



반응면 기법을 이용한 발사체 선두부 다점 최적설계

A Multi-Point Design Optimization of a Space Launcher Nose Shapes
Using Response Surface Method

○김상진¹⁾, 전용희¹⁾, 이재우¹⁾, 변영환¹⁾

Sang-Jin Kim, Yong-Hee Jeon, Jae-Woo Lee, Yung-Hwan Byun

To improve the performance at all design points, multi-point optimization method is implemented for the nose fairing shape design of space launcher. The response surface method is used to effectively reduce the huge computational loads during the optimization process. The drag is selected as the objective function, and the surface heat transfer characteristics, and the internal volume of the nose fairing are considered as design constraints. Full Navier-Stokes equations are selected as governing equations. Two points drag minimization, and two points drag / heat flux optimization were successfully performed and configurations which have good performance for the wide operation range were derived. By considering three design points, the space launcher shape which undergoes the least drag during whole flight mission was designed. For all the design cases, the constructed response surfaces show good confidence level with only 23 design points with the proper stretching of the design space.

1. 서론

최근의 우주 발사체 관련 연구 동향은 저궤도(LEO) 위성용 우주 발사체, 비용 절감형 발사체 및 극소형 위성 발사를 위한 소형/초소형 공중발사체[1], 그리고 재사용 발사체 등의 차세대 비행체 연구가 중심이 되고 있다.

공기 열역학적 측면에서 위성 발사를 위한 발사체에서 중요하게 고려되어야 할 설계 요소는 항력과 표면열전달, 위성적재 공간의 확보를 위한 내부용적 등이 있다. 초기단계의 연구에서는 이론적 간략화를 통한 해석적 방법이나 실험을 통한 연구가 중심이 되어 왔으나, 컴퓨터와 전산유체역학의 발달로 최근에는 수치해석을 통한 연구가 활발히 진행되고 있으며 특히 수치 최적화 기법을 이용한 공력설계 방법은 비약적으로 발전하고 있다.

단 하나의 설계점에서의 최적설계결과는 적용 설계점에서 최적의 성능을 얻을 수 있지만 탈 설계점에서는 성능이 떨어지는 단점이 있기 때문에 최적 성능의 향상을 좀 더 넓은 비행 범위에서 파악하기 위한 다점 최적설계(Multi-Point Design Optimization)가 필요하다. 탈 설계점에서의 성능향상을 위한 다점 최적설계는 가중치를 사용하여 천음속 익형 설계의 항력 최소화[2]와 역설계를 위한 목표압력 최적화[3] 등의 연구에 응용되어 왔다. 그러나, 다점 최적설계를 이용할 경우 엄청나게 증가하는 계산시간은 컴퓨터의 성능과 전산유체역학의 발달에도 불구하고 해결해야 할 또 다른 과제이다.

수치최적화 과정에서는 민감도 계산이 요구되고 민감도를 계산하기 위해 여러 번의 반복 해석이 필요하게 된다. 또한, 수치 최적화 과정에서는 전체 설계 공간을 고려할 수 없는 단점이 있다. 수치해석 코드에 의해 발생되는 문제로 Giunta 등[4]에 의해 제기된 수치오차(Numerical Noise)를 들 수 있으며 이는 국부 최적해를 도출하는 주요 원인이 된다.

1) 건국대학교 항공우주공학과 (143-701 서울시 광진구 화양동 1 Tel : 02-450-3461



이와 같은 최적설계 과정에서의 해석시간과 국부최적해에 대한 문제 해결방안으로 실험설계 이론[5]에 기초한 반응면 기법을 들 수 있으며 하나의 설계 운용 조건에서 우주 발사체 선두부 설계에 효과적으로 적용된 바 있다[6]. 반응면 기법을 이용할 경우 복잡한 해석 코드가 간단한 다항식으로 대체되므로 민감도 계산과 다점 최적설계에서 요구되는 방대한 연산량을 대폭 줄일 수 있으며 또한 빠른 해석이 가능하게 된다. 그러므로 반응면 기법은 계산량이 많은, 여러 설계 변수가 관련되는 최적설계와 다점 최적설계 등에 적합한 방법이라고 할 수 있다. 비교적 적은 설계반복 회수와 빠른 해석시간이라는 장점으로 인해 반응면 기법은 다분야간 설계 최적화(Multidisciplinary Design Optimization)에서 빈번하게 응용되고 있다[7].

본 연구에서는 반응면 기법을 이용하여 여러 설계 운용 조건에서의 우주 발사체 선두부 형상 최적설계를 수행하고자 한다. 각 설계점에서의 항력계수, 표면 열전달 계수 또는 항력의 총량을 목적함수로 설정하고, 표면 열전달계수, 내부용적 또는 선두부 단면의 반경이 구속조건으로 고려된다.

실제 현상에 부합하는 해석과 설계를 위하여, 유동해석에 Navier-Stokes 방정식을 이용하며 기 정립된 최적설계기법[6]을 적용한다. 또한 현재 한국 항공우주연구소에서 개발 중인 3단 로켓(KSR-III)의 운용 및 성능해석 자료를 이용하여 다점 최적설계를 수행하며 KSR-III에 적용할 수 있는 최적 선두부 형상을 제시하고자 한다.

2. 공력해석 방법

초음속 점성 유동장을 해석하기 위하여 축대칭 압축성 Navier-Stokes 방정식을 지배방정식으로 사용하였다. 지배방정식은 축대칭 직교 좌표계에 대하여 계산 격자계에서 보존형으로 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial F}{\partial \xi} + \frac{\partial G}{\partial \eta} + \alpha H = \frac{\partial F_v}{\partial \xi} + \frac{\partial G_v}{\partial \eta} + \alpha H_v \quad (1)$$

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

$$F_v = \frac{1}{JR_a} \begin{bmatrix} 0 \\ \xi_x \tau_{xx} + \xi_y \tau_{xy} \\ \xi_x \tau_{xy} + \xi_y \tau_{yy} \\ \xi_x \beta_x + \xi_y \beta_y \end{bmatrix}, G_v = \frac{1}{JR_a} \begin{bmatrix} 0 \\ \eta_x \tau_{xx} + \eta_y \tau_{xy} \\ \eta_x \tau_{xy} + \eta_y \tau_{yy} \\ \eta_x \beta_x + \eta_y \beta_y \end{bmatrix}$$

$$H = \frac{1}{yJ} \begin{bmatrix} \rho v \\ \rho uv \\ \rho v^2 \\ (\rho e_0 + p)v \end{bmatrix}, H_v = \frac{1}{yJR_a} \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{xy} \\ \tau_{uu} - \tau_{\theta\theta} \\ \beta_y \end{bmatrix} \quad (2)$$

$$\beta_x = u\tau_{xx} + v\tau_{xy} - q_x, \beta_y = u\tau_{xy} + v\tau_{yy} - q_y \quad (3)$$

식(1)에서 $\alpha=0$ 인 경우는 이차원 유동에 대한, $\alpha=1$ 인 경우는 축대칭 유동에 대한 지배방정식을, ρ 는 공기의 밀도를, u, v 는 속도성분을, e_0 는 단위 질량당 내부 에너지를 나타낸다.

물리적 직교 좌표계에서 계산상의 일반 좌표계로의 변환 관계식은 다음과 같다.

$$J = 1 / (x_\xi y_\eta - x_\eta y_\xi) \quad (4)$$

$$\xi_x = Jy_\eta, \xi_y = -Jx_\eta, \eta_x = -Jy_\xi, \eta_y = Jx_\xi$$

한편, (4)의 좌표변환 관계식에 의하여 반전속도 U, V 는 (5)와 같이 정의된다.

$$U = \xi_x u + \xi_y v, \quad V = \eta_x u + \eta_y v \quad (5)$$

또한 R_d 는 음속에 기초한 Reynolds 수이다.

대류 플럭스 항은 일반 좌표계에서 유도된 Roe의 FDS(Flux Difference Splitting) 기법을 사용하여 차분하였으며, 3차의 공간 정확도를 가지는 MUSCL형태의 변수 외삽 방법과 함께 TVD 성질을 유지하기 위하여 minmod 제한자를 사용하였다. 시간적분은 완전 내재적 기법인 LU-SGS 기법을 사용하였으며 격자계는 81×41 을 사용하였다. 사용된 수치 기법과 유동 해석 코드의 검증은 참고문헌 [8]에서 확인할 수 있다.

