

〈논 문〉

전산유체역학을 이용한 수치 최적설계

이정우* · 문영준**

(1995년 10월 25일 접수)

Numerical Optimization Design by Computational Fluid Dynamics

Joung Woo Lee and Young June Moon

Key Words : Computational Fluid Dynamics(전산유체역학), Numerical Optimization(수치 최적화), Feasible Direction Algorithm(실행가능 방향 알고리즘), Constraint Optimization(구속 최적화)

Abstract

Purpose of the present study is to develop a computational design program for shape optimization, combining the numerical optimization technique with the flow analysis code. The present methodology is then validated in three cases of aerodynamic shape optimization. In the numerical optimization, a feasible direction optimization algorithm and shape functions are considered. In the flow analysis, the Navier-Stokes equations are discretized by a cell-centered finite volume method, and Roe's flux difference splitting TVD scheme and ADI method are used. The developed design code is applied to a transonic channel flow over a bump, and an external flow over a NACA0012 airfoil to minimize the wave drag induced by shock waves. Also a separated subsonic flow over a NACA0024 airfoil is considered to determine a maximum allowable thickness of the airfoil without separation.

1. 서 론

전산유체역학은 최근 유동해석에만 그치지 않고 인간의 감각으로는 설계하기 어려운 공기역학적 형상설계를 전산유체역학과 수치 최적화를 통하여 효율적으로 얻을 수 있는 방향으로 연구가 진행되고 있다. 본 연구에서는 전산유체역학을 이용한 수치 최적설계의 효율성과 민감성 및 정확성을 입증하고 나아가 최적설계를 이루는데 목적을 두고 있다. 최적설계는 역설계(inverse design) 방법과 수치최적화(direct numerical optimization) 방법의 두방향으로 발전하여 왔는데, 본 연구에서는 계산 노력은

크게 요구되지만 설계목적함수와 설계구속조건의 명백성 및 자유로운 설정성 그리고 자동화 설계 능력을 갖고 있는 수치 최적화 방법을 시도하였다. 최적화에서는, 주어진 물체 형상에 대하여 공력성능요소 및 구조적 제한요소 등으로 구성된 목적함수와 구속조건의 값들 그리고 이들의 민감도 변화율(sensitivity derivative)의 값을 계산하는 해석단계와, 구속조건을 만족시키면서 목적함수를 최적화(최소화 혹은 최대화)하는 형태변화요소(설계변수)를 찾아내는 최적화 단계로 구분되어 있다. 흐름해석에 있어서는, 압축성 오일러 방정식과 얇은층(thin layer)⁽¹⁾ 이론을 적용한 나비에-스톡스 방정식에 격자 중심식 유한체적법과 Roe의 플럭스 차분분리법(flux difference splitting scheme)을⁽²⁾ 높은 차수로 확장한 단순상류방법(MUSCL)⁽³⁾이 사

*고려대학교 대학원

**회원, 고려대학교 기계공학과

용되었다. 또한 빠르고 안정된 수렴성을 얻기 위하여 ADI 방법을 채택하였다. 이 흐름해석 코드를 구축 최적화 방법 중 하나인 feasible direction⁽⁴⁾ 최적화 방법과 결합한 프로그램을 개발하여 유동박리와 충격파를 감소시키는 형상최적설계 문제를 다루었다.

2. 최적화 구성요소

2.1 흐름해석 알고리즘

직교좌표계에 대한 보존형 2차원 방정식을 무차원화하여 벡터형으로 나타내면 다음과 같다.⁽¹⁾

$$\frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial E}{\partial x} + \frac{\partial F}{\partial y} = Re^{-1} \left(\frac{\partial E_v}{\partial x} + \frac{\partial F_v}{\partial y} \right) \quad (1)$$

여기서

$$Q = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ e \end{bmatrix}, \quad E = \begin{bmatrix} \rho u \\ \rho u^2 + p \\ \rho uv \\ u(e+p) \end{bmatrix}$$

$$F = \begin{bmatrix} \rho v \\ \rho uv \\ \rho v^2 + p \\ v(e+p) \end{bmatrix}, \quad E_v = \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{xx} \\ \tau_{yy} \\ f_4 \end{bmatrix}$$

$$F_v = \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{xy} \\ \tau_{yx} \\ g_4 \end{bmatrix} \quad (2)$$

Q는 밀도, 밀도와 각 속도성분의 곱 그리고 단위 체적당 총에너지로 구성된 종속변수 벡터이고, E와 F, E_v와 F_v는 각기 x, y방향의 비점성 및 점성 플럭스를 나타내며, 각 점성 stress 항들은 다음과 같은 관계식으로 표시된다.

$$\tau_{xx} = \frac{2}{3} \mu (2u_x - v_y), \quad \tau_{xy} = \mu (u_y - v_x)$$

$$\tau_{yy} = \frac{2}{3} \mu (2v_y - u_x)$$

$$f_4 = u\tau_{xx} + v\tau_{xy} + \frac{\mu}{Pr} (r-1)^{-1} \frac{\partial a^2}{\partial x}$$

$$g_4 = u\tau_{xy} + v\tau_{yy} + \frac{\mu}{Pr} (r-1)^{-1} \frac{\partial a^2}{\partial y} \quad (3)$$

전체 식은 다음과 같은 이상기체에 대한 상태방정식으로 표현된다.

$$p = (r-1) \left[e - \frac{1}{2} \rho (u^2 + v^2) \right] \quad (4)$$

비점성 플럭스는 압축성 유동의 속도구간에 따라 변하는 유동파의 방향성을 고려하여 Roe의 approximate Riemann solver⁽²⁾를 이용한 고차 상류 TVD⁽³⁾ 알고리즘을 적용하면 다음과 같이 표현된다.

$$E_{j+\frac{1}{2}} = \frac{1}{2} [E(Q_{j+\frac{1}{2}}^+) + E(Q_{j+\frac{1}{2}}^-)]$$

$$- \frac{1}{2} |\bar{A}_{j+\frac{1}{2}}| (Q_{j+\frac{1}{2}}^+ - Q_{j+\frac{1}{2}}^-) \quad (5)$$

여기서 A는 플럭스 Jacobian이며 \bar{A} 는 Roe의 평균식을 이용하여 구한다.

점성 플럭스는 물리적인 분산(dissipation) 효과로 인하여 비점성 플럭스와 같은 유동파의 방향성을 고려할 필요 없이 Taylor 근사법에 의한 중앙차분법을 사용하여 구하였다. 식 (1)에 divergence theorem을 이용하여 변환한 후 유한체적법을 적용하여 이산화 형태로 나타내면 다음과 같다

$$\Omega_i \frac{\Delta Q_i}{\Delta t} = - \sum_{j=k(i)} [(E - Re^{-1}E_v) \Delta y - (F - Re^{-1}F_v) \Delta x] \quad (6)$$

여기서 Ω_i 는 유한체적의 면적이며 j 즉 k(i)는 주변 격자들의 반시계 방향 번호 순서를 나타낸다. 식 (6)을 시간에 대한 내재적 1차(implicit 1st order) Euler 방법을 적용한 후 ADI(Alternating Direction Implicit) 기법을 사용하였다.

2.2 최적화 알고리즘

일반적으로 구축되어 있는 설계변수, X_i (i=1, N)에 대한 비선형, 구속조건의 최적화 문제를 수식적으로 표현하면 다음과 같다.

$$\text{목적함수: } F(\bar{X}) \quad (7)$$

$$\text{구속조건: } g_j(\bar{X}) \leq 0 \quad j=1, M \quad (8)$$

$$\bar{X}_i^L \leq \bar{X}_i \leq \bar{X}_i^U \quad (9)$$

여기서 식 (7)은 설계변수 X값에 의존하는 목적함수를 나타내고 식 (8)은 구속조건, 식 (9)는 최적화 방향의 구간을 나타낸다. 식 (9)에 의하여 정의된 구간을 경계구속조건(side constraint)이라 부른다. 일반적으로 비선형 최적화 문제는 반복과정에 의하여 최적화 설계변수 \bar{X}_{opt} 를 찾아가는 방법을 사용하며 이는 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$\bar{X}^q = \bar{X}^{q-1} + a^* \bar{S}^q \quad (10)$$

위 식에서 q 는 반복과정 수로 design cycle number, \bar{S}^q 는 \bar{X}^q 에서의 search direction 벡터, a^* 는 \bar{S}^q 방향으로의 이동의 크기를 나타내는 스칼라 양이다. 식 (10)로 표현되는 반복과정에 의한 최적화 알고리즘의 전반적인 최적화 과정^(4,5)은 다음과 같다.

1. $q=0$, $\bar{X} = \bar{X}^0$ 로 초기화
2. $q=q+1$
3. $F(\bar{X}^{q-1})$ 와 $g_i(\bar{X}^{q-1})$ 계산, $j=1, M$
4. 임계 구속조건들의 집합을 인식, J
5. $\nabla F(\bar{X}^{q-1})$ 와 $\nabla g_i(\bar{X}^{q-1})$ 계산 $j \in J$
6. search direction 결정, \bar{S}^q
7. a^* 의 크기를 결정하기 위하여 one-dimensional search 실행
8. $\bar{X}^q = \bar{X}^{q-1} + a^* \bar{S}^q$
9. 수렴확인. 만일 만족하면, 계산종료. 그렇지 않은 경우 2단계로 감.

위의 과정에서 단계 3과 5는 흐름분석 과정이고 4, 6, 7, 8, 9는 최적화 과정이다. 한번의 반복과정 후 새로운 search direction 즉 "usable-feasible" direction을 찾아야 하는데 이에 대한 usable search direction의 수학적 정의는 다음과 같다.

$$\nabla F(\bar{X})^T \cdot \bar{S} \leq 0 \quad (11)$$

식 (11)의 왼쪽 식은 가능할수록 음의 값을 갖는 search direction을 찾아야 하나 그 방향은 active constraint⁽⁴⁾의 바깥으로 나가지 않도록해야 한다. 이는 usability 요구와 비슷한 feasibility 요구이며 수학적 정의는 다음과 같다.

$$\nabla g_i(\bar{X})^T \cdot \bar{S} \leq 0, \quad j \in J \quad (12)$$

$$\bar{S}^T \cdot \bar{S} \leq 1 \quad (13)$$

여기서 J 는 어떠한 수치적 허용오차 안에서는 0의 값을 갖는 구속조건들의 묶음이다. 식 (13)은 식 (11)와 (12)에 의해 정의된 문제에 대한 unbounded한 해를 막기 위한 조건이다.

2.2.1 목적함수와 구속조건

수치 해석적 최적화를 통한 날개의 형상설계에서 사용되는 목적함수와 구속조건은 흐름해석 코드에 의해 계산할 수 있는 압력분포(속도분포), 항력, 양력 등과 같은 공력성능 및 단면적, 최대 두께 등과 같은 구조적 제한 사항들이다. 본 연구에서는

목적함수로 항력계수 C_D 혹은 C_F 분포도에서 C_F 의 음의 값들의 면적화, 구속조건으로는 목적함수의 변화와 문제의 특성에 따라 다음과 같은 양력계수 및 단면적 A , 그리고 높이 T 를 사용하였다.⁽⁵⁾

$$\text{최소화} : C_D \text{ or Area of } -C_F$$

$$\text{구속조건} : C_L > C_{L*}, C_{L*} = \text{초기값}$$

$$A > A^*, A^* = \text{임의의 면적}$$

$$T > T^*, T^* = \text{임의의 높이}$$

2.2.2 설계변수와 형태함수

설계변수는 물체의 형태를 나타내는 변수로 날개의 경우 그 끝의 공력성능이나 구조적 제한사항에 영향을 주는 요소인데 형태함수(shape function)가 물체의 형태를 기술하는데 사용되는 다항식 혹은 여타의 수학적 함수식이면 다항식의 계수가 설계변수이다. 수치 해석적 최적화 방법을 통한 설계에서 물체의 형태를 수학적으로 기술하는데 사용되는 설계변수와 형태함수가 가져야 할 기본적인 조건으로는 적은 계산 노력으로 충분히 다양한 종류의 물체 형상을 나타낼 수 있어야 한다. 본 연구에서 사용된 형태함수는 참고문헌⁽⁶⁾에서 제안된 sine 함수의 형태로 다음과 같다.

$$\begin{aligned} f_k &= \sin \pi (1-x)^{e(k)} && \text{for } k=1, 2 \\ f_k &= -\sin \pi (1-x)^{e(k)} && \text{for } k=9, 10 \\ f_k &= \sin^3 \pi x^{e(k)} && \text{for } k=3, 4, 5, 6 \\ f_k &= -\sin^3 \pi x^{e(k)} && \text{for } k=11, 12, 13, 14 \\ f_k &= \sin \pi x^{e(k)} && \text{for } k=7, 8 \\ f_k &= -\sin \pi x^{e(k)} && \text{for } k=15, 16 \end{aligned} \quad (14)$$

여기서 $e(k)$ 는 다음과 같은 값이다.

$$\begin{aligned} e(1) &= e(9) = \frac{\log(0.5)}{\log(1-0.06)} \\ e(2) &= e(10) = \frac{\log(0.5)}{\log(1-0.13)} \\ e(3) &= e(11) = \frac{\log(0.5)}{\log(0.2)} \\ e(4) &= e(12) = \frac{\log(0.5)}{\log(0.4)} \\ e(5) &= e(13) = \frac{\log(0.5)}{\log(0.6)} \\ e(6) &= e(14) = \frac{\log(0.5)}{\log(0.8)} \\ e(7) &= e(15) = \frac{\log(0.5)}{\log(0.87)} \\ e(8) &= e(16) = \frac{\log(0.5)}{\log(0.94)} \end{aligned} \quad (15)$$

이들 16개의 sinusoidal 함수 중 $f_1(x)$ 부터 $f_8(x)$ 는 날개 윗면의 형태를 변화시키는데 사용하며, $f_9(x)$ 부터 $f_{16}(x)$ 까지는 아랫면의 형태를 변화시키는데 사용하였다. 이에 따라 변화되는 날개의 좌표 $y(x)$ 는 다음과 같은 식으로 정의된다.⁽⁵⁾

$$y(x) = y(x)_{base} + \sum_{k=1}^N X_k f_k(x) \quad (16)$$

2.3 최적화 설계 프로그램 구성

앞서 언급된 내용을 유동해석과 연결하여 실시한 최적화 과정의 총 순서도는 Fig. 1과 같다. 순서도에서 보듯이 각 단계는 최적화 모듈, 형상 및 격자 생성 모듈, 흐름분석 모듈 그리고 각 단계를 상호 연결해주는 상호연결 모듈과 최적화 과정을 모니터링 할 수 있는 최적화 상황 화면 모듈로 구성되어 있다.

(a) 최적화 모듈(Optimization Module)

상용코드인 DOT⁽⁴⁾에 포함되어 있는 69개의 subroutine으로 이루어졌으며 2-2절에 기술된 절차 및 알고리즘을 통하여 최적화 설계변수를 반복법에 의하여 찾아가는 기능을 수행한다. 최적화 모듈은 상호연결 모듈을 통하여 흐름 분석 모듈로부터 목적함수 및 구속조건의 값과 이들의 민감도 변화율 (sensitivity derivative) 값을 제공받는다.

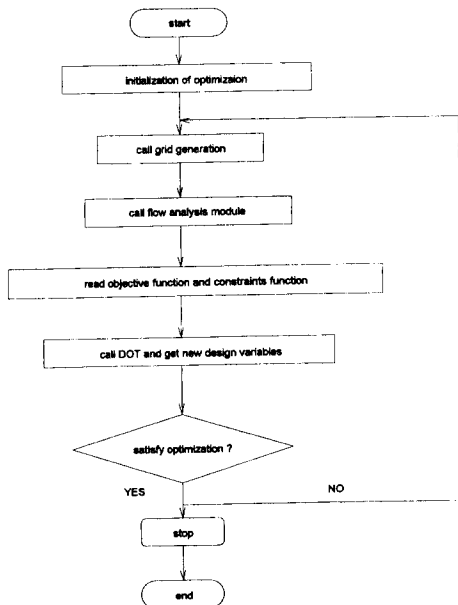


Fig. 1 Flow chart of the optimization process

(b) 형상 및 격자생성 모듈(Grid Generation Module)

최적화 모듈에서 제공하는 설계변수 값과 내장된 혹은 외부 입력 파일을 읽어서 얻어지는 형태함수 데이터를 결합하여 새로운 설계변수 값에 해당하는 새로운 형상을 만들고 이에 따라 격자를 생성하는 기능을 수행한다.

(c) 상호연결 모듈(Interfacing Module)

상호연결 모듈은 형상 및 격자생성 모듈로부터 제공받은 형상 데이터를 흐름분석 모듈에 입력으로 제공하고 흐름분석 모듈로부터 특정 값을 제공받아 목적함수 혹은 구속조건 값을 계산하여 최적화 모듈에 이들 값을 제공한다. 또한 설계변수의 초기 값, 경계의 상한치 하한치(upper/lower bound), 설계 구속조건의 하한치(혹은 상한치) 등의 값도 정의한다.

(d) 흐름분석 모듈(Flow Analysis Module)

흐름분석 모듈은 전산유체역학으로 유동해석하여 상호연결 모듈의 목적함수, 구속조건의 값 및 이들의 설계변수에 대한 sensitivity derivative 값을 계산하는데 필요한 값들을 계산한다. 흐름분석 모듈은 목적함수 및 구속조건의 값을 출력 데이터로 주는 것 이외에는 상호연결 모듈과 매우 약하게 연결되어 있다.

(e) 최적화 상황 화면 모듈(Monitor Display Module)

화면 모듈은 유동해석시 필요한 데이터나 최적화 물체의 현재 최적상태를 화면에 나타내어 최적화 과정이 목적인 방향으로 진행되는지를 모니터링 할 수 있게 하기 위하여 물체생성 모듈과 흐름분석 모듈로부터 정보를 받아 화면에 나타낸다.

3. 결과 및 고찰

3.1 용기위의 천음속 내부유동

현에 대하여 10%의 두께를 가지는 용기 위에 마하수 0.675를 갖는 비점성 내부유동에 대한 격자는 61×20 개이며, 그 중 ϵ 방향으로 40개의 격자는 충격파를 정확하게 얻기 위하여 용기 윗부분에 분포하였다. 이에 따른 격자는 Fig. 2(a)와 같다. 수렴 조건은 residual의 L2 Norm의 값에 자연로그를 취하여 -6.0 이하이면 수렴으로 간주하였다. CFL 수는 5.0으로 사용하였고 약 500번 이상 반복과정 후 수렴하였다. Fig. 2(b)에서 보듯이 용기 상단부

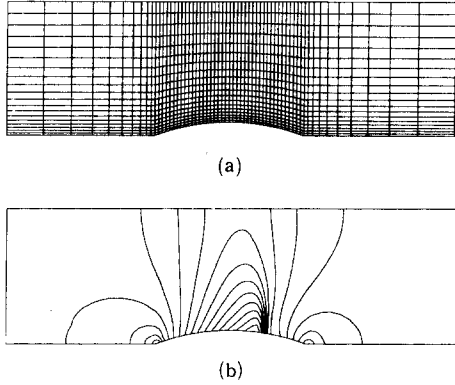


Fig. 2 (a) 61x20 grid, 10% bump, $M_\infty=0.675$ (initial)
(b) Pressure contours (initial)

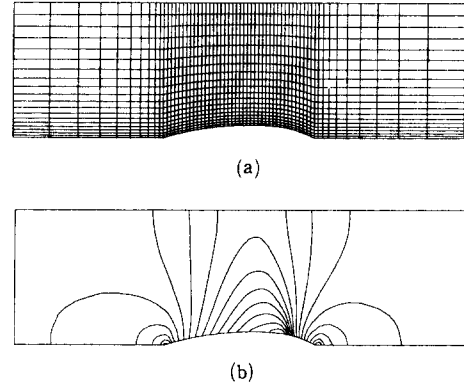


Fig. 3 (a) Geometry and grid (optimized)
(b) Pressure contours (optimized)

에 충격파가 발생하게 되고 이에 따라 유도항력이 증가하게 된다. 따라서 용기의 형상을 변형시켜 항력을 감소시키기 위한 최적화를 시도하였다. 목적함수로는 저항계수 C_D 를 선택하였는데 이를 최소화하여 충격파를 완화시킬 수 있다고 판단하였다. 구속조건으로는 용기의 초기 면적 보다 증가하는 방향으로, 경계 구속조건은 설계변수의 변화 폭을 ± 0.02 로 주어 적절치 못한 형상의 변화를 피할 수 있게 하였다. 즉 이 최적화 문제를 정리하면 다음과 같다.

최소화 : C_D

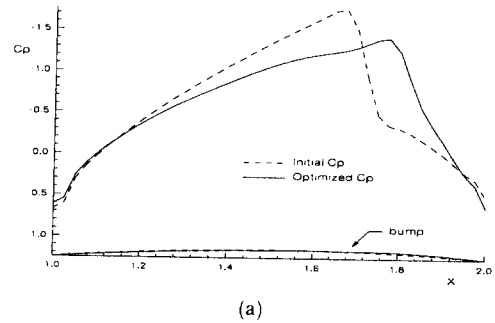
구속 조건 : $A_1 < A$

$A_1 = \text{초기면적}$

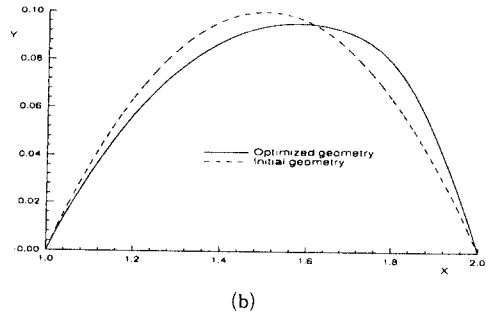
$-0.02 \geq X_k \leq +0.02$

$k = 1, 8$

초기의 C_D 값은 $1.938E-02$, 면적은 $0.666249E-01$ 였고 최적화 과정 후의 면적 변화는 Fig. 4(b)에서 보듯이 거의 변화가 없었으나 C_D 값은 $9.804E-03$ 으로 약 49% 감소되었으며, 형상변화에 있어서 용기의 뒷부분이 약간 부풀어 올라오고 앞부분은 완만히 주저앉음을 알 수 있다. 또한 Fig. 2(b)와 Fig. 3(b)를 비교하여 볼 때, 용기 뒷부분에서 충격파의 강도가 많이 약해졌음을 볼 수 있다. Fig. 4(a)는 C_p 값을 초기의 값과 비교한 분포도이다. 압력변화의 강도뿐만 아니라 기울기 역시 완만해짐을 알 수 있다. 이는 충격파를 약화시키길 예상했던 결과와 잘 일치함을 알 수 있었고 최적화 프로그램의 신뢰도를 입증할 수 있었다. 최적화 과정 중 소요된 총 시간은 486PC에서 약 8시간 정도이고 Fig. 5에서 보듯이 최적화 과정 중 첫번째 두번째 설계반복과정에서 최적화는 상당히 이루어짐을



(a)



(b)

Fig. 4 (a) Comparison of pressure coefficