

표면 열전달율과 항력을 최소화한 극초음속 비행체 선두부 형상 최적설계

임 설^{*1}, 서 정 일², 김 상 덕³, 송 동 주³

A DESIGN OPTIMIZATION STUDY OF BLUNT NOSE HYPERSONIC FLIGHT VEHICLE MINIMIZING SURFACE HEAT-TRANSFER RATE AND DRAG

S. Lim , J. I. Seo, S. D. Kim and D. J. Song

A design optimization of hypersonic flight vehicle has been studied by using upwind Navier-Stokes method and numerical optimization method. CFD method is linked to numerical optimization method by using a Bézier curve and a design optimization of blunt nose hypersonic flight vehicle has been studied. Heat transfer coefficient and drag coefficient are selected as objective functions or design constraints. The Bézier curve-based shape function was applied to blunt body shape.

Key Words: 무딘물체(Blunt body), 형상최적화(Shape optimization), Bézier 곡선(Bézier curve), 열전달(Heat transfer), 항력(Drag force)

1. 서 론

극초음속 비행체의 공력특성은 주로 무딘물체형상의 항력과 선두부의 표면 열전달율을 최소화 할 수 있는 형상의 설계 및 해석이 중심이 되어 연구되어진다[1]. 선두부 형상에 관하여서는 항력, 혹은 표면 열전달율에 관한 각각의 연구는 많이 수행되어져 왔으나 항력과 표면 열전달율에 관한 특성을 동시에 고려한 연구는 그리 많지 않은 편이다[2].

최근 airfoil 형상 최적설계에 관한 연구에서는 Bézier 곡선, NURBS(Non-Uniform Rational B-Spline)곡선과 같은 CAD시스템에서 주로 이용하는 곡선들을 이용한 연구가 이루어지고 있다. 이러한 Bézier 곡선, NURBS 곡선을 이용하는 방법의 장점으로서는 CAD시스템과 연결시의 편리성, 뛰어난 기하학적 형상표현능력을 이용한 설계 성능에서의 이점을 들 수가 있다[3,4].

이와 같은 사실들에 기초하여 본 연구에서는 최적설계에

전산유체역학적 방법을 직접적으로 적용하고 공력 및 표면 열전달율 특성을 모두 고려하여 극초음속 비행체 선두부 형상 최적설계를 수행하였으며, 기존의 여러 형상함수들과 Bézier 곡선을 적용한 형상을 이용하여 최적설계를 수행하고 그 결과를 비교분석해 봄으로써 선두부 형상 생성에 Bézier 곡선을 적용하였을 때의 효율성에 관한 연구를 수행하였다.

2. 공력해석 및 최적설계 방법

2.1 지배방정식 (CSCM Upwind Method)

축대칭, 압축성, 완전기체, 점성유동장 지배방정식은 일반 좌표계에서 벡터형태로 나타내면 다음과 같다.

$$\frac{1}{J} \frac{\partial q}{\partial \tau} + \frac{\partial F}{\partial \xi} + \frac{\partial G}{\partial \eta} = \frac{\partial F_v}{\partial \xi} + \frac{\partial G_v}{\partial \eta} \quad (1)$$

여기서 q 는 보존변수, F 와 G 는 비점성 플럭스, F_v , G_v 는 점성플럭스로 밀도와 압력, 속도, 총에너지의 원시변수들의 함수로 나타낼 수 있다.

CSCM Upwind 방법에 있어서 비점성 플럭스는 다음과 같

접수일: 2005년 3월28일, 심사완료일: 2005년 7월26일.

1 학생회원, 영남대학교 대학원 기계공학과

2 정회원, 국방과학연구소, 선임연구원

3 정회원, 영남대학교 기계공학부 교수

* Corresponding Author E-mail: wsns@yumail.ac.kr

은 형태로 쓸 수 있다.

$$\begin{aligned} \partial_{\xi} F &= \bar{A} \partial q = \overline{MTA} \overline{T^{-1}} \overline{M^{-1}} \partial q \\ &= \overline{MTA} \overline{T^{-1}} \partial \tilde{q} = \overline{MA'} \partial \tilde{q} \\ &= \overline{MTA} \partial \tilde{q} \end{aligned} \quad (2)$$

여기서 \tilde{q} 는 원시변수(primitive variable)이고, \hat{q} 는 특성변수(characteristic variable)이다. 행렬 \bar{M} 와 \bar{T} 는 각각 원시변수를 보존변수로, 특성변수를 원시변수로 변환시켜주는 행렬이며 \bar{A} 행렬은 고유값 대각행렬이다.

식 (2)로부터 대각행렬 전리함수 D^{\pm} 를 사용하여 플럭스의 차분 ΔF^{\pm} 와 ΔF 는 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\begin{aligned} \Delta \hat{F} &= \overline{MTIT^{-1}} \bar{A}' \Delta \tilde{q} \\ &= \overline{MT}(D^{+} + D^{-}) \overline{T^{-1}} \bar{A}' \Delta \tilde{q} \\ &= \Delta \hat{F}^{+} + \Delta \hat{F}^{-} \end{aligned} \quad (3)$$

$\bar{A}' \Delta \tilde{q} = \bar{M}^{-1} \Delta q$ 의 관계식을 이용하여 위의 식은 최종적으로 다음과 같이 쓰여질 수 있다.

$$\Delta \hat{F}^{\pm} = \overline{MTD^{\pm}} \overline{T^{-1}} \overline{M^{-1}} \Delta q = \bar{A}^{\pm} \Delta q \quad (4)$$

식 (4)와 같이 플럭스의 차분을 보존변수를 이용하여 표시한다. 위와 같은 변환으로 CSCM 방법을 Roc의 U특성치를 만족하는 형태로 나타낼 수 있어 충격파의 포착과 경계층 내부의 물성치를 FVS방법에 비해 정확히 구할 수 있다. 자세한 유도과정은 Lombard 등[5]의 논문으로부터 알 수 있다.

2.2 형상 최적 설계 기법

최적화 알고리즘은 전통적인 구매 기반 최적화기법에 근거하고 있는 DOT(Design Optimization Tools)의 SQP (Sequential Quadratic Programming)법과 BFGS (Broyden-Fletcher-Goldfarb-Shanno)법을 사용하였다. 이 중에서 SQP법은 제약조건이 있으며 비선형인 공학 문제의 최적설계에 주로 많이 이용되는 방법이며, BFGS법은 제약조건이 없으며 비선형인 문제의 최적설계에 많이 이용되는 유사뉴턴방법 중의 하나이다[6,7].

2.3 Bézier curve

Bézier curve는 곡선의 조정점, 즉 곡선을 근사화하는 순서적인 점들의 집합을 이용하여 사용자가 곡선을 예측 가능한 형상으로 조절할 수 있도록 허용한다. 일반적으로 $k + 1$ 개의

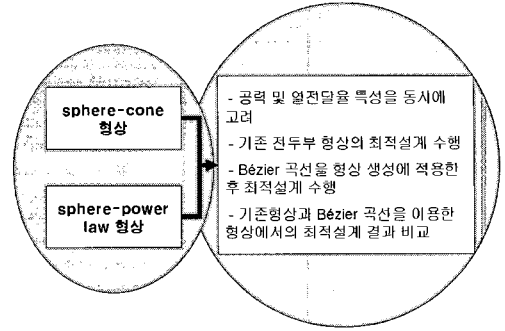


Fig. 1 선두부 형상 최적설계 수행 내용

조정점에 의해 정의되는 k 차 Bézier curve는 다음과 같은 매개변수식으로 표현된다[8,9].

$$Q(t) = \sum_{i=0}^k B_{i,k}(t) P_{i+1} \quad (5)$$

식 (5)에서 P_i 는 $k + 1$ 개의 조정점이며, $B_{i,k}(t)$ 는 기저 함수로써, 다음과 같은 Bernstein 다항식이다.

$$B_{i,k}(t) = \binom{k}{i} t^i (1-t)^{k-i} \quad (6)$$

여기에서,

$$\binom{k}{i} = \frac{k!}{i!(k-i)!}, \quad i = 0, 1, 2, \dots, k, \quad 0 \leq t \leq 1$$

4개의 조정점을 고려할 경우 아래와 같은 수식이 구해진다.

$$\begin{aligned} Q(t) &= (1-t)^3 P_1 + 3t(1-t)^2 P_2 \\ &\quad + 3t^2(1-t) P_3 + t^3 P_4 \end{aligned} \quad (7)$$

3. 최적설계

Fig. 1에 보이는 바와 같이 공력 및 표면 열전달을 특성을 동시에 고려하였으며 기존의 선두부 형상 가운데 표면열 전달 특성이 양호한 것으로 잘 알려진 sphere-cone 형상과 표면 열전달을 특성과 항력특성이 모두 양호한 것으로 알려져 있는 sphere-power law 형상을 선택하여 최적설계를 수행하였으며, 또한 각각의 형상에 Bézier 곡선을 적용한 선두부 형상 최적설계를 수행하여 그 결과를 비교분석하여 보았다.

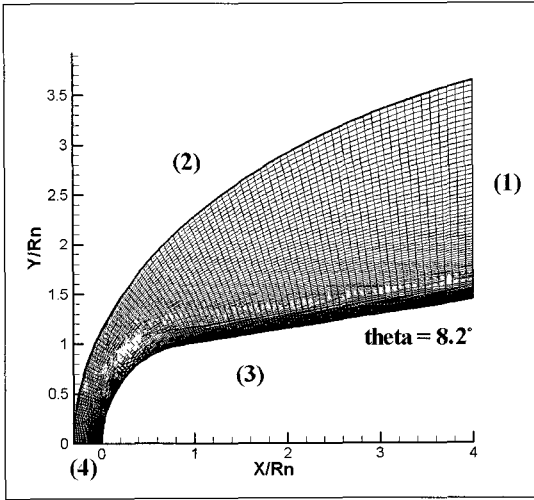


Fig. 2 Grid system (100x100)