3. 반응면 기법을 이용한 형상 최적 설계 기법

반응면 기법을 이용한 형상설계는 설계영역의 선택, 수치실험점의 선정, 수치실험을 통한 해석, 회귀분석(Regression Analysis)을 이용한 반응면의 구성, 분산분석(Analysis of Variance)의 조합으로 구성된다. 반응면 기법을 이용한 형상 다점 최적설계 그림 1과 같은 과정을 거친다. 그림에서 알 수 있는 바와 같이 각 설계점에 대하여 실험점을 선정하고 해석하여 반응면이 구성된다.

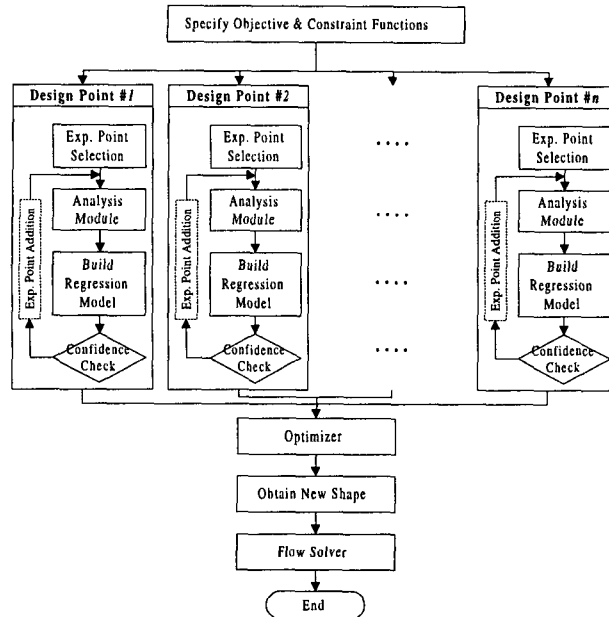


Fig. 1 Multi-point design optimization procedure using the response surface method

본 연구에서 반응면으로 표현되는 목적함수는 수치오차의 영향이 최소화된 부드러운 곡면형태이므로, 계산시간의 절감을 위하여 최적화 기법으로는 구배법을 사용하였다. 본 연구에 사용된 최적화 알고리즘은 DOT[9]의 SLP (Sequential Linear Programming) 또는 SQP(Sequential Quadratic Programming)이다.

형상은 형상 함수의 선형 조합으로 표현하고, 각 형상 함수의 계수를 설계변수 (X_i)로 취하였다. 형상함수로는 항력 특성이 뛰어난 Karman Ogive, $n=0.69$ Power-Law 형상과 표면 열전달 특성이 양호한 Paraboloid, Sphere-Cone의 4가지 형상[10]을 이용하였다.



3.1 적용 반응면 기법

반응면은 2차 다항식으로 구성하였다. 심한 비선형적 거동을 보이는 반응면에 대해서는 설계변수의 변환을 통한 스트레칭기법을 기법을 적용하여 구성된 반응면이 목적함수와 설계구속함수의 비선형적 거동을 잘 표현하도록 하였다[6].

반응모델을 구성하기 위한 실험영역은 각 형상함수 기저반경의 약 10% 이상 음의반경이 되는 비 물리적 형상을 배제한 영역을 선택하였다. 실험점의 결정을 위해 실험설계이론의 실험 설계 방법 중 D-Optimal 방법을 사용하였다. D-Optimal 방법은 설계점 집합에서 도출되는 반응 모델 계수의 불확실성이 최소화되고 반응 모델에 의해 예측되는 반응값의 최대분산이 최소화 되도록 실험점을 선택한다[5]. 이때, 실험점은 3k 모델을 적용하였을 때 최대 실험점 수인 3^4 개의 실험점으로부터 기저반경의 125%를 초과하는 물리적으로 타당하지 않은 반경의 형상을 배제하였으며, 4변수로 구성된 2차 모델의 미지수의 개수의 1.5 배수인 23점을 선택하였다. 일반적으로 실험점의 개수가 미지수 개수의 1.5~2.5 배수일 때 비교적 정확하게 반응모델을 구성할 수 있다고 알려져 있다[11].

반응모델의 신뢰도는 Adjusted R-Square (R_{adj}^2)를 사용하여 판단하였다. R_{adj}^2 은 0과 1사이의 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 0.9이상인 경우에 구성된 반응면이 신뢰할 수 있는 모델이라고 판단 할 수 있다. 본 연구에서 목적함수로 설정된 반응면의 R_{adj}^2 은 0.99이상으로 신뢰도가 높은 모델이지만 구속조건으로 고려된 표면 열전달에 대한 반응면의 R_{adj}^2 은 약 0.70으로 실제현상을 잘 표현하지 못하고 있음을 알 수 있다. 자연변수 공간상의 변화가 심한 지역을 변환변수 공간상에서 차지하는 비율을 늘려주는 스트레칭 기법을 통해 표면 열전달에 대한 반응면의 R_{adj}^2 을 0.9 이상으로 향상시킬 수 있었다. 그러나 표면 열전달에 대한 구속조건이 형상에 영향을 미칠 정도로 심하지 않게 설계되었으며 따라서 도출된 최적 형상 자체에는 큰 변화가 없었다.

4. 최적설계 결과

기준형상(KSR-III)의 성능해석 결과[12]로부터 선정한 설계점은 표 1 과 같다. 설계점 1은 기준형상의 1단 연소중단 시점, 설계점 2는 최대동압이 발생하는 시점, 그리고 설계점 3은 항력계수가 최대인 시점으로 설정하였다. 최소화할 목적함수가 항력 또는 열전달 특성이므로 전체항력에서 초과항력이 지배적인 영향을 미치는 마하수와 열전달 특성을 주로 고려해야하는 마하수를 설계점으로 고려하였다. 1단 연소 종료시까지의 비행에서 받는 항력의 총량을 계산하기 위해 각 이벤트 발생시점의 시간이 추가되었다.

Table 1 The performance analysis results of baseline shape [11]

설계점	이벤트	마하수	고도(km)	시간(sec)
3	최대항력계수	1.2	5.22	26.7
2	최대동압	1.8	10.1	38
1	1단 연소중단	4.6	31	62.4

4.1 Design Case 1 : 항력계수를 최소화하는 두점 최적설계

목적함수는 1단 연소중단 시점인 설계점 1과 최대 동압이 걸리는 설계점 2에서의 항력계수의 가중 합으로 하고, 이를 최소화하였다. 구속조건으로는 열전달 특성을 고려해야 하는 설계점 1에서의 정체점의 표면 열전달 계수(Stanton Number)와 내부용적으로 하였다. 반

응면은 설계점 1, 2에서의 항력계수와 설계점 1에서의 표면 열전달 계수에 대해 각각 구성하였다.

설계문제를 수학적으로 표현하면 다음과 같다.

$$\begin{aligned}
 &\text{Minimize} && F(\vec{X}) = w C_{D1} + (1-w) C_{D2}, \quad 0 \leq w \leq 1 \\
 &\text{Subject to} && g_1(\vec{X}) = C_{h1} \leq C_{h_{baseline}} \\
 &&& g_2(\vec{X}) = V \geq V_{baseline}
 \end{aligned} \tag{6}$$

여기서, C_D , C_h 는 각각 항력계수와 정체점에서의 표면 열전달 계수, w 는 가중치, 아래 첨자 1, 2는 설계점, V 는 내부용적을 나타낸다. w 의 변화에 따라 최소화 해야할 목적함수가 변화하며, 최적 형상이 결정된다.

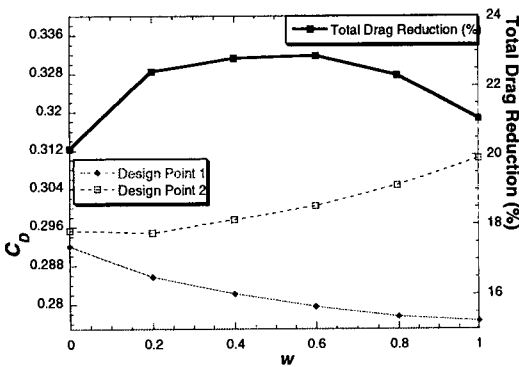


Fig. 2 Drag reduction with weighting factors

그림 2는 설계점 1 (Design Point 1)과 설계점 2 (Design Point 2)에서 각 w 에 대한 최적형상의 항력과 항력감소량을 나타낸다. $w=1$ 일 때 즉, 설계점 1에서의 유동조건만 고려한 경우의 최적형상은 설계점 1에서 항력이 가장 작지만, 설계점 2에서는 항력이 가장 큰 형상을 알 수 있다. 또한 $w=0$ 일 때 즉, 설계점 2에서의 유동조건만 고려한 경우는 $w=1$ 의 경우와 반대의 결과를 가진다. 그림에서 알 수 있는 바와 같이 $w=0.6$ 일 때의 최적형상이 기준형상에 비해 가장 많이 항력을 감소시킬 수 있다.

3.2 Design Case 2 : 항력계수, 열전달계수를 이용한 두점 최적설계

항력계수와 열전달계수는 모두 작을수록 좋은 공통점이 있으므로 가중치를 사용한 이들의 합을 목적함수로 하였다. 여기서, 실제 비행에서의 항력과 열전달에 대한 물리적 현상을 고려하여 목적함수를 구성하였다. 즉, 설계점 1에서는 표면열전달률을, 설계점 2에서는 항력계수를 고려하였다. 내부용적과 함께 세장비를 만족시키기 위하여 반지름에 관련된 구속조건을 추가하였다. 설계점 1에서의 열전달 계수와 설계점 2에서의 항력계수에 대해 각각 반응면을 구성하였다.

이를 수학적으로 표현하면 다음과 같다.

$$\begin{aligned}
 &\text{Minimize} && F(\vec{X}) = w \frac{C_{D2}}{C_{D02}} + (1-w) \frac{C_{h1}}{C_{h01}}, \quad 0 \leq w \leq 1 \\
 &\text{Subject to} && g_1(\vec{X}) = V \geq V_{baseline} \\
 &&& g_2(\vec{X}) = r \left(\frac{x}{l} = 0.9 \right) \leq r_b
 \end{aligned} \tag{7}$$

여기서, C_{D0} , C_{h0} 는 각각 기준형상의 항력계수와 정체점에서의 표면열전달 계수, r 은 선두부 단면의 반지름, r_b 는 선두부의 기저반지름을 나타낸다.

그림 3은 가중치 w 에 대한 최적형상을 나타낸 그림이다. 열전달 계수에 대한 가중치가



증가함에 따라 선두부 형상이 뭉툭해짐을 알 수 있다.

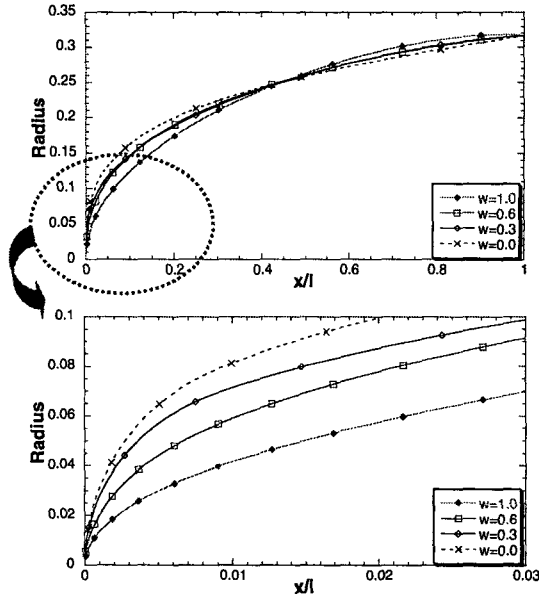


Fig. 3 Comparison of optimum shapes with weighting factors

3.3 CASE 3 : 1단 연소종료시까지의 항력의 총량을 최소화하는 세점 최적설계

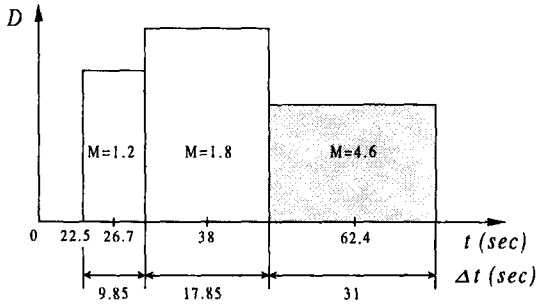


Fig 4 Flight time and drag at each design point

좀더 실제적인 형상을 설계하기 위하여 초음속 비행이 시작되는 시점부터 1단 연소 종료시까지의 항력 총량의 최소화를 목적함수로 설정하였다. 초음속영역에서부터 급격히 증가하는 항력과 1단 연소 종료후의 고도에서의 항력의 영향을 고려하였다. 전체 비행에서 항력을 계산하기 위하여 설계점 1, 2, 3에서의 항력계수를 이용하였으며 비행시간에 대한 항력을 도시하면 그림 4와 같다. 구속조건으로는 설계점 1에서의 열전

달 계수와 열전달 계수와 내부용적을 고려하였다. 반응면은 설계점 1, 2, 3에서의 항력계수와 설계점 1에서의 표면 열전달 계수에 대해 각각 구성하였다.

설계문제를 수학적으로 표현하면 다음과 같다.

$$\begin{aligned}
 &\text{Minimize} && F(\vec{X}) = D_1 \Delta t_1 + D_2 \Delta t_2 + D_3 \Delta t_3 \\
 &\text{Subject to} && g_1(\vec{X}) = C_{h1} \leq C_{h \text{ baseline}} \\
 &&& g_2(\vec{X}) = V \geq V_{\text{baseline}}
 \end{aligned} \tag{8}$$

여기서, D ($D = q_\infty \cdot S \cdot C_D$)는 항력, Δt 는 비행시간, 아래첨자 1, 2, 3은 설계점을 나타낸

다. 그림 5는 각 설계점에서의 최적형상과 항력의 총량을 목적함수로 하였을 때의 최적형상(Optimum)을 비교한 그림이다. 전 속도 영역에서 항력의 총량을 동시에 고려한 형상인 'Optimum'은 설계점 3 (M=1.2)과 설계점 2 (M=1.8)에서의 최적 형상 사이에 위치함을 확인할 수 있고, 이는 항력을 주로 고려해야 할 부분이 M=1.2~1.8의 영역임을 나타낸다. 표 2에서 각 설계점에서의 최적형상(M=4.6, M=1.8, M=1.2)과 'Optimum' 형상의 항력의 총량을 비교하였다. Optimum 형상은 기준형상에 비해 약 31% 정도 총 항력이 감소하였음을 알 수 있다. 그림 6은 기준형상과 Optimum 형상의 각 속도대별 압력분포를 도시한 그림이다. 최적형상의 압력분포는 기준형상에 비해 부드러운 곡선 형태이며 전체 길이의 약 20~60% 위치에서 압력이 낮은 것을 알 수 있다.

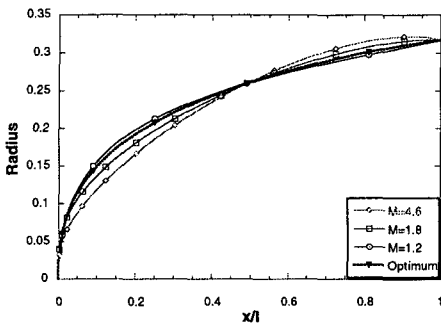


Fig. 5 Comparison of optimum shapes

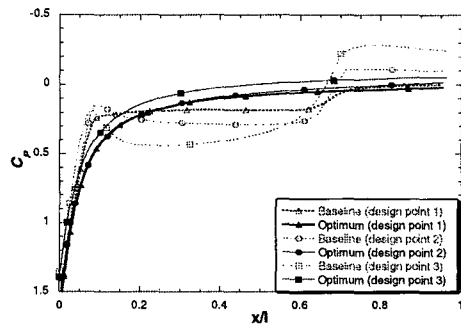


Fig. 6 Comparison of the surface pressure

Table 2 Comparison of total amount of drag

Shapes	항력의 총량 (N sec)	항력 감소량 (%)
M=4.6	265560.3	22.8
M=1.8	241825.0	29.7
M=1.2	245952.9	28.5
Optimum	235977.1	31.4
Baseline	343990	0

4. 결론

반응면 기법을 이용한 발사체 선두부 다점 최적설계를 통하여 다음과 같은 결론을 얻을 수 있다.

한점 최적설계를 실행할 경우 탈설계점에서의 성능의 저하를 확인하였고 이를 통해 다점 최적설계의 필요성을 인식할 수 있었다. 설계점을 1단 연소중단 시점, 최대동압이 발생하는 시점, 항력계수가 최대인 시점으로 설정하여 여러 설계 운용 조건을 동시에 고려한 최적설계를 성공적으로 수행하였다. 항력을 최소화하는 두점 최적설계와, 항력과 열전달을 최적화하는 문제로부터 넓은 설계 운용조건에서 성능이 향상된 형상을 설계 할 수 있었다. 발사체 설계의 경우 비행 이벤트별로 속도와 고도가 변화하므로 전체 비행 범위에서 최소항력 형상을 찾는 것은 실제적인 선두부 설계에서 중요한 문제이다. 세점 최적설계를 통하여 전체 비행범위에서 받는 항력의 총량을 최소화하는 형상을 설계하였다. 비교적 느



순한 구속조건에서 설계점 3 ($M=1.2$)과 설계점 2 ($M=1.8$)에서의 최적 형상 사이이 위치하는 최적형상을 설계할 수 있었다.

단지 23개의 수치 실험점을 이용해 구성된 반응면과, 설계영역에 대해 적용된 스트레칭 기법을 이용해 신뢰할 수 있는 형상을 설계하였다.

후 기

본 연구는 한국과학재단의 목적기초 연구 지원(2000년 특정연구, 과제번호 2000-2-30500-003-5)으로 수행되었으며 연구비를 지원해 주신 한국과학재단에 감사드립니다.

참고문헌

- [1] 이재우, 황진용, 손민호, 이영섭, "공중발사 초소형 우주 발사체 Mirinae-1의 개념 설계," 한국항공우주학회 추계 학술대회논문집, 2000. 4
- [2] J. O. Hager, S. Eyi, and K. D. Lee, Two-Point Transonic Airfoil Design Using Optimization for Improved Off-Design Performance, *J. of Aircraft*, Vol. 31. No. 5, Sept.-Oct., 1994.
- [3] H.-J. Kim and O.-H. Rho, Dual-Point Design of Transonic Airfoils Using the Hybrid Inverse Optimization Method, *J. of Aircraft*, vol. 34. No. 5, Sept.-Oct. 1997.
- [4] Anthony A. Giunta, Vladimir Balabanov, Dan Haim, Bernard Grossman, William H. Mason, Layne T. Watson, Raphael T. Haftka, "Wing Design for a High-Speed Civil Transport Using a Design of Experiments Methodology," AIAA-96-4001 -CP, September 1996.
- [5] Myers, R. H. and Montgomery, D. C., *Response Surface Methodology*, John Wiley & Sons Inc., 1995.
- [6] S.-J. Kim, K.-S. Jeon, and J.-W. Lee, "Optimal Design of a Space Launch Vehicle Using Response Surface Method," AIAA 2000-4866, September 2000.
- [7] Burge, S., Giunta, A. A., Balabanov, V., Grossman, B., Mason, W. H., Narducci, R., Haftka, R. T., Watson, L., A Coarse- Grained Parallel Variable-Complexity Multidisciplinary Optimization Paradigm, Books Journals Newsletters University Papers Annual Series, Sage Publications, Inc
- [8] 탁정수, "충격파풍동의 성능해석에 관한 수치적 연구," 건국대학교 석사학위논문, 2000.
- [9] DOT Users Manual, Vanderplaats Research & Development, Inc., 1995.
- [10] Jae-Woo Lee, Young-Ki Lee, and Yung-Hwan Byun, The Design of Space Launch Vehicle Using Numerical Optimization and Inverse Method, *AIAA J. of Spacecraft and Rockets*, Accepted for the publication
- [11] 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.[11]
- [12] 항공우주연구소, 3단형 과학로켓 개발 사업 (I) 최종연구보고서, 과학기술부, 1998.