

IRR형 Ramjet Intake 초음속 확산부 형상 최적설계

민 병 영* · 이 재 우** · 변 영 환**

Optimal Supersonic Diffuser Design of Integrated Rocket Ramjet Engine

Byung-Young Min* · Jae-Woo Lee** · Yung-Hwan Byun**

ABSTRACT

Optimal supersonic diffuser shape of integrated rocket ramjet engine was derived which maximizes the total pressure recovery. Mass flux is considered as a design constraint and the second oblique shock angle of the external ramp, the cowl-lip angle and the throat area are selected as design variables. Refined response surface method through design space transformation technique was developed and employed, and high confidence level of the regression model could be obtained. Genetic algorithm was implemented for both system optimizer and subspace regression model optimization. Virtual nozzle was located at the end of throat to adjust the back pressure. With only 20 aerodynamic analyses, optimal supersonic diffuser shape which has 14% improved total pressure recovery characteristics was successfully designed.

초 록

전압력 회복율을 최대화 하기 위한 IRR형 램젯 공기 흡입구 초음속 확산부의 최적형상 설계를 수행하였다. 질량유량을 제약조건으로 고려하고 외부램프에서의 두 번째 경사충격파와 카울립 형상, 그리고 흡입구 목의 단면적을 설계변수로 선택하였다. 효율적인 최적화를 위해 설계변수 변환을 통한 개선된 반응면 기법을 사용하였으며 설계반복을 통해 높은 신뢰도의 반응면을 구성할 수 있었다. 최적화 기법으로 유전자 알고리즘을 사용하였으며, 이차원 Euler Code를 사용하여 공력해석을 수행하였다. 배압조건의 적용을 위해 흡입구 목 뒤로 가상의 노즐을 장착하였고 총 20회의 계산으로 종말충격파 이후의 전압력 회복율이 기준형상에 비하여 14% 향상된 초음속 확산부 최적형상을 설계할 수 있었다.

1. 서 론

램젯 엔진을 장착한 미사일은 기존의 터보젯

이나 터보팬 엔진에 비해 압축기와 터빈과 같은 엔진 구성품이 불필요하여 구조가 간단하며 가볍고 고속의 비행이 가능하다. 따라서 기존의

● 2002년 5월 9일 접수 ~ 2002년 6월 14일 심사 완료

* 학생회원, 건국대학교 항공우주공학과 대학원 (Graduate School, Dept. Aerospace Eng. Konkuk University) 주연락저자, E-mail=bymin76@konkuk.ac.kr 서울특별시 광진구 화양동 1번지

** 정회원, 건국대학교 항공우주공학과 (Dept. Aerospace Eng. Konkuk University)

터보 엔진에 비해 생존성능이 뛰어나고 로켓 엔진에 비해 높은 비추력을 가지므로 차세대 미사일 추진 시스템으로서 세계 여러 국가에서 개발 및 운용이 이루어지고 있다[1,2]. 하지만 램젯 엔진은 충분한 램 효과를 얻어야 초기 점화가 가능하기 때문에 별도의 보조 추진기관이 필요하며 전체적으로 미사일의 부피가 커지게 되어 장거리 비행을 위한 연료탑재량에 제한을 받게 된다. 이러한 제한을 최소화하기 위한 방안으로 연소가 종료된 로켓 모터를 램젯 엔진의 연소실로 사용하여 공간배분의 효율성을 최대화한 시스템이 IRR(Integrated Rocket Ramjet)이다 [3,4]. IRR은 최초 발사시 로켓 부스터에 의해 가속되고 로켓연료를 모두 소모한 후에는 흡입구가 개방되며 램젯 연료가 분사되고 로켓 부스터의 노즐이 분리되는 천이과정을 거쳐 램젯 엔진이 점화되는 방식을 취하고 있다[5].

램젯 엔진은 압축기 없이 외부 램프에 의한 경사충격파와 흡입구 목 뒷편의 종말 충격파(Terminal Normal Shock)에 의한 램 압축 효과와 내부 덕트의 단면적 변화에 의한 내부 압축만으로 운동에너지를 압력 에너지로 전환하여 연소실에서 필요한 공기를 공급받게 된다. 하지만 충격파를 통과한 흐름은 전압력 손실로 인하여 엔진효율을 저하시키므로 이를 최대한 줄일 수 있도록 설계하여야 한다. 또한 램젯 엔진의 성능은 흡입구를 거친 흐름의 속도, 압력, 질량 유량, 방향 등에 의해 영향을 받으므로 적절한 흡입구 형상의 설계는 램젯 엔진 시스템 설계에서 가장 중요하게 고려되어야 할 부분 중의 하나이다.

흡입구 설계시 주로 고려해야 할 부분으로는 카울립의 형상, 외부램프 형상, 흡입구 목의 단면적, 흡입구 목 주변 형상, 그리고 내부 확산부의 형상 등이 있다. 외부램프에 의한 경사충격파는 설계점에서 질량유량의 손실을 막기 위해 카울립에 초점이 맞춰지도록 하며, 이때 카울립의 형상에 따라 반사되는 충격파의 모양이 결정된다. 잘못된 카울립 형상에 의해 Mach Reflection으로 수직충격파가 발생할 수도 있

며, 또한 카울립 각이 너무 크면 충격파 뒤로 박리가 발생할 수 있다. 카울립은 충격파 집중에 의한 높은 압력으로 인해 큰 항력을 유발할 수 있으므로 적절한 형상으로서의 설계가 이루어져야 한다.

