

論文

반응표면법을 이용한 램제트 엔진 흡입구 설계인자 최적화

오석진*, 성홍계*

Optimal Shape of a Ramjet Intake by using a Response Surface Method

Seok-Jin Oh* and Hong-Gye Sung*

ABSTRACT

Optimal shape of a typical ramjet intake is examined numerically to maximize the total pressure recovery. A response surface method is introduced to approximately predict its performance with respect to the design parameters over the each design domain. The first deflection angle of ramp, the area of inlet throat, and the diffuser angle are chosen as a design parameter. ANOVA is used to verify the trustability of the achieved response surface. The total pressure recovery of the optimum model, compared to that of the base model, is increased by 36%. The loss of viscosity through the diffuser is estimated less than 5%.

초 록

전압력 회복률을 극대화시키기 위하여 램제트 엔진 흡입구 최적형상이 수치적으로 조사되었다. 각 설계인자의 설계영역에 대해 성능을 근사적으로 예측하기 위하여 반응표면법을 도입하였다. 설계인자로써는 첫 번째 램프각, 목직경, 그리고 디퓨저 확대각이 선택되었다. 얻어진 반응표면의 신뢰성 검증을 위해서 ANOVA가 사용되었다. 얻어진 최적모델의 전압력 회복률은 기준모델에 비해 36% 향상되었다. 또한 디퓨저에서의 점성손실은 5% 미만인 것으로 조사되었다.

Key Words : Ramjet Intake(램제트 엔진 흡입구), Response Surface Method(반응표면법), Optimal Shape(최적형상), Total Pressure Recovery(전압력 회복률)

1. 서 론

유도탄에 사용되는 추진기관은 크게 로켓 엔진과 공기 흡입식 엔진으로 분류될 수 있다. 로켓 엔진은 산화제와 연료를 내장하고 있으므로 외부의 공기 여부에 영향을 받지 않으므로 운용 고도 및 속도 범위가 매우 넓다는 장점을 가지고 있으나, 산화제를 탑재해야 하기 때문에 비추력이 낮고(약 350-450 s) 사거리를 증가할수록 몸체 부피가 급격히 커진다는 단점이 있다. 반면

에 램제트 엔진은 공기 흡입식 엔진으로 대기 공기를 산화제로 사용하기 때문에 운용 고도나 운용 속도의 범위에 다소 제한이 있으나, 높은 비추력을 얻을 수 있다는 장점과 초음속 순항비행에 적합하다는 특성을 가지고 있다. 램제트 엔진은 미래 전장의 주요 전략 개념인 초고속 정밀 타격과 다양한 플랫폼의 공통 운영에 적합한 추진 시스템으로 인식되어 선진국에서는 다양한 기술을 집약하여 램제트 엔진을 개발하고 있다 [1,2].

램제트 엔진은 가스터빈 엔진에서 사용하는 압축기를 사용하지 않고 흡입구의 형상을 이용하여 흡입공기를 압축시켜(램압축) 연소에 적합한 공기의 환경(흡입공기량과 공기의 속도 및 압력)을 연소실에 제공하므로, 흡입구의 형상은 램제

* 2005년 6월 14일 접수 ~ 2005년 9월 8일 심사완료

* 정회원, 국방과학연구소 기술연구본부
연락처, E-mail : hgsung@add.re.kr
대전광역시 유성우체국 사서함 35-5호

트 엔진의 성능과 엔진의 안정된 작동을 좌우하는 매우 중요한 엔진 구성품 중 하나이다. 램제트 엔진의 흡입구는 코어(코어 램프, 목, 아음속 디퓨저)와 흡입구의 외피인 카울로 구성되어있다. 카울과 함께 코어 램프는 유입되는 초음속 공기를 경사 충격파를 이용하여 속도를 줄이며, 코어 목은 유입공기를 초킹(choking)시키지 않으면서 압력 손실이 작은 종말 수직충격파의 위치(terminal normal shock train)를 제공하고, 아음속 디퓨저는 점성 손실을 최소화하면서 종말 충격파 이후의 아음속 흐름을 순화시키는 역할을 한다. 흡입구의 설계 목표 중 하나인 흡입공기의 전압력 손실 최소화는 비행 속도, 흡입구의 형상에 의해 매우 민감하게 변화되며, 이는 램제트 엔진의 성능에 직접적인 영향을 미친다[3,4].

반응면 기법을 이용한 최적화는 항공기의 날개[5], 압축기 블레이드[6], 램제트 엔진 흡입구 최적화[7] 등에 널리 응용되고 있다. 참고문헌 [7]은 램제트 흡입구의 구성품 중 코어 램프와 카울 립의 형상을 최적화하기 위하여 최적화 기법으로는 유전자 알고리즘, 수치기법으로는 Euler code를 사용하였다. 이는 연소실 배압이 흡입구 형상에 따라 변화되므로 램제트 흡입구의 형상 최적화에 한계가 있다. 본 연구에서는 램제트 엔진 흡입구 전체의 형상을 최적화하기 위하여 설계인자 요소(첫 번째 램프각, 목직경, 디퓨저 확대각)로 코어램프에서부터 디퓨저의 형상까지 고려하고, 각 인자의 영향을 충격파와 경계층의 효과, 유동의 점성 손실을 포함하여 수치적으로 조사하였으며, 실험계획법을 통하여 반응표면을 생성한 후 최적화 기법을 사용하여 램제트 엔진 흡입구 설계인자 최적화를 수행하였다.

II. 이론해석

2.1 수치실험 모델

본 연구에서 기준모델의 기하학적 형상 및 치수는 Fig. 1과 Table 1에 주어져 있다. 램제트 흡

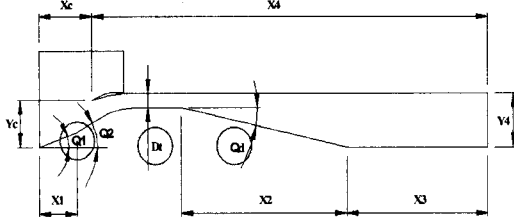


Fig. 1. Schematic of a ramjet intake

Table 1. Geometric parameters of a base model(unit: cm)

θ_1	θ_2	θ_d	D_i	X_1	
17.50°	27.00°	11.00°	1.05	3.35	
X_2	X_3	X_4	X_c	Y_c	Y_4
14.62	12.42	34.99	4.66	3.40	3.89

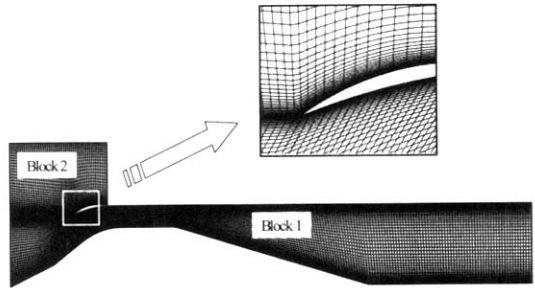


Fig. 2. Grid system used in a numerical analysis

입구는 두 개의 램프각, 카울, 목 그리고 디퓨저 등으로 구성된다.

Fig. 2에는 해석시 기준모델에서 사용된 격자 시스템이 나타나있다. 두 개의 블록이 사용되었으며 Block 1에는 x방향으로 248개, y방향으로 60개의 격자가, Block 2에는 x, y방향으로 각각 49개, 50개의 격자가 사용되었다.

2.2 지배방정식 및 경계조건

축대칭 이상 기체에 대한 압축성 Navier-Stokes 방정식을 일반화된 곡선 좌표계(ξ, η)에서 나타내면 다음과 같다.

$$\frac{1}{J} \frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial E}{\partial \xi} + \frac{\partial F}{\partial \eta} + \frac{1}{J} H = \frac{\partial E_v}{\partial \xi} + \frac{\partial F_v}{\partial \eta} + \frac{1}{J} H_v + \frac{1}{J} S \quad (1)$$

$$E = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} \rho U \\ \rho u U + \xi_x p \\ \rho v U + \xi_y p \\ (\rho e_o + p) U \\ \rho U k \\ \rho U \omega \end{bmatrix}, \quad F = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} \rho V \\ \rho u V + \eta_x p \\ \rho v V + \eta_y p \\ (\rho e_o + p) V \\ \rho V k \\ \rho V \omega \end{bmatrix},$$

$$H = \begin{bmatrix} \rho v \\ \rho uv \\ \rho vv \\ (\rho e_o + p) v \\ \rho v k \\ \rho v \omega \end{bmatrix}, \quad E_v = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} 0 \\ \xi_x \tau_{xx} + \xi_y \tau_{yx} \\ \xi_x \tau_{xy} + \xi_y \tau_{yy} \\ (\hat{\epsilon}_v) \\ \mu_k (\xi_x k_x + \xi_y k_y) \\ \mu_\omega (\xi_x \omega_x + \xi_y \omega_y) \end{bmatrix}$$

$$F_v = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} 0 \\ \eta_x \tau_{xx} + \eta_y \tau_{yx} \\ \eta_x \tau_{xy} + \eta_y \tau_{yy} \\ (f_v) \\ \mu_k (\xi_x k_x + \xi_y k_y) \\ \mu_\omega (\xi_x \omega_x + \xi_y \omega_y) \end{bmatrix}, \quad H_v = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{xy} \\ \tau_{yx} \\ u \tau_{xy} + v \tau_{yx} - q_y \\ \mu_k k_y \\ \mu_\omega \omega_y \end{bmatrix}$$

$$Q = \begin{bmatrix} \rho_s \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho e_o \\ \rho k \\ \rho \omega \end{bmatrix}, \quad S = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ S_k \\ S_\omega \end{bmatrix} \quad (2)$$

여기서,

$$(e_v) = u(\xi_x \tau_{xx} + \xi_y \tau_{yy}) + v(\xi_x \tau_{xy} + \xi_y \tau_{yx}) - (\xi_x q_x + \xi_y q_y) \quad (3)$$

$$(f_v) = u(\eta_x \tau_{xx} + \eta_y \tau_{yx}) + v(\eta_x \tau_{xy} + \eta_y \tau_{yy}) - (\eta_x q_x + \eta_y q_y) \quad (4)$$

초음속 흡입구 유동은 충격파의 발생과 이로 인한 박리 현상이 발생하므로 이를 적절히 모사하기 위하여 본 연구에서는 벽면 경계층 해석에 적합한 것으로 알려진 $k-\omega$ 난류 모델과 자유 전단 경계층 등의 해석에 적합한 것으로 알려진 $k-\epsilon$ 난류 모델이 결합된 형태의 SST(shear stress transport) 난류 모델을 이용하였다[8,9].

경계조건으로는 유입되는 속도일정 조건을 벽에서는 점착조건을 주었고, 디퓨저 끝단에서는 배압일정 조건을 사용하였다. 유입 속도는 마하 2.5, 유입 온도 및 정압은 고도 2.5 km에서의 대기 상태를 사용하였다. 디퓨저 끝단의 배압은 실험조사를 통하여 각 설계인자의 설계영역에서 supercritical 상태가 항상 유지될 수 있는 대기정압의 7배로 설정하였다[10].

2.3 수치해법

지배방정식은 유한 체적법을 기초로 하여 이산화하였으며 대류 플럭스 항은 일반좌표계에서 Roe의 FDS 기법[11]과 김 등에 의한 AUSMPW 기법[12]을 이용하여 차분하였다. MUSCL 기법을 이용하여 고차의 공간정확도를 유지하도록 하였고 미분형 제한자를 사용하여 TVD 성질을 유지하도록 하였다. 점성항의 차분은 중심차분법을 이용하였다. 또한 LU-SGS 기법을 이용하여 완전내재적인 시간적분을 하였다[12-13].