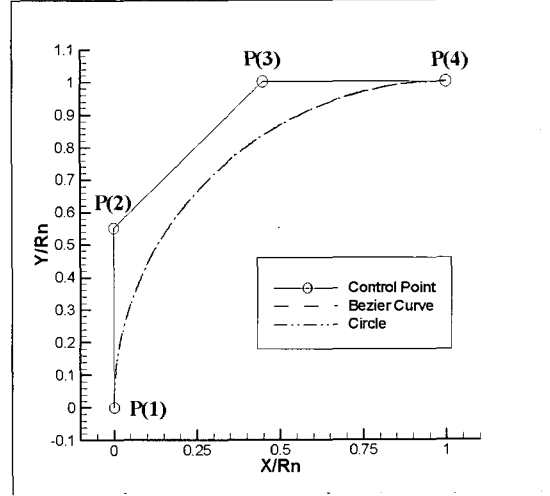


Fig. 3 Blunt nose (Bézier curve and Circle)

3.1 Sphere-Cone 형상

비교적 간단한 형상을 가지며 표면열전달특성이 양호한 것으로 알려져 있는 sphere-cone 형상에 대한 최적설계를 우선적으로 시행하여 항력과 표면 열전달율을 고려한 선두부 형상 최적설계의 기초를 마련하였다.

Fig. 2 는 본 연구에 사용된 격자계를 나타내는 그림이다. 100 x 100으로 이루어진 1만개의 격자가 사용되어졌으며, 경계조건은 다음과 같다.

- (1) supersonic outflow condition(1st order extrapolation)
- (2) supersonic inflow condition(flow direction, total values are fixed)
- (3) wall condition(no slip, constant wall temperature)
- (4) symmetric boundary condition

Table. 1 Test Condition

Nose Radius (R_n)	0.0254 m (1.0 inch)
Overall length	4 Rn
Cone half angle	8.2 °
Altitude	50 km
Mach no.	20
Air Model	Perfect Gas
Wall Temperature	500 K
Nose Shape	Bézier curve with 4 control points

Table. 1 은 sphere-cone 형상에서의 시험조건을 나타내고 있으며, Nose Shape은 Fig. 3 과 같이 4개의 조절점을 가지는 Bézier curve를 이용하여 반지름이 1.0 R_n 인 원과 유사한 초기 형상을 생성한 후 이 조절점들 중에서 P(3)의 x 방향 성분, P(2)의 y 방향성분을 설계변수로 이용하였다.

무딘 선두부 형상의 생성을 위한 초기의 Bézier curve형상의 4개의 조절점 P(1), P(2), P(3) 및 P(4)의 위치와 무딘 선두부 형상은 Fig. 3 과 같다. 이 중에서 P(1), P(4)는 각각 시작점과 끝점이며 고정되어 움직이지 않는 점이고 P(2)는 y 방향으로, P(3)는 x 방향으로의 좌표가 조정가능하다. 이 P(2)의 y 방향좌표 P(3)의 x 방향 좌표를 설계변수로 사용하여 모두 2개의 설계변수로 최적화설계를 수행하였다.

Fig. 3 에서 보이는 바와 같이 Bézier curve와 Circle 의 형상은 매우 유사하며 이 무딘 선두부형상을 이용한 초기해도 Table. 2 와 같이 거의 유사한 C_h , C_D 값을 보여주었다.

여기서 C_h 는 표면 열전달계수(Stanton 수, C_h)이고 C_D 는 형상항력을 고려한 항력계수이며, 아래의 식 (8)과 같이 정의된다.

Table. 2 Initial C_h and C_D

	C_h	C_D
Bézier curve	0.0650	0.4631
Circle	0.0651	0.4632

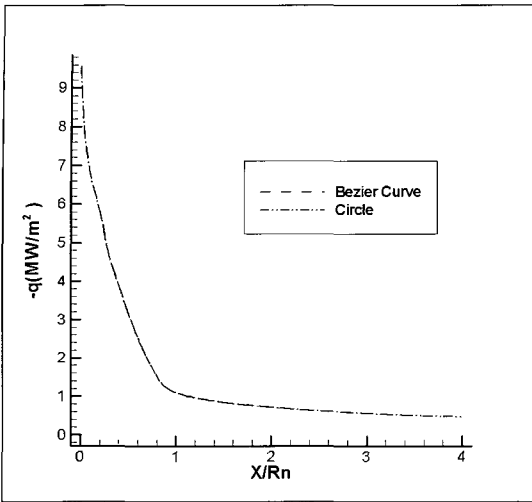


Fig. 4 Comparison of the heat transfer rate distribution (Bézier curve and Circle)

$$C_D = \frac{D}{\frac{1}{2}\rho_\infty v_\infty^2 A}, C_h = \frac{q_w}{\rho_\infty v_\infty (h_w - h_\infty)} \quad (8)$$

여기서 D 는 항력, q_w 는 표면 열전달률을 의미한다. 그리고 ρ 는 밀도, v 는 속도, A 는 기저부의 단면적 그리고 h 는 엔탈피를 의미하며, 아래첨자 ∞ 는 자유유동 그리고 w 는 벽면을 의미한다.

Fig. 4는 무딘 선두부의 형상으로 Bézier curve와 Circle을 사용하여 계산한 표면 열전달율을 비교한 것이며 두가지방법으로 계산한 무딘 물체의 해석 결과가 거의 같다는 것을 알 수 있다.