흡입구 목은 이론적으로 마하수 1이 되는 단면적을 가지고 종말충격파를 흡입구 목에 위치시키는 것이 이상적이지만 약간의 배압 진동에도 Unstart 현상이 발생할 수 있어 일반적으로 Safety Margin을 두어 그보다 더 넓은 단면적으로 흡입구 목의 뒷편에 종말충격파를 위치시키며[6], 카울립에서 반사된 충격파는 흡입구 목에서 반사를 반복하여 적은 전압력 손실로 계속해서 흐름을 압축시킴과 동시에 속도를 늦춰 종말 충격파의 세기를 감소시킨다. 흡입구 목의 단면적이 충분치 않으면 초킹이 발생하고, 너무 크면 속도 감속이 충분치 못해 강한 종말 충격파가 발생하게 된다. 또한 카울립에 의한 반사충격파와 흡입구 목의 경계층의 상호작용에 의한 박리가 발생할 수 있어 흐름을 불안정하게 만들 수 있다.

본 연구에서는 2단의 외부 압축 램프와 카울립, 목으로 구성되는 램젯 엔진 공기 흡입구의 초음속 확산부에 대한 형상 최적화를 수행하고자 한다.

외부 압축램프 형상과 카울립 그리고 목 면적 형상을 결정하기 위하여 전압력 회복율과 질량 유량을 고려하며, 전역적 최적해의 효과적 도출을 위하여 개선된 반응면 근사기법을 적용하여 수치 최적설계를 수행한다.

2. 공력해석 방법

2.1 지배방정식

초음속 유동장을 해석하기 위하여 이차원 압축성 Euler 방정식을 지배방정식으로 사용하였다. 지배방정식은 계산 격자계에서 보존형으로 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\frac{\partial \vec{Q}}{\partial t} + \frac{\partial \vec{F}}{\partial \xi} + \frac{\partial \vec{G}}{\partial \eta} = 0 \quad (1)$$

$$\vec{Q} = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho e_0 \end{bmatrix}, \vec{F} = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} \rho U \\ \rho u U + \xi_x p \\ \rho v U + \xi_y p \\ (\rho e_0 + p) U \end{bmatrix}$$

$$\vec{G} = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} \rho V \\ \rho u V + \eta_x p \\ \rho v V + \eta_y p \\ (\rho e_0 + p) V \end{bmatrix} \quad (2)$$

이 식에서 \vec{Q} 는 계산평면상의 보존 변수 벡터, \vec{F} , \vec{G} 는 각각 ξ , η 방향의 대류 플럭스, J 는 좌표변환 Jacobian을 나타내며, ρ 는 공기의 밀도를, u , v 는 속도성분을, p 는 압력을, e_0 는 단위 질량당 내부 에너지를 나타낸다.

물리적 직교 좌표계 (x, y) 에서 계산상의 일반 좌표계 (ξ, η) 로의 변환 관계식은 다음과 같다.

$$J = 1 / (x_\xi y_\eta - x_\eta y_\xi)$$

$$\xi_x = J y_\eta, \quad \xi_y = -J x_\eta$$

$$\eta_x = -J y_\xi, \quad \eta_y = J x_\xi \quad (3)$$

한편, (3)의 좌표변환 관계식에 의하여 반전속도

U, V 는 (4)와 같이 정의된다.

$$U = \xi_x u + \xi_y v, \quad V = \eta_x u + \eta_y v \quad (4)$$

2.2 공간차분과 시간적분

대류 플럭스 항은 일반 좌표계에서 유도된 VanLeer의 FVS 기법을 사용하여 차분하였으며, 3차의 공간 정확도를 가지는 MUSCL 형태의 변수 외삽 방법과 함께 TVD 성질을 유지하기 위하여 Minmod 제한자를 사용하였다. 시간적분은 완전 내재적 기법인 LU-SGS 기법을 사용하였다[7].

2.3 배압조건의 결정

램젯 엔진의 공기 흡입구 해석을 위해서는 배압조건에 대한 고려가 있어야 한다. 흡입구의 성능은 종말충격파가 흡입구 목 뒷편 내부 덕트가 시작되는 부분에 위치할 경우가 가장 critical

한 경우이다. 그러므로 설계를 위한 모든 경우의 해석에서 반복적인 방법으로 종말충격파의 위치를 내부 덕트 시작점에 고정시키기 위한 배압조건을 찾아야 한다. 하지만 내부 덕트 형상을 모두 포함하여 매번 반복적인 방법으로 배압조건을 찾는 것은 매우 많은 계산시간을 필요로 한다. 그러므로 본 연구에서는 내부 덕트를 배제하고 흡입구 목 뒤로 배압조건을 적용하기 위한 짧은 노즐을 장착하였다. 종말충격파는 모든 경우에 중심선에서 최대 2 개의 계산격자 점 오차 이내에 동일한 곳에 위치하도록 하였다.

본 연구를 위한 수치적 해석은 Compaq AlphaServer DS20E Machine 과 Intel Pentium III 1GHz PC를 함께 사용하였으며 한번 해석당 평균 5 Cpu Minutes 이 소요되었다.