III. 최적화 과정

최적화 과정은 Fig. 3과 같이 요약될 수 있다. 우선 문제 정의를 위해 설계인자와 제약조건을 고려하여 각 설계인자의 범위를 설정한다. 그 후

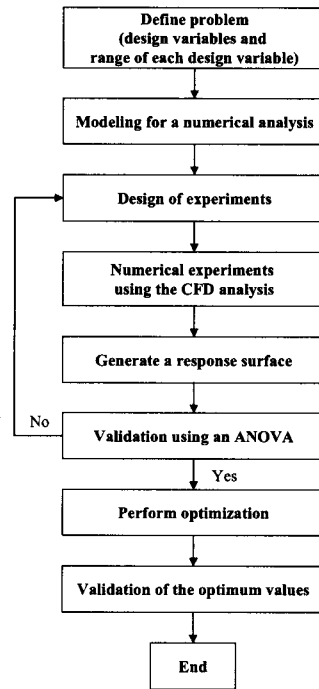


Fig. 3. Flow chart of the optimization process

실험계획법(design of experiments)을 통해 효율적으로 실험을 할 수 있는 실험점들을 택한다. 이 실험점에서 수치실험(CFD)을 수행하여 반응표면(response surface)을 생성하고, 각 설계인자들의 변화에 따른 목적함수 값들을 얻는다. 얻어진 반응표면이 실험결과를 제대로 모사하고 있는지 확인하기 위해 분산분석(analysis of variance, ANOVA)을 수행한다. 마지막으로 주어진 반응표면에 의해 표현된 목적함수식에서 전압력 회복률을 극대화시킬 수 있는 최적값을 찾기 위해 증대라그랑지법(augmented lagrangian method, ALM)을 이용한다.

Table 2는 연구에서 사용된 설계인자 및 각 인자의 조사영역을 나타낸 것이다. θ_1 은 첫 번째 램프각, D_t 은 목직경, θ_d 는 디퓨저각을 나타낸다.

Table 2. Range of each design variable

Content	Level -1.682	Level -1	Level 0	Level 1	Level 1.682
θ_1 Deflection angle	10.00°	13.04°	17.50°	21.96°	25.00°
D_t Diameter of throat	0.90	0.96	1.05	1.14	1.20
θ_d Diffuse angle	6.00°	8.03°	11.00°	13.97°	16.00°

설계인자 영역설정시 제약조건으로 카울립 밖으로 새어 나가는 흐름(mass spillage)이 카울면적으로 들어오는 양의 20% 이하가 되도록 결정하였다. 램프각은 10° ~ 25° 까지의 영역이 조사되었고, 17.5° 가 기준모델 상태이다. 램프각이 25° 이상일 경우 질량손실이 20%를 초과한다. 목직경에서 1.05 cm는 기준모델 상태이고, 0.9 ~ 1.2 cm범위의 영역이 조사되었다. 목직경이 0.9 cm 이하인 경우 질식(choking) 현상이 일어나게 된다. 디퓨저각은 6° ~ 16° 범위가 조사되었고, 기준모델은 11° 가 설정되었다. 디퓨저각 6° 는 흡입구 설치공간을 고려할 때 기하학적 한계(geometric constraints)이다. 각 설계인자들은 조사영역을 가장 작은 값(Level -1.682), 작은 값(Level -1), 중간값(Level 0), 큰 값(Level 1), 가장 큰 값(Level 1.682)으로 설정하였다. 기준모델 상태는 각 인자의 범위 중 중간값을 갖게 된다.

4.1 실험계획법

반응표면을 생성하기 위해 실험계획을 세우고 이에 따라 실험을 수행하여야 한다. 실험계획법에는 여러 종류가 있으나 일반적으로 가장 많이 사용되고 통계학적으로 검증이 된 중심합성계획법(central composite design)[14]을 사용하였고, full quadratic 모델 추정을 위해 2차 다항식을 이용하였다. 설계변수가 3개이므로 중심합성계획법을 이용한 2차 모델 추정을 위해서는 15번의 실험이 필요하다. Table 3에는 중심합성계획법에

서 정해주는 15개의 실험점과 각 설계인자를 단위크기(-1.682~1.682)로 환산해서 x_1, x_2, x_3 라는 변수로 나타냈다. 일반적으로 축점(1.682)은 2^k 요인배치법이 이루는 영역 외부에 존재하도록 설정되는데, 축간 거리는 회전성을 갖기 위해 설계인자의 개수(k)를 고려하여 $\alpha = (2^k)^{1/4}$ 라는 식으로 결정한다. 우측 마지막 열에는 각각의 경우 수치 실험(CFD)을 통해 얻어진 전압력 회복률이 나타나 있다.

4.2 반응표면의 생성

중심합성계획법에 의한 실험점에서 실험을 수행하여 얻은 결과를 이용해 반응표면을 추정해야 한다. 최소자승법은 반응표면법에서 성능을 나타내는 회귀(반응표면) 모델의 회귀 계수를 구하는데 일반적으로 많이 사용된다.

회귀 변수 벡터 x 를 k개의 설계변수들의 선형 항($\xi_1, \xi_2, \dots, \xi_k$), 제곱 항($\xi_1^2, \xi_2^2, \dots, \xi_k^2$), 그리고 상호 작용 항($\xi_1\xi_2, \xi_1\xi_3, \dots, \xi_{k-1}\xi_k$) 등, 모두 m개의 변수로 이루어진 벡터(x_1, x_2, \dots, x_m)로 정의하고, n개의 실험점에 대한 반응치를 y_1, y_2, \dots, y_n , 시스템의 에러를 ϵ 로 정의하면 회귀 모델은 다음과 같이 표현될 수 있다.

$$y = Xb + \epsilon \tag{5}$$

여기서,

$$y = \begin{bmatrix} y_1 \\ y_2 \\ \vdots \\ y_n \end{bmatrix}, \quad X = \begin{bmatrix} 1 & x_{11} & x_{21} & \dots & x_{m1} \\ 1 & x_{12} & x_{22} & \dots & x_{m2} \\ \vdots & \vdots & \vdots & \dots & \vdots \\ 1 & x_{1n} & x_{2n} & \dots & x_{mn} \end{bmatrix},$$

$$b = \begin{bmatrix} b_0 \\ b_1 \\ \vdots \\ b_m \end{bmatrix}, \quad \epsilon = \begin{bmatrix} \epsilon_1 \\ \epsilon_2 \\ \vdots \\ \epsilon_n \end{bmatrix} \tag{6}$$

회귀 계수들의 최소자승 추정치인 β 는 다음의 최소자승함수 L을 최소화함으로써 얻어진다.

$$L = \epsilon^T \epsilon = (y - Xb)^T (y - Xb) \tag{7}$$

$$\frac{\partial L}{\partial b} \Big|_{\beta} = -2X^T y + 2X^T X \beta = 0 \tag{8}$$

$$\beta = (X^T X)^{-1} X^T y \tag{9}$$

결과적으로 추정된 반응표면은 다음과 같다.

$$f(x_1, x_2, x_3) = P_4 / P_{in} = 0.379 + 0.026x_1 + 0.016x_2 - 0.031x_3 + 0.005x_1^2 + 0.003x_2^2 + 0.017x_3^2 - 0.009x_1x_2 + 0.003x_1x_3 + 0.005x_2x_3 \tag{10}$$

Table 3. Design of experiments

Point	$x_1(\theta_1)$	$x_2(D_1)$	$x_3(\theta_3)$	P_4/P_{in}
1	-1	-1	-1	0.408
2	1	-1	-1	0.478
3	-1	1	-1	0.432
4	1	1	-1	0.472
5	-1	-1	1	0.316
6	1	-1	1	0.406
7	-1	1	1	0.365
8	1	1	1	0.410
9	-1.682	0	0	0.351
10	1.682	0	0	0.413
11	0	-1.682	0	0.334
12	0	1.682	0	0.420
13	0	0	-1.682	0.456
14	0	0	1.682	0.380
15	0	0	0	0.382

