손실이 커졌다. 표 4에서 압력 회복률과 항력으로부터 이러한 경향을 확인할 수 있다.

#### IV. 결 론

초음속 축대칭 흡입구의 최적 형상을 설계하기 위하여 이론과 근사 모델을 사용한 성능 분석 및 제한 조건 계산 등을 수행하는 프로그램을 개발하였으며 이를 최적화 수치 알고리즘과 결합하여 주어진 운용 조건과 목적 함수에 따라 최적 형상을 산출하였다. 주요 성능인 압력 회복률과 항력은 전산 유체 역학 결과와 비교하여 비교적 정확하게 예측되었으며 제한 조건도 타당하게 설정되었다고 판단된다. 결론적으로 초음속 축대칭 흡입구의 예비 설계 도구로서 사용됨에 큰 문제가 없다고 판단된다.

현재의 해석/설계는 순항 조건에 맞추어져 있으며 천이 구간 등 탈설계점에서의 성능이 고려된 설계가 이루어지도록 확장할 필요가 있다. 또한 정확한 성능 분석을 위하여 흡입관 내부에서 압력 손실에 대한 고려가 포함되어야 하고 내부 형상에 대한 최적화 연구도 함께 이루어져야 한다. 항력이 작은 흡입구의 경우 전체 길이가 증가하는 경향을 보이고 있으므로 흡입구의 길이를 제한 조건으로 추가하는 방안도 고려할 필요가 있으며 압력 회복률과 항력을 절충한 목적 함수의 타당성에 대한 연구가 필요하다.



현 프로그램을 사용하여 예비설계 단계로써 초음속 축대칭 흡입구의 외부 형상을 설계할 수 있으며 주요 설계 변수에 대한 세부 조정이나 내부 유로 설계 등을 위하여 보다 정밀한 전산 유체 역학 등을 이용한 최적 설계에 대한 연구가 지속적으로 이루어질 예정이다.

### 참고문헌

- 1) Oswatitsch, K., "Pressure Recover for Missiles with Reaction Propulsion at High Supersonic Speeds(The Efficiency of Shock Diffusers)," NACA TM 1140(translation), 1947.
- 2) Smart, M. K., "Optimization of Two-Dimensional SCRamjet Inlets", J. of Aircraft, Col. 36, No. 2, 1999, pp. 430-433.
- 3) Zha, G. C., Smith, D., Schwabacher, M., Rasheed, K., Gelsey, A. Knight, D., and Hass, M., "High Performance Supersonic Missile Inlet Design Using Automated Optimization", AIAA-96-4142, 6th AIAA/NASA/ISSMO symposium on Multidisciplinary Analysis and Optimization, Sep. 1996.
- 4) Connors, J. F. and Meyer, R. C., "Design Criteria for Axisymmetric and Two-Dimensional Supersonic Inlets and Exits", NACA TN 3589, Jan., 1956.
- 5) Tindell, R. and Tamplin, G., "An Inlet System Installed Performance Prediction Program Using Simplified Modeling", AIAA-83-1167, AIAA/SAE/ASME 19th Joint Propulsion Conference, Seattle, WA, Jun., 1983.
- 6) 민병영, 이재우, 변영환, "IRR형 Ramjet Intake 초음속 확산부 형상 최적설계", 추진공학 회지, 제 6권, 2호, 2002, pp65-74.
- 7) 오석진, 성홍계, "반응표면법을 이용한 램제트 엔진 흡입구 설계 인자 최적화", 한국항공우주학회지, 제 33권, 10호, 2005, pp. 68-74.
- 8) Syvertson, C. A. and Dennis, D. H., "A Second-Order Shock Expansion Method Applicable to Bodies of Revolution Near Zero Lift", NACA TR 1323, 1957.
- 9) Hermann, R., "Supersonic Inlet Diffusers and Introduction to Internal Aerodynamics", Minneapolis-Honerywell Regulator Company, MN, 1956.
- 10) Vanderplaats, G. N., "DOT/BIGDOT/VisualDOC/VisualScript/Genesis", Vol. 1, ver. 1.1, Vanderplaats Research and Development, CO, 2005.
- 11) Seddon, J. and Goldsmith, E. L., "Intake Aerodynamic", Second Edition, AIAA Education Series, VA., 1999.