2.4 계산격자계

해석에 사용된 계산격자계는 Fig. 1 에 나타내었다. 총 3개의 블록으로 이루어져 있으며 각각 180×25, 80×90, 50×25의 격자로 구성되어 있다. 블록3 은 배압조건을 적용하기 위한 노즐이다.

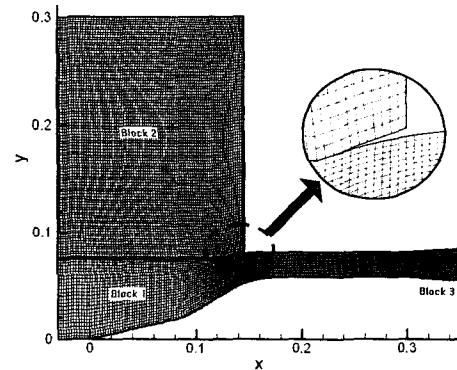


Fig. 1 계산격자

2.5 해석코드의 검증

이상 기체에 대한 이차원 흐름에 대해서 본 해석 코드를 검증하기 위하여 자유류의 마하수가 6.0인 흐름에 대해 10°뿔 형상을 적용시켜 보았다. 계산에 사용된 격자는 101×31 개이며,

Fig. 2 는 쐐기에서의 수렴된 등밀도선도를 보여주고 있다. 쐐기위로 발달된 경사충격파가 NACA R1135[8]의 임밀해와 매우 잘 일치함을 알 수 있다.

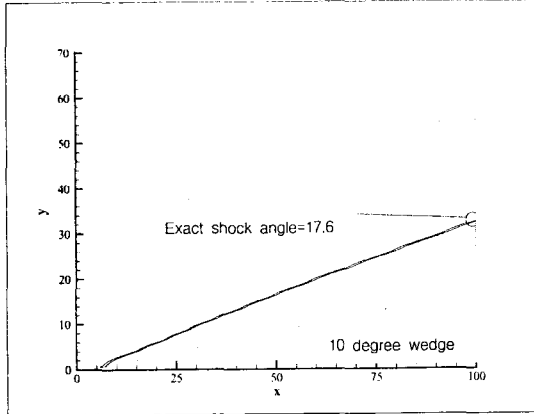


Fig. 2 10°쐐기 형상의 등밀도 선도[7]

3. 흡입구 초음속 확산부 형상 최적설계

3.1 최적화 문제 구성

본 연구에서는 고도 15km, 순항 마하수 3.0의 설계점에서 흡입구를 지난 흐름의 압력에너지의 척도가 될 수 있는 종말 충격파 후방에서의 평균된 전압력 회복율을 목적함수로 사용하였으며, 질량유량을 제약조건으로 사용하였다. 설계 변수의 수를 줄이고 문제를 좀 더 단순화하기 위해 카울립의 위치와 첫 번째 외부 압축 램프의 각도는 일정하게 고정시켰으며, 두 번째 경사충격파의 각도(β_2)와 흡입구 목의 단면적($R-y_1$), 그리고 카울립의 각도(θ_c)를 설계변수로 하였다. 최적화 문제의 구성은 다음과 같다.

Maximize :

$$f(\vec{X}) = \frac{P_{02_{avr}}}{P_{01_{avr}}} \quad (5)$$

$$\text{여기서, } P_{0_{avr}} = \frac{\sum_{n_x} P_0}{n_y}$$

n_y : y 방향 격자 좌표 수

P_{01}, P_{02} : 자유류와 종말충격파 후방에서의 전압력

Subject to :

$$g(\vec{X}) = 0.9 - \frac{\dot{m}_2}{\dot{m}_1} \leq 0 \quad (6)$$

여기서, \dot{m}_1, \dot{m}_2 : Captured Area를 통과하는 자유류와 흡입구 목에서의 질량 유량

외부 램프에 의한 경사충격파가 카울립에서 만나게 되면 실체는 모든 질량유량이 보존된다. 하지만 카울립에서 수직충격파가 생기게 되면 카울립 밖으로 새어 나가는 흐름(spillage)이 수반되므로 100% 보존될 수 없다. 본 연구에서는 90%의 제약조건을 주었으며, 최적화 과정에서는 사실상 모든 경우의 경사 충격파가 카울립으로 초점이 맞춰 지는 형상이므로 위의 제약조건은 최적해에 크게 영향을 미치지 못하였으며, 최종적인 최적화 과정에서는 질량유량 제약조건을 사용하지 않았다.

3.2 형상표현

Fig. 3 은 본 연구에 사용된 램젯 공기 흡입구의 개념형상을 보여주고 있다. 형상을 표현하기 위한 설계변수, 고정 변수, 그리고 설계변수에 의해 결정되는 유도변수들을 Table 1 에 나타내었다.