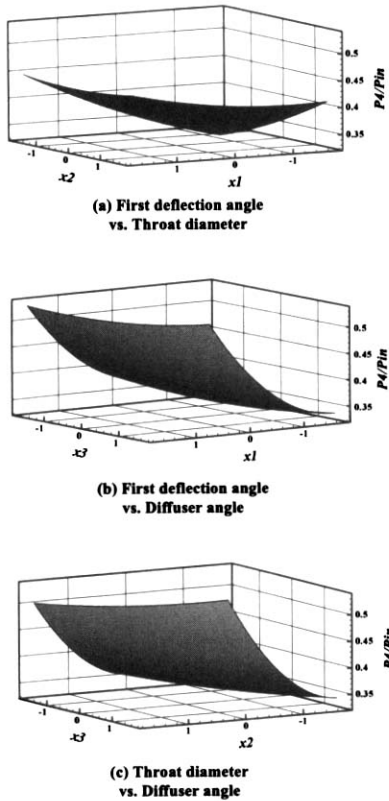


Fig. 4. Response surface for each pair of the design variables

Fig. 4에는 3가지 설계인자의 모든 쌍에 대해 식 (10)이 나타내는 반응표면이 도시되어 있다. 각각의 (a), (b), (c)의 경우 나머지 한 인자의 값은 중간값(Level 0)의 값으로 고정된 상태이다. Fig. 4의 (b)에서 볼 수 있듯이 첫 번째 램프각과 디퓨저 확대각을 변화시킬 경우 전압력 회복률이 가장 급격히 변함을 관찰할 수 있다.

4.3 ANOVA를 이용한 검증

최소자승법을 이용해 구한 근사 반응 함수에 대한 정확성과 예측성 등을 평가하는 과정이 필요한데, 이러한 과정을 분산분석(ANOVA)이라 한다. 분산분석표를 작성하기 위해 총편차를 두 편차의 합으로 나타내는 과정이 필요하다.

$$\sum (y_i - \bar{y})^2 = \sum (y_i - \hat{y})^2 + \sum (\hat{y} - \bar{y})^2 \quad (11)$$

위 식에서 좌변항을 총변동, SST(total sum of squares)라 한다. 우변에서 첫 번째항은 잔차제곱합, SSE(residual sum of squares)로 회귀함수에 의해 설명이 안되는 변동을 의미하며, 두 번째항

Table 4. Analysis of variance

	DF	Sum of Squares	Mean Squares	F ₀	F (0.05)
Regression	9 (P-1)	0.028872 (SSR)	0.003208 (MSR)	5.17	4.77
Residual	5 (N-P)	0.003101 (SSE)	0.000620 (MSE)		
Total	14 (N-1)	0.031973 (SST)			

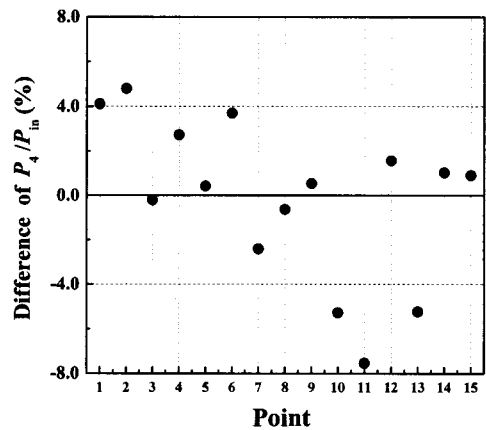


Fig. 5. Comparison of the total pressure recovery using RS with that using CFD

은 회귀제곱합, SSR(regression sum of squares)이라 하고 회귀함수의 의해 설명되는 변동을 나타낸다. N을 실험점의 수, P를 근사항의 수라고 할 때 분산분석은 Table 4와 같이 나타내어진다. F-분포표에서 F(=0.05)값보다 F₀ 값이 크기 때문에 식 (10)은 5.0% 미만의 오차를 갖는다[15].

Fig. 5는 식 (10)에 의한 반응표면(RS) 모델에서 얻어진 P₄/P_{in}값과 수치실험(CFD)에 의한 값의 상대적인 차이를 보여준다. 수치실험에 의해 얻어진 결과와 반응표면 모델에서 얻어진 결과의 상대적인 차이는 평균 2.8%로 두 결과가 잘 일치함을 확인할 수 있다.