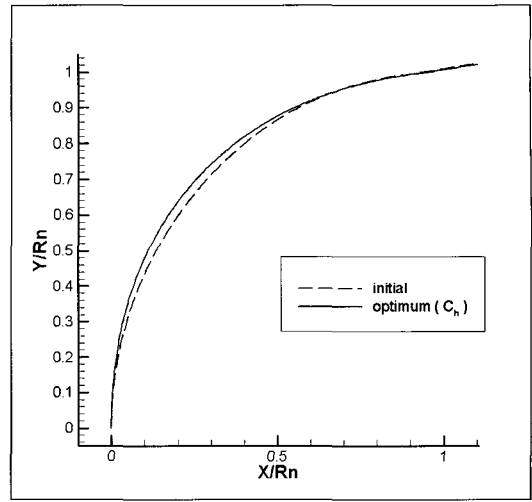


Fig. 5 Optimum shape (Minimize C_h)

Table. 3에서는 초기형상의 C_h , C_D 의 값과, 항력은 초기값을 계속 유지하며 표면 열전달율을 최소화하는 최적화된 무딘 물체 형상에서의 C_h , C_D 값을 보여주고 있다. 초기형상에 비해 최적화된 형상에서의 C_D 는 99.87%로 유지되었으며 C_h 는 95.54%로 약 4.46% 향상된 결과를 보여주고 있다.

Fig. 5에서는 최적화된 무딘 선두부의 형상을 보여주고 있으며 초기 형상에 비해 최적화된 형상은 좀 더 볼록한 형상으로 변하여 잘 알려진 바와 같이 정체점에서의 표면 열전달율은 $1/\sqrt{R_n}$ 에 비례하므로 곡률반경을 증가시킴으로서 표면 열전달율을 최소화하는 방향으로 무딘 선두부의 형상이 변화했음을 알 수 있다[10].

3.1.1 항력을 구속 조건으로 한 정체점에서의 표면 열전달율 최소화

형상 항력을 고려한 항력계수를 구속 조건으로 하고 표면 열전달율이 가장 높은 정체점에서의 표면열전달계수를 최소화하는 문제이다.

$$\begin{aligned} \text{Minimize} \quad & f(\vec{X}) = C_h \\ \text{Subject to} \quad & g(\vec{X}) = C_D \leq C_{D \text{ initial}} \end{aligned}$$

Table. 3 Minimize C_h

	C_h	C_D
initial design	0.0650	0.4631
optimum design	0.0621	0.4625

3.1.2 정체점에서의 표면 열전달율을 구속 조건으로 한 항력 최소화

표면 열전달율이 가장 높은 정체점에서의 표면열전달 계수를 구속 조건으로 하고 형상 항력을 고려한 항력계수를 최소화하는 문제이다.

$$\begin{aligned} \text{Minimize} \quad & f(\vec{X}) = C_D \\ \text{Subject to} \quad & g(\vec{X}) = C_h \leq C_{h \text{ initial}} \end{aligned}$$

Table. 4 Minimize C_D

	C_h	C_D
initial design	0.0650	0.4631
optimum design	0.0650	0.4377

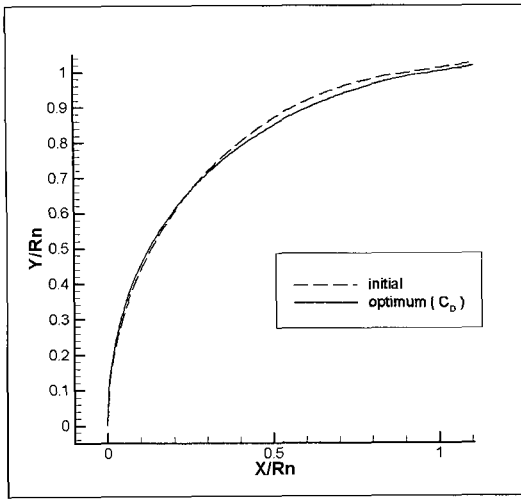


Fig. 6 Optimum shape (Minimize C_D)

Table. 4 에서는 초기형상의 C_D , C_h 의 값과, 표면 열전달율은 초기값을 계속 유지하며 항력을 최소화하는 최적화된 무딘 물체 형상에서의 C_D , C_h 값을 보여주고 있다. 초기형상에 비해 최적화된 형상에서의 C_h 는 99.99%로 유지되었으며 C_D 는 94.52%로 약 5.48% 향상된 결과를 보여주고 있다.

Fig. 6 에서는 최적화된 무딘 선두부의 형상을 보여주고 있으며 초기형상에 비해 최적화된 형상은 정체점에서의 표면 열전달율은 $1/\sqrt{R_n}$ 에 비례하므로 곡률반경을 고정시킴으로써 표면 열전달율을 초기값으로 유지하였으며 뒷부분은 항력을 줄이기 위하여 약간 낮아진 형상으로 변화하였다.

3.2 Sphere-Power Law 형상

Power law 형상함수를 이용하여 항력이 최소화되는 최적형상을 구하여 기존에 알려져 있는 결과와 비교하여보았다. 그 결과를 이용하여 sphere-power law 초기형상을 생성한 후 표면 열전달율 구속조건에 항력을 최소화하는 형상 최적설계를 수행하였다.

Bézier 곡선을 이용하여 sphere-power law 형상의 전두부 전체형상을 생성한 후 표면 열전달율 구속조건에 제약되고 항력을 최소화하는 형상 최적설계를 수행하여 sphere-power law 형상 최적설계 결과와 비교하여 보았다.

Fig. 7 은 power law 형상, sphere-power law 형상과 Bézier 곡선을 적용한 형상에서의 최적설계를 수행한 과정을 보여주고 있다.

3.2.1 Power Law 전두부 형상

Sphere-power law 형상의 최적설계를 수행하기 이전에 최적

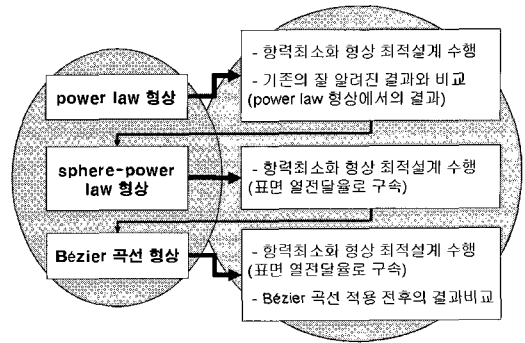


Fig. 7 sphere-power law 형상 최적설계 과정

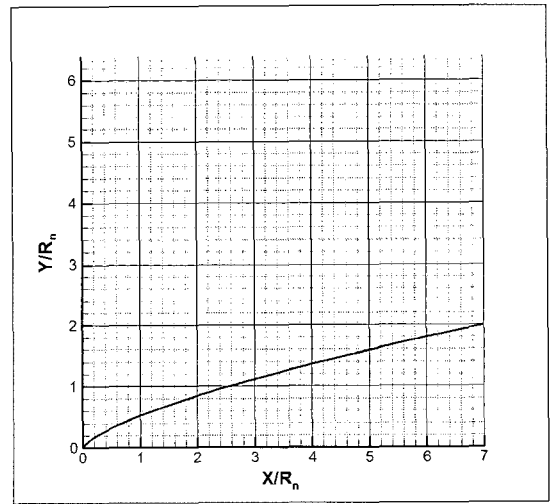


Fig. 8 Optimum power law shape (Minimize C_D)

화된 형상이 비교적 잘 알려져 있는 power law형상의 최적설계를 수행하였다.

Power law 형상은 아래와 같은 형상함수를 가진다[1].

Table. 5 Test Condition

Altitude	50 km
Mach no.	20
Air Model	Perfect Gas
Wall Temperature	500 K

Table. 6 Minimize C_D

	n	C_D
initial design	0.6000	0.1326
optimum design	0.6906	0.1282

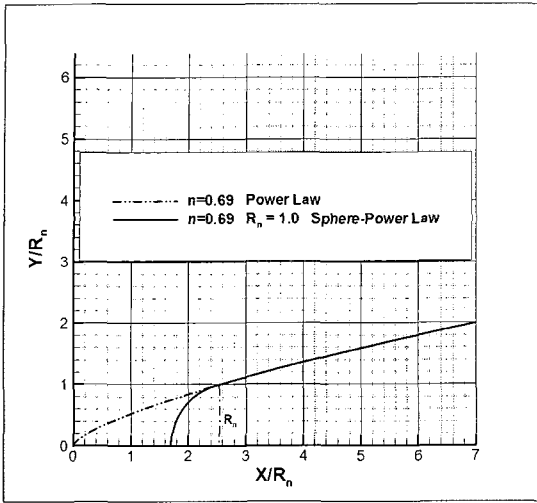


Fig. 9 Initial sphere-power law shape

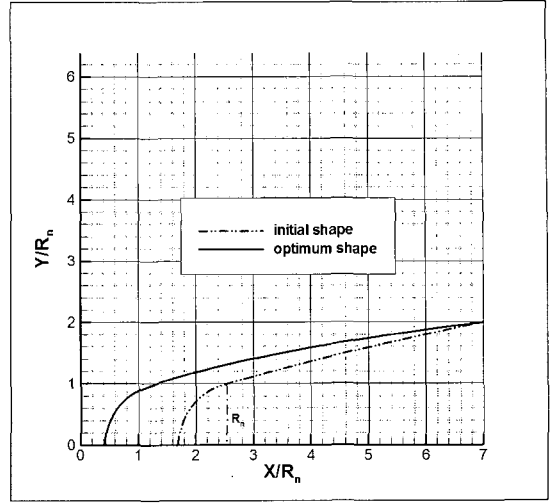


Fig. 10 Optimum shape (Minimize C_D)

$$\frac{Y}{R_b} = \left(\frac{X}{L}\right)^n \tag{9}$$

전두부의 전체 길이(L)와 기저반경(R_b)의 세장비(L/R_b)는 1.75로 고정하였고, 형상 함수에서의 계수 n 을 설계변수로 채택하였으며, 초기의 $n = 0.6$ 으로 설정하여주었다.

아래의 Table. 5 는 power law 형상에서의 시험조건을 나타내고 있다.