두 번째 경사충격파의 각도 β_2 (설계변수 1)의 설계영역은 첫 번째 경사충격파를 지난 흐름이 생성시킬 수 있는 최소 충격파 각도인 27도와 최대 55도 이내로 결정하였으며, 카울립 각도

θ_c (설계변수 2)는 $\frac{\theta_1}{2}$ 과 외부 흐름에 의해 Bow Shock 이 발생하지 않는 최대각도인 33도

로 결정하였다. 또한 흡입구 목의 단면적 $R-y_1$ (설계변수 3)은 첫 번째 경사충격파를 지난 흐름이 등엔트로피 압축과정을 거쳐 초키이 발생하는 단면적을 최소 단면적으로 하였으며, 같은 흐름이 목에서 $M=1.7$ 이 되는 단면적을 최대

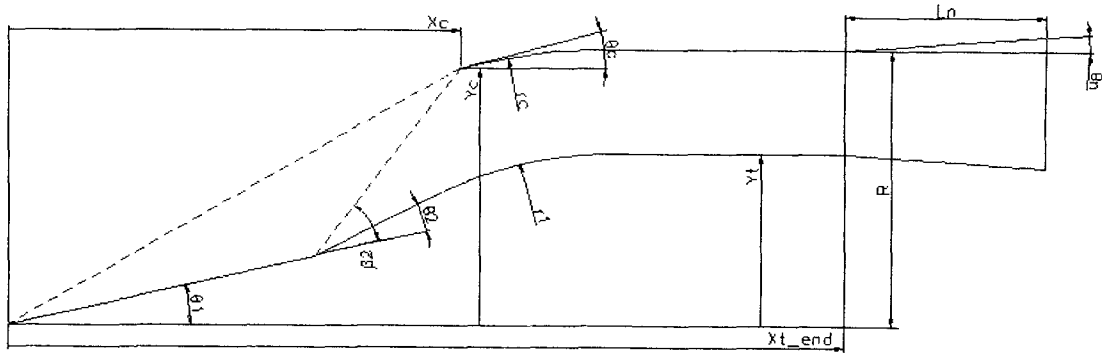


Fig. 3 초음속 확산부 형상

단면적으로 하도록 설계영역을 선정하였다.

Table 1 형상변수

	기호	값
설계변수	β_2	27 ~ 55
	θ_c	$\frac{\theta_1}{2} \sim 33$
	y_t	$y_m - A_{1.7} \sim y_m - A^*$
고정변수	θ_1	13°
	θ_n	4°
	X_c	12.85
	Y_c	7.486
	Y_m	8.1
	R	8.1
	L_n	5
	X_{t_end}	30
	r_1	8.5
유도변수	r_c	-
	θ_2	-

3.3 설계 최적화 전략

반응면(Response Surface) 기법을 이용한 형상 최적설계는 설계영역의 선택, 수치실험점의 선정, 수치실험을 통한 해석, 회귀분석(Regression Analysis)을 이용한 반응면의 구성, 분산분석(Analysis of Variance)의 조합으로 구성된다. 실험점을 선택하고 해석하여 반응면을

구성하고, 이들을 조합하여 최적설계시의 목적 함수 또는 구속조건으로 이용하고 최적화를 수행한다. 본 연구에서 반응면으로 표현되는 목적 함수는 수치오차의 영향이 최소화된 부드러운 곡면형태이고, 간단한 수식으로 표현되며 설계 변수의 개수가 적을 때는 계산시간이 오래 걸리지 않으므로 전역 최적해의 도출에 유리한 유전자 알고리즘을 사용하였다.

· 유전자 알고리즘

유전자 알고리즘은 목적함수의 최적화에 있어서 자연의 진화원리를 시뮬레이션한 알고리즘으로, 확률적 탐색이나 학습 및 최적화를 위한 기법으로 간주된다[9]. 일반적인 최적화 전략의 경우에는 그 사용 알고리즘은 다양하나 대개 설계점에서의 구배 정보를 이용하여 다음 설계점을 찾는 방식의 한정된 공간에서 한번에 하나씩의 탐색을 수행하는 방법을 채택하여왔다. 이러한 구배를 이용한 탐색은 상대적으로 좁은 영역에서의 탐색에 효과적이고 수렴속도가 빠른 경향이 있으나 경우에 따라서는 국소 최적점에 빠지게되는 경우가 존재하고 구배정보가 존재하지 않는 경우(불연속, 이산문제, Non-convex Problem 등)의 최적화가 불가능하다. 이에 반해 유전자 알고리즘은 구배정보를 사용하지 않는 확률 탐색을 수행하기 때문에 설계공간 전역에 걸쳐 전역적인 탐색이 가능하므로 앞서의 문제를 해결 할 수 있는 방법으로 각광 받고 있

다.

GA를 사용한 대표적인 최적화 코드로 GENOCOP(Genetic Algorithm for Numerical Opimization for Constrained Problems)을 들 수 있다. GENOCOP은 GENOCOP I,II를 거쳐 현재는 1995년에 개발된 GENOCOP III까지 개발되어 있다[10].

본 연구에서는 GENOCOP III를 사용하였으며 변이(Mutation), 선택(Selection), 교차(Crossover)의 확률은 모두 동적으로 선택되는 방식을 사용하였다.

· 반응면 구성

반응면은 2차 다항식으로 구성하였다. 흡입구 전면부에 Bow Shock 이 발생하면 각각의 설계 변수의 값의 변화에 상관없이 아주 낮은 목적함수 값을 갖게 되므로 설계변수의 변화에 대한 반응을 제대로 표현할 수 없게 되어 구성된 반응면의 신뢰도가 매우 낮아진다. 그러므로 반응 모델을 구성하기 위한 실험영역에서 Bow Shock 이 발생하는 형상을 배제한 영역을 선택하였다.

· 실험점 선택

실험점의 결정을 위해 실험설계이론의 실험 설계 방법 중 D-Optimality 방법을 사용하였다. D-Optimality 방법은 설계점 집합에서 도출되는 반응 모델 계수의 불확실성이 최소화되고 반응 모델에 의해 예측되는 반응값의 최대분산이 최소화 되도록 실험점을 선택한다[11]. 이때, 실험점은 설계변수가 k개 일 때 설계변수의 최소값, 최대값 및 중심점의 조합에 의해 선택되는 3^k 모델을 적용하였을 때의 최대 실험점 수인 3^3 개의 실험점으로부터 3변수로 구성된 2차 모델의 미지수의 개수의 1.6 배수인 16점을 선택하였다. 일반적으로 실험점의 개수가 미지수 개수의 1.5~2.5 배수 정도이면 비교적 정확하게 반응 모델을 구성할 수 있다고 알려져 있다[12].

· 반응모델의 신뢰도 평가

반응모델의 신뢰도는 Adjusted R-Square

(R_{adj}^2)[11]를 사용하여 판단하였다. R_{adj}^2 은 0과 1 사이의 값을 가지며 반응면이 실제현상을 잘 표현하는 경우, 1에 가까운 값으로 나타나고 그 반대의 경우, 0에 가까운 작은 값으로 나타나게 된다. 일반적으로 R_{adj}^2 이 0.9 이상인 경우, 구성된 반응면이 신뢰할 수 있는 모델이라고 판단할 수 있다. 본 연구에서 목적함수와 구속조건으로 설정된 초기 반응면의 R_{adj}^2 은 모두 0.97 이상으로 비교적 신뢰도가 높은 모델이었지만 반복적인 설계과정에서 최적해가 설계변수의 경계면으로 수렴하는 현상을 보였다. 이는 2차 다항식만으로는 실제의 비선형 반응을 정확히 예측하지 못하며, 따라서 반응모델의 개선이 필요함을 의미하고 있다.

· 설계공간 변환을 통한 반응면 근사능력 개선

2차 다항식으로 구성된 반응면은 반응이 설계 변수에 대해서 강한 비선형성 거동을 나타내는 경우 실제 반응에 대한 근사화가 어렵게 된다. 이를 보상하기 위한 방법으로 자연변수 공간을 무차원화된 공간으로 전환할 때 자연변수 공간상의 변화가 심한 지역을 변환변수 공간에서 차지하는 비율을 늘림으로써 스트레칭을 통하여 해석된 반응면의 결과값이 실제의 급격한 변화를 좀더 근사하게 예측할 수 있도록 하는 설계 공간 변환 방법[13]을 사용하였다. 사용된 스트레칭 함수는 다음과 같다.

$$\xi_i = D_i \left[1 + \frac{\sinh(\beta_i(X_i - A_i))}{\sinh(\beta_i A_i)} \right] \quad (7)$$

여기서, ξ : 변환변수

X : 자연변수

β : 스트레칭 파라미터 ($0 \leq \beta \leq \infty$)

D : 스트레칭 위치 ($0 \leq D \leq 1$)

$$A_i = \frac{1}{2\beta_i} \ln \left\{ \frac{1 + (e^{\beta_i} - 1)(D_i/H_i)}{1 + (e^{-\beta_i} - 1)(D_i/H_i)} \right\}$$

최적의 반응면을 구성하기 위해서 식(7)의 스트레칭 파라미터와 스트레칭 위치의 적절한 선택이 있어야 한다. 이를 위해서 전체 시스템 최

적화 과정 내에 반응면의 신뢰도 R_{adj}^2 를 최대화하고 각 설계변수에 대한 스트레칭의 정도 β 와 스트레칭 위치 D 를 설계 변수로 하는 내부 최적화 모듈을 추가하였다. 내부 최적화 모듈의 설계문제 구성은 다음과 같다.

Maximize :

$$R_{adj}^2 = f(\beta, D) \quad (8)$$

$$\beta = \begin{pmatrix} \beta_1 \\ \vdots \\ \beta_k \end{pmatrix}, D = \begin{pmatrix} D_1 \\ \vdots \\ D_k \end{pmatrix}$$

스트레칭 파라미터 최적화 모듈의 최적화 기법으로 전역해를 찾기 위해 유전자 알고리즘을 사용했으며 David L. Carroll의 GA Fortran 프로그램인 GA200[14]을 사용하였다.

설계공간 변환을 통한 개선된 반응면으로 목적함수 반응면의 R_{adj}^2 을 0.99 이상으로 향상시켰으며 보다 나은 최적해를 구할 수 있었다.

· 시스템 최적화 과정

반응면 모델에 의해 도출된 최적형상은 해석 코드에 의해 해석을 수행하여 검증하고 반응면과의 결과값을 비교하여 그 차이가 클 경우 반응면을 업데이트하여 수렴할 때까지 최적화를 반복적으로 수행한다. 전체적인 설계순서를 Fig. 4에 나타내었다.

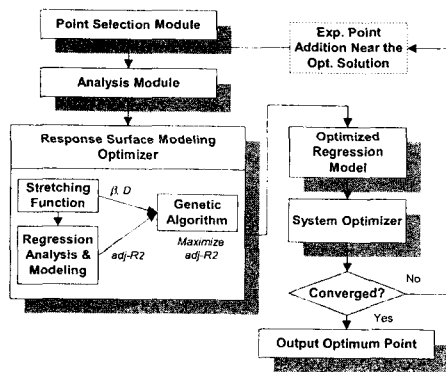


Fig. 4 시스템 최적화 과정[13]

4. 설계 최적화 결과

4.1 최적화 과정

최초 16개의 실험점에서 시작하여 반복적인 반응면의 업데이트를 통한 목적함수의 변화와 신뢰도, 그리고 각 과정에서 얻어진 최적해를 이용한 실제 해석 결과를 Fig. 5에 나타내었다.

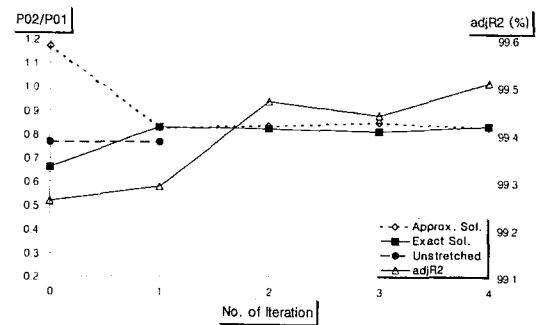


Fig. 5 설계 최적화 과정

반응면 구성시 자연변수 공간상의 설계변수는 최대값과 최소값을 각각 1과 -1로 하는 무차원화된 값으로 변환되어 사용된다. 이렇게 변환된 설계변수의 각 과정에서의 최적값을 Table 2에 나타내었다.

Table 2 설계변수의 변화

Iteration	$x_1(\beta_2)$	$x_2(\theta_c)$	$x_3(y_t)$
0	0.2772	0.9139	-0.8112
0(Unstretched)	-1.0000	-0.3191	-0.3397
1	-0.9534	-0.7830	0.5470
1(Unstretched)	-1.0000	-0.3200	-0.3397
2	-0.9515	-0.4829	0.5019
3	-0.8818	-0.0613	0.5542
4	-0.9255	-0.7051	0.5699

Fig. 5에서 볼 수 있는 바와 같이 설계공간 변환을 사용하지 않았을 경우 반복에 의해 반응면을 새로이 구성해도 최적해의 값의 변화를 볼 수 없었으며, Table 2에 나타낸 바와 같이 설계변수 1의 값이 설계영역의 경계(최소값)에 수렴된 것을 볼 수 있다. 이와 같은 결과는 비록

반응면의 신뢰도는 0.9 이상으로 높지만 실제현상을 제대로 근사하지 못하고 있으며, 따라서 설계공간 변환을 통한 반응면의 개선이 필요함을 알 수 있다.

Fig. 5 에서 설계공간 변환을 통하여 생성된 반응면의 목적함수가 1 이상이 되는 비 물리적인 현상을 볼 수 있으나 설계 반복에 의해서 수정되어 점차 높은 신뢰도를 가지게 되며, 보다 나은 설계 결과를 얻을 수 있었다.

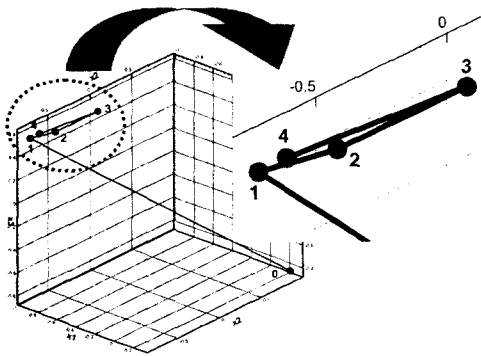


Fig. 6 설계점의 이동

Fig. 6 에 최적화 설계 반복 과정 중의 설계점의 이동을 보여주고 있다. Fig. 5 와 Fig. 6 에 나타낸 바와 같이 반복과정 1에서 4 까지의 목적함수의 변화는 심하지 않으며 반응면에 의해 근사화된 값과 실제 해석 결과 값을 높은 정확도로 예측하고 있으며, 최적해의 위치 또한 같은 영역에 있음을 알 수 있다. 가장 신뢰도가 높고 반응면에 의한 근사값과 오차가 적으며 목

적함수가 최대가 되는 4번째 설계 반복에서 더 이상의 설계해의 개선은 미미한 것으로 판단되어 반복설계 과정을 중단하였다.