4.4 최적화

반응표면의 신뢰성이 4.3절에서 확인되었으므로 생성된 반응표면 모델을 최적화하기 위해 다음과 같이 최적화 문제를 정의하였다.

$$\begin{aligned} &\text{Maximize } y = f(x_1, x_2, x_3) \\ &\text{Subject to } -1.682 \leq x_i \leq 1.682 \end{aligned} \quad (12)$$

최적값의 계산은 ALM을 이용하였다. 초기치에 따라 결과가 국소 최대값에 수렴하는 것을 방지하기 위해 목적함수에 대한 반응표면을 그려서 얻어진 최적값이 전역 최대값임을 확인하였다. 최적화 결과 다음과 같은 값들이 얻어졌다.

$$x_1 = 1.682, x_2 = -1.682, x_3 = -1.682 \quad (13)$$

4.5 결과 및 검토

기준모델과 식 (13)의 값들을 사용한 최적모델에 대해 마하수를 비교하여 Fig. 6에 도시하였다. 기준모델은 카울 높이가 작동마하수의 카울 높이보다 큰 상태(above design)에 해당하여 램프에서 생긴 경사충격파가 카울립에 부딪치지 않고, 경사충격파와 카울립 사이에 수직충격파가 생기고 수직충격파 뒤로 긴 아음속 영역이 생기면서 큰 전압력 손실을 유발했다. 반면 최적모델은 램프에 의해 생긴 경사충격파가 카울립 근처에 부딪치고 있으며(on design), 목 부근에서 일련의 반사 경사충격파들이 생겨 압력 손실을 감소시키면서 유입되는 공기의 속도를 줄여주고 있다. 또한 디퓨저각이 기준모델보다 작아서 종말 수직충격파가 목 쪽으로 이동된 상태이다. 최적모델을 이용할 경우 성능향상 정도를 알아보기 위해 식 (13)의 값들을 사용하여 수치실험을 수행하였다.

그 결과 전압력 회복률은 0.518이었다. 이는 세 인자를 고려한 최적모델이 기준모델(0.382)에 비해 약 36% 향상된 성능을 나타냄을 보여준다. 최적모델에서 얻어진 전압력 회복률이 비교적 작은 값을 가지는 이유는 종말 수직충격파의 위치가 노즐목에 정확히 위치하지 못했기 때문이다.

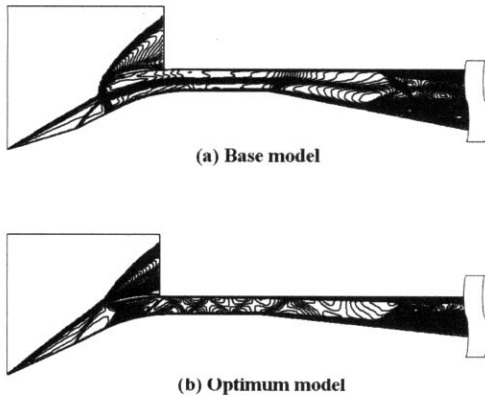


Fig. 6. Comparison of flow pattern (Mach number) between the base and the optimum model(zoomed in)

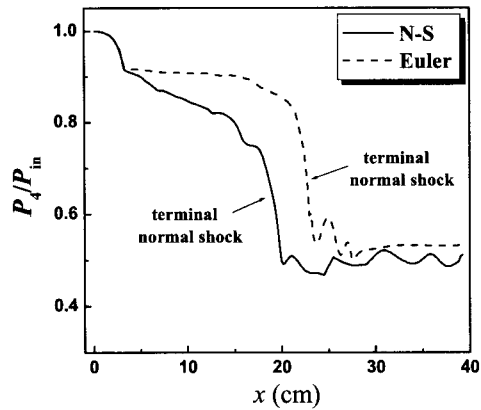


Fig. 7. Comparison of the pressure recovery between N-S and Euler solution in the optimum model

최적모델에서 디퓨저 끝부분의 경계조건으로 배압조정(입구의 10.2배)을 통해 종말 수직충격파가 목부분에 정확히 위치하게 했을 경우 전압력 회복률은 0.638로 조사되었다.

Fig. 7에 얻어진 최적모델에서 전압력 손실을 유발하는 인자에 대한 정량적 분석을 위하여 점성과 비점성 계산 결과를 비교하여 도시하였다. 점성계산에서 첫 번째 경사 충격파와 수직충격파 이전에 압력 손실이 약 20%를 차지하는데 이는 흡입구 최소 면적의 구간이 길어서 다수의 경사 충격파와 경계층 간섭이 크기 때문이다. 반면에 비점성 계산에서는 수직 충격파에 의한 압력 손실이 크게 나타났는데 이는 수직 충격파 전의 마하수가 점성 계산 결과보다 상대적으로 크기 때문이다. 디퓨저에서 점성에 의한 영향은 5% 이내인 것으로 나타났다.