항력을 최소화하며 구속조건은 없는 비제약 최적설계를 수행하였으며, 이때의 목적함수의 수학적 표현은 다음과 같다.

$$\text{Minimize } f(\vec{X}) = \frac{C_D}{C_{D,initial}}$$

최적화설계 수행결과 Table. 6 과 같이 $n = 0.6906$ 에서 초기형상에 비해 항력이 약 3.32% 줄어든 Fig. 8 과 같은 최적형상을 찾을 수 있었다. 이와 같은 결과는 $n = 0.69$ 근처에서 최소항력을 가지는 것으로 잘 알려진 사실과 동일한 것이다[2].

3.2.2 Sphere-Power Law 전두부 형상

최적화된 power law 전두부 형상에서 앞부분에 기저반경에 비해 1/2의 반경(R_n)을 가지는 sphere 부분을 내접하도록 덧붙여서 Fig. 9와 같은 초기의 sphere-power law 형상을 생성하였다.

초기 sphere-power law 형상의 세장비(L/R_b)는 1.326의 값을 가졌으며, sphere 부분의 반지름(R_n)과 power law 형상함수의 계수(n)을 설계변수로 채택하였다.

sphere-power law 형상에서의 시험조건은 Table. 5와 동일하다.

표면 열전달율이 가장 높은 정체점에서 표면열전달계수를 구속 조건으로 선택하고, 계산영역 내에서의 형상항력을 이용한 항력계수(C_D)를 최소화하는 최적설계를 수행하였으며, 이때의 목적함수와 제약조건의 수학적 표현은 다음과 같다.

$$\begin{aligned} \text{Minimize } f(\vec{X}) &= \frac{C_D}{C_{D,initial}} \\ \text{Subject to } g(\vec{X}) &= \frac{C_h}{C_{h,initial}} \leq 1.0 \end{aligned}$$

최적화설계 수행결과 Table. 7 과 같이 정체점에서의 표면 열전달율은 그대로 유지되며 항력계수는 0.2972에서 0.2765로 약 6.96% 감소된 최적형상을 찾을 수 있었다.

Fig. 10 은 초기형상과 최적화된 형상을 비교하여 보여주

Table. 7 Minimize C_D

	C_h	C_D
initial design	0.0677	0.2972
optimum design	0.0677	0.2765

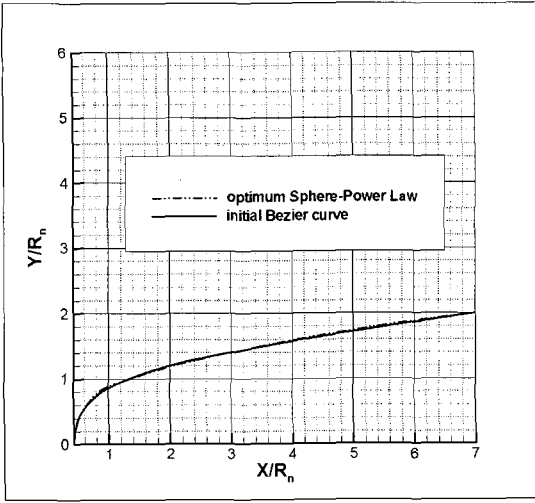


Fig. 11 Initial Bézier curve shape

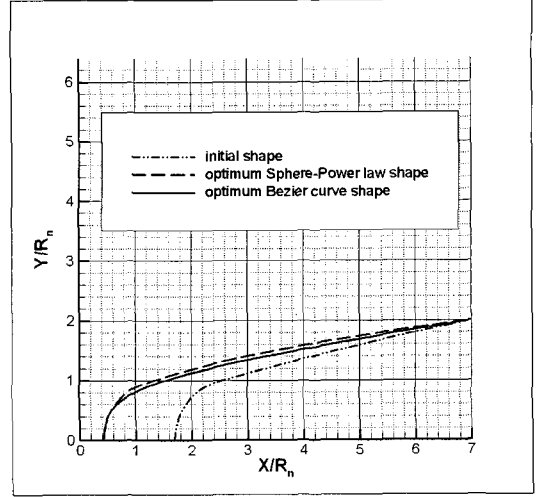


Fig. 13 Optimum shape (Minimize C_D)

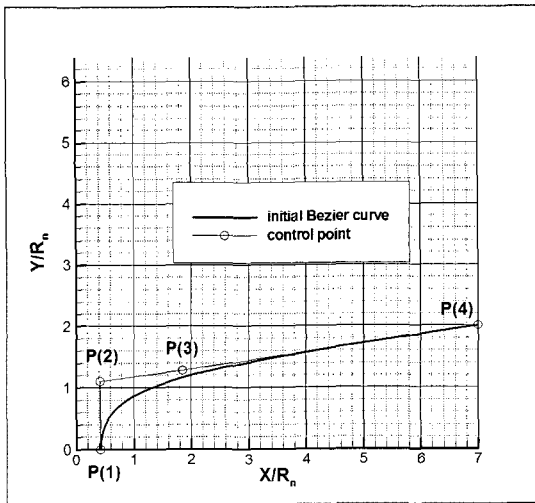


Fig. 12 Control point

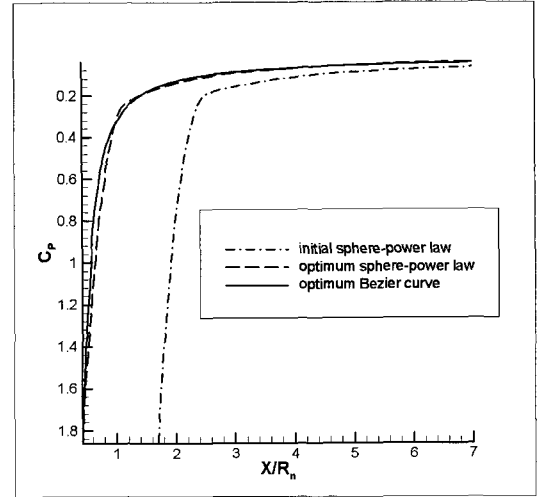


Fig. 14 Comparison of surface pressure distribution (x -direction)

며, power law 형상함수에서의 계수 n 은 0.481이 되고, 정체점에서
의 곡률반경은 $0.966 R_n$ 이 되어 정체점에서의 초기값을
거의 유지하며 세장비는 1.644의 값을 가지는 초기보다 더 긴
형상이 되었다.

3.2.3 Bézier curve를 이용한 전두부 형상

앞서 표면 열전달율을 제약조건으로 하며 항력을 최소화하
도록 최적설계를 수행하여 얻은 최적화된 sphere- power law
형상과 유사한 형상을 Fig. 11 과 같이 Bézier 곡선을 이용하
여 새로이 생성하였다.

이 새로이 생성된 Bézier 곡선을 이용한 전두부 형상을 초

기 형상으로 선택하고 Bézier 곡선의 조정점들을 설계변수로
사용하여 다시 전두부 형상 최적설계를 수행하였을 경우 기
존 형상에 비해 어떠한 공력 및 열적 특성을 나타내는지 비
교하여보았다.

4개의 조정점으로 이루어진 Bézier 곡선을 이용하여 전두
부 전체형상을 생성하였으며, 각각의 조정점들의 위치는 Fig.
12 에서 살펴볼 수 있다.

세장비는 초기의 1.644로 고정시켜 조정점 P(1), P(4)의 위
치는 변하지 않도록 고정하였으며, 조정점 P(2)의 Y방향 성
분, 조정점 P(4)에서 P(3)로의 방향과 거리를 설계변수로 사용
하였다.

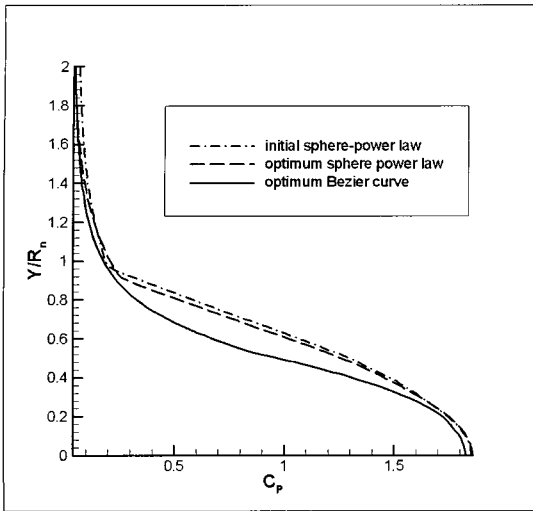


Fig. 15 Comparison of surface pressure distribution (y-direction)

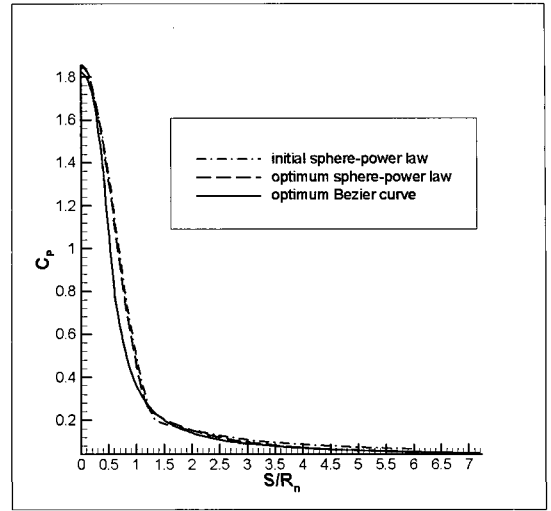


Fig. 16 Comparison of surface pressure distribution (along the surface)

정체점에서의 표면열전달계수 (C_h)를 제약 조건으로 선택하고 계산영역 내에서의 형상항력을 이용한 항력계수 (C_D)를 최소화하는 최적설계를 수행하였으며, 이때의 목적함수와 제약조건의 수학적 표현은 다음과 같다.

$$\begin{aligned} \text{Minimize } f(\vec{X}) &= \frac{C_D}{C_{D,initial}} \\ \text{Subject to } g(\vec{X}) &= \frac{C_h}{C_{h,initial}} \leq 1.0 \end{aligned}$$

최적화설계 수행결과 Table. 8 과 같이 정체점 표면 열전달율은 거의 그대로 유지되나 항력계수는 0.2765에서 0.2264로 약 18.1% 감소된 최적형상을 찾을 수 있었다.