4.2 최적화된 반응면

최종적으로 얻어진 목적함수의 반응면을 구성하는 2차함수는 식 (9) 와 같이 얻었으며 자연 변수로 역 변환된 최적해와 목적함수는 기본형상과 비교하여 Table 3 에 나타내었다. Fig. 7 은 구성된 반응면의 설계변수 1, 2, 3을 각각 고정시킨 3차원 단면도이며 설계변수 1과 3에 대해서 비선형성이 심한 것을 알 수 있다.

$$\bar{y} = a_1 + a_2x_1 + a_3x_2 + a_4x_3 + a_7x_1^2 + a_6x_2^2 + a_7x_3^2 + a_8x_1x_2 + a_9x_1x_3 + a_{10}x_2x_3 \quad (9)$$

$$\begin{aligned} a_1 &= 0.80281 & a_2 &= -0.04354 \\ a_3 &= -0.03428 & a_4 &= -0.07962 \\ a_5 &= -0.04531 & a_6 &= -0.02579 \\ a_7 &= -0.14530 & a_8 &= 0.00095 \\ a_9 &= 0.00674 & a_{10} &= -0.02346 \end{aligned}$$

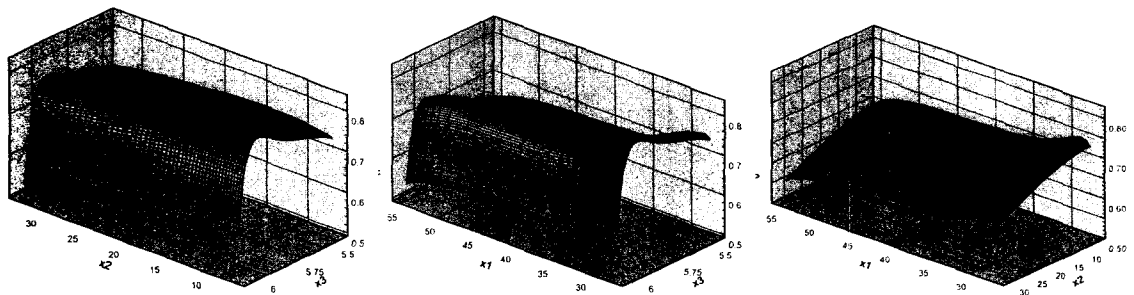
여기서,

Table 3 최적해

	$x_1(\beta_2)$	$x_2(\theta_c)$	$x_3(y_t)$	$\frac{P_{02}}{P_{01}}$	Improv. (%)
기본형상	41°	19.75°	5.7982	0.733	-
최적해	28.043°	10.407°	5.988	0.837	14

4.3 최적설계 결과 분석

Table 1 의 고정변수 및 유도변수와 Table 3



(a) 설계변수 1 고정

(b) 설계변수 2 고정

(c) 설계변수 3 고정

Fig. 7 최적화된 반응면 형상

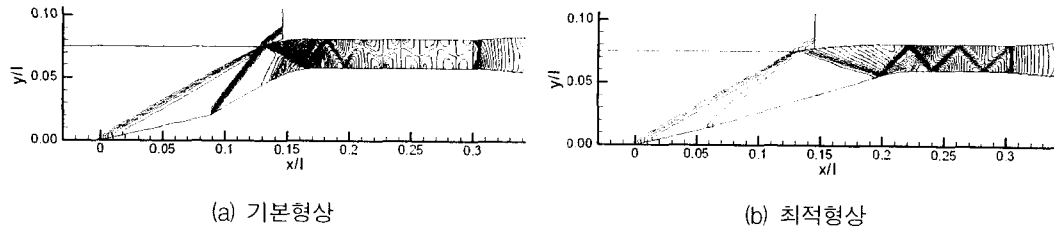


Fig. 8 기본형상과 최적형상의 등압력선도 비교

의 최적화된 설계변수를 이용하여 램젯 공기 흡입구의 최적형상을 Fig. 8 에 기본형상과 함께 나타내었다. 기본형상은 각 설계변수들이 설계영역에서 중간값을 갖는 형상으로 하였다. 그림에서 볼 수 있듯이 기본형상은 두 번째 경사충격파와 카울립에서 반사되는 충격파의 강도가 세고 따라서 전압력 손실이 많음을 알 수 있다. 두 형상 모두 카울립에서 반사된 충격파는 흡입구 목에서 연속적인 반사충격파로 이어짐을 볼 수 있으며, 이러한 반사충격파에 의해 낮은 전압력 손실로 높은 압력에너지를 얻으며, 종말충격파의 세기를 약하게 하고 있다. 최적형상의 경우 두 번째 경사충격파는 약하게 발생하여 전압력 손실이 작고, 카울립의 넓고 완만한 형상에 의해 카울립 안쪽으로 약한 마하파들이 연속적으로 이어지며, 이로 인해 작은 전압력 손실로 압축이 가능하게 된다. 하지만 기본형상에 비해 짧은 흡입구 목에 의해 이어지는 반사충격파의 수가 적고 따라서 기본형상에 비해 비교적 강한 종말충격파가 생성된다.

Fig. 9 에 최적형상과 기본형상의 전압력 회복율을 중심선에서 비교하였다. 그림에서 전압력 회복율이 증가하는 현상을 보이는 부분이 있으나 이것은 계산의 효율성을 위한 비교적 넓은 격자계와, 유선이 아닌 격자선을 따라서 값을 비교하였기 때문이다. 최적형상에서 가장 큰 전압력 손실이 본 연구에서 설계변수로 설정하지 않은 첫 번째 경사충격파에서 발생하고 있음을 확인할 수 있다.