V. 결론

본 연구에서는 램제트 엔진 흡입구에서 전압력 회복률을 극대화할 수 있는 흡입구 설계인자 최적화를 위해 실험계획법을 통한 반응표면법을 도입하였다. 설계변수로는 첫 번째 램프각, 목직경, 디퓨저 확대각이 선택되었다. 생성된 반응표면 모델이 수치실험 결과를 잘 근사했는지 확인하기 위해 ANOVA Table을 이용하였다. 그 결과 F-분포표에서 F_0 값이 $F(0.05)$ 보다 커 5.0% 미만의 오차를 가졌다. 생성된 반응표면 모델에서 ALM을 이용하여 전압력 회복률이 최대가 되는 지점을 찾았다. 그 결과 최적모델의 전압력 회복율은 기준모델에 비해 36% 향상되는 것으로 나

타났다. 전압력 손실의 주 원인은 최소 면적 구간에서의 충격파와 경계층간의 간섭에 의한 모멘텀 손실과 종말 수직 충격파에 의한 손실인 것으로 조사되었다. 디퓨저에서의 점성 손실은 5% 이내인 것으로 나타났다.

참고문헌

- 1) Hewitt, P. W., *Worldwide Developments in Ramjet-Powered Missiles (Updated From 1995 Situational Review)*, 38th JANNAF Combustion Subcommittee Meeting V1, CPIA 712, pp. 163~176.
- 2) 성홍계, 김윤근, 액체 램제트 엔진 개발에 필요한 주요 기술 분석, 제11차 유도무기 학술대회 논문집, 2001, pp. 428~432.
- 3) Yang, Vigor and Cappuccio, G., *Supersonic Inlet Design for Missile*, The Pennsylvania State University, 1991.
- 4) 성홍계, 액체 램제트 엔진의 성능 설계 기법, 2001년도 군사과학기술학회 종합 학술대회 논문집, pp. 528~531.
- 5) Lee, E. S., *Rotor Cascade Shape Optimization with Unsteady Passing Wakes Using Implicit Dual Time Stepping Method*, The Pennsylvania State University, Ph.D. Thesis, 2000.
- 6) 안찬술, 김광용, "반응면 기법을 이용한 천음속 축류 압축기의 삼차원 형상 최적 설계", 대한기계학회 논문집B, 제27권, 2호, 2003, pp. 155~162.
- 7) 민병영, 이재우, 변영완, "IRR형 Ramjet Intake 초음속 확산부 형상 최적설계", 한국추진공학회지, 제6권, 2호, 2002, pp. 65~74.
- 8) Bardina, J. E., Huang, P. G., and Coakley, T. J., *Turbulence Modeling Validation, Testing, and Development*, NASA TM 110446.
- 9) Menter, F. R., "Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Application", *AIAA Journal*, Vol. 32, No. 8, Aug 1994, pp. 1598~1605.
- 10) 정인석, 김성돈 외, 흡입공기와의 혼합을 고려한 액체 연료 연소연구, TECD-413-021220, 2002.
- 11) Roe, P. L., "Approximate Riemann Solvers, Parameter Vectors, and Difference Schemes", *Journal of Computational Physics*, Vol. 43, No. 3, 1981, pp. 352~372.
- 12) Kim, K. H. and Rhn, O. H., "An Improvement of AUSM Schemes by Introducing the Pressure-based Weight Functions", *Computers & Fluids*, 27(3), 1998, pp. 311~346.
- 13) Choi, J.-Y., Jeung, I.-S. and Yoon, Y., "CFD Algorithms for Unsteady Shock-Induced Combustion, Part I: Validation Study", *AIAA Journal*, Vol.38, No.7, 2000, pp. 1179~1187.
- 14) Box, G. E. P. and Wilson, K. B., "On the Experimental Attainment of Optimum Conditions", *Journal of the Royal Statistical Society B.*, Vol. 13, 1951, pp. 1~14.
- 15) Khuri, A. I. and Cornell, J. A., *Response Surface Design and Analysis*, Marcel Dekker, Inc., 1987, pp. 29~31.