Fig. 13 은 초기형상과 최적화된 형상을 비교하여 보여주고 있으며, 최적화된 형상은 초기 형상에 비해 정체점에서의 곡률반경이 $1.629 R_n$ 으로 크게 증가하고 정체점 이후의 형상은 전체적으로 반경이 작아진 형상으로 변화하였다.

Fig. 14 는 x 방향에 따른 압력의 분포를 나타내고 있으며, 최적화된 Bézier curve 형상에서는 sphere-power law 형상에서 보이는 sphere 와 power law 부분이 만나면서 생겼던 압력의 변화가 큰 부분이 보이지 않고 부드러운 곡선으로 나타나는 것을 볼 수 있다.

Table. 8 Minimize C_D

	C_h	C_D
initial design	0.0677	0.2765
optimum design	0.0675	0.2264

Fig. 15 는 y 방향에 따른 압력의 분포를 나타내고 있으며, 최적화된 Bézier 곡선을 이용한 형상에서 sphere-power law 형상보다 훨씬 낮은 압력분포를 가지는 것을 볼 수 있는데, 이것으로 인하여 항력이 많이 감소하였을 것이라는 사실을 쉽게 유추할 수 있다.

Fig. 16 은 전두부 표면에 따른 압력분포를 나타내고 있으며, S 는 전두부 표면을 따른 길이를 나타낸다.

특히 0.0~1.0 S/R_n 에서 최적화된 Bézier 곡선을 이용한 형상이 sphere-power law 형상보다 훨씬 낮은 압력분포를 가지는 것을 살펴볼 수 있다.

4. 결 론

Bézier Curve를 이용한 전두부 형상의 최적설계를 통하여 다음과 같은 사실을 확인할 수 있었다.

항력계수를 초기값으로 유지하며 정체점에서의 표면 열전달율을 줄이기 위해서는 정체점 부근에서의 곡률반경이 커지도록 하는 방향으로 형상이 변화하며 정체점에서의 표면 열전달율을 초기값으로 유지하며 항력을 줄이기 위해서는 cone 부위와 ellipse 부위가 만나는 부근에서 곡률반경이 큰 부드러운 곡선을 그리는 방향으로 형상이 변화함을 확인할 수 있었다.

Sphere-power law 형상과 전두부 전체에 Bézier 곡선을 적용한 형상의 최적설계를 수행한 후 두 경우를 비교하여 보았으며, 그 결과 Bézier 곡선을 적용한 형상의 경우에서 우수한 공력 및 열적특성을 가지는 최적형상을 찾을 수 있었다.

Bézier 곡선을 이용할 경우 기존의 형상함수들에 비해 형

상의 표현이 자유로워져서 향상된 특성을 가진 형상을 표현할 수 있었으나 조정점들의 변화한계를 적절하게 설정하지 못하였을 경우 공력특성을 해석하기 힘든 형상으로 변화하게 되는 경우가 발생하는 경우가 있었다. 그러므로 Bézier 곡선을 이용한 효율적인 형상 최적설계를 위해서는 조정점들의 변화한계를 적절히 설정해주어 공력특성을 해석하기 힘든 형상으로 바뀌지 않도록 해주는 조치가 필요한데, 이 때 그 조정점들의 변화한계를 과도하게 제약함으로 인하여 더 나은 최적형상을 찾지 못하는 경우가 생기지 않도록 주의하여야 한다.

후 기

본 연구는 2004년도 비행체 특화연구센터 및 BK21 지역대학 육성사업의 지원으로 수행되었습니다.

참고문헌

- [1] Edited by Michael J. Hemsch, 1991, Tactical Missile Aerodynamics: General Topics, *American Institute of Aeronautics and Astronautics*, Washington.
- [2] 이재우 외 2인, 2000, "수치 최적화와 Inverse 기법을 이용한 우주 발사체 선두부 공력 설계," *한국항공우주학회지*, 제28권 제3호.
- [3] 손명환 외 1인, 2000, "천음속 날개꼴과 날개의 형상 설계 최적화에서 향상된 물체 형상 생성 방법," *한국항공우주학회지*, 제28권 제5호.
- [4] 조창열 외 4인, 2004, "NURBS 기반의 3차원 날개 공력 형상 설계최적화," *한국항공우주학회지*, 제32권 제2호.
- [5] Lombard, C.K. et al., 1983, "Multi-Dimensional Formulation of CSCM an Upwind Flux Difference Eigenvector Split Method for the Compressible Navier-Stokes Equations," *AIAA-83-1895*.
- [6] DOT Users Manual, 1999, *Vanderplaats Research & Development, Inc.*
- [7] Jasbir S. Arora, 1989, "Introduction to Optimum Design," *McGraw-Hill Book Company*, Singapore.
- [8] James D. Foley et al., 1990, *Introduction to Computer Graphics*, Addison-Wesley Publishing Company, Inc.
- [9] 손명환 외 1인, 2000, "천음속 날개꼴과 날개의 형상 설계 최적화에서 향상된 물체 형상 생성 방법," *한국항공우주학회지*, 제28권 제5호.
- [10] 서정일 외 2인, 2000, "무단물체 정체점 주위의 열전달율 특성에 관한 수치해석적 연구," *한국항공우주학회지*, 제28권 제3호.