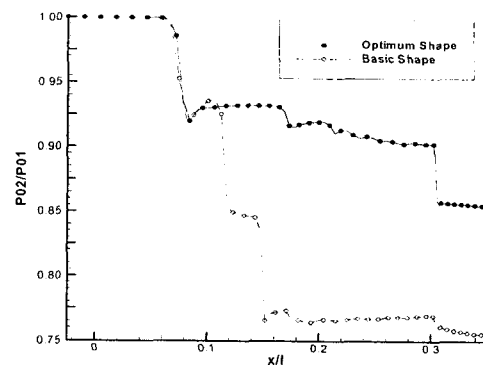


Fig. 9 전압력 회복율 비교

본 연구에서는 Euler Code를 이용하여 해석하였으므로 충격파와 경계층의 상호작용에 의한 영향은 고려되지 않았다. 하지만 연속적인 반사충격파가 발생하는 실제 흡입구 목에서는 이들의 상호작용에 의해 흐름의 불안정성을 가속시키는 현상이 발생 할 수 있다. 그러므로 이를 고려하여 설계할 경우 본 연구 결과와는 다른 최적형상이 도출될 수 있다.

5. 결 론

외부램프에서의 두 번째 경사충격파의 각도와 카울립의 각도, 그리고 흡입구 목의 단면적을 설계변수로 하고 전압력회복율과 질량유량을 각각 목적함수와 제약조건으로 고려하여 기준형상에 비하여 전압력 회복율이 14% 향상된 IRR형 램젯 엔진의 초음속 확산부 형상을 설계하였다. 설계공간 변환 기법을 적용하여 매우 적은 계산량으로 신뢰도 높은 반응면을 구성하였으며 개선된 반응면을 이용하여 램젯 공기 흡입구의

초음속 확산부를 효율적으로 설계 할 수 있었다. 또한 내부 덕트를 대신하여 배압조건의 적용을 위한 가상의 노즐을 장착함으로써 배압조건 탐색에 필요한 많은 계산시간을 효율적으로 줄일 수 있었다.

결과에서 보여지듯이 가장 큰 전압력 손실은 첫 번째 경사 충격파를 통하면서 발생하였다. 그러므로 두 개의 외부램프 각 모두를 설계변수에 포함한다면 더 나은 설계결과를 얻을 수 있으리라 예상된다.

흡입구 목에서의 연속된 반사충격파로 종말충격파의 강도를 약하게 할 수는 있으나 실제 흡입구 목에서는 반사 충격파와 경계층의 상호 작용에 의한 박리현상 등 흐름의 불안정화를 가속시키는 현상이 발생 할 수 있음을 예측할 수 있다.

향후, 충격파와 경계층의 상호작용에 의한 영향을 고려하여 아음속 확산부를 포함한 전체 램젯엔진 공기흡입구에 대한 최적형상 설계와 삼차원으로서의 확장이 수행될 계획이다.

6. 후 기

본 연구는 한국학술진흥재단의 지원으로 (1999년 선도연구자 지원사업, 과제번호 KRF-99-041-E00102) 수행되었으며 연구비를 지원해 주신 한국학술진흥재단에 감사드립니다.

참 고 문 헌

1. Eugene L. Fleeman, *Tactical Missile Design*, AIAA Education Series, 2001.
2. Drew DeGeorge, Pat Hewitt, and Adam Siebenhaar, "Rocket Ramjet Boosters For Sustained High Speed Flight," *Future Aerospace Technology in the Service of the Alliance*, AGARD CP-600, Vol. 3, 1997.
3. B. Crispin, "Introduction and Overview," *Ramjet and Ramrocket Propulsion System for Missiles*, AGARD Lecture Series -No. 136., 1984.
4. Myers, T. D., "Integral Boost, Heat Protection, Port Covers and Transition," *Ramjet and Ramrocket Propulsion System for Missiles*, AGARD Lecture Series No. 136., 1984.
5. F. F. Webster, "Liquid Fueled Integral Rocket Ramjet Technology Review," *AIAA/SAE Paper 78-1108*, July 1978.
6. N. C. Bissinger, "Inlet and Propulsion Integration of RAM Propelled Vehicles," *Aerothermodynamics and Propulsion Integration for Hypersonic Vehicles*, AGARD R-813, April, 1996.
7. 탁정수, *충격파풍동의 성능해석에 관한 수치적 연구*, 공학 석사학위논문, 건국대학교, 2000.
8. Ames Research Staff, *Equations, Tables, and Charts for Compressible Flow*, NACA R-1135, 1953.
9. 기타노 히로야키, *유전자 알고리즘*, 대청 컴퓨터월드, 1996.
10. Michalewicz, Z., *Genetic Algorithms + Data Structures = Evolution Programs*, Springer-Verlag, 1996.
11. Myers, R. H. and Montgomery, D. C., *Response Surface Methodology*, John Wiley & Sons Inc., 1995.
12. Anthony A. Giunta, *Aircraft Multidisciplinary Design Optimization Using Design of Experiments Theory and Response Surface Modeling Methods*, Ph.D. Thesis, Virginia Polytechnic Institute and State University, 1997.
13. 전권수, 전용희, 이재우, 변영환, "반응면 기법을 이용한 램 가속기 최적설계에 관한 연구," *한국전산유체공학회지*, 제5권, 제2호, 2000. pp. 55~63.
14. Carroll, D. L., "FORTRAN Genetic Algorithm (GA) Driver," 1999.
<http://cuaerospace.com/carroll/ga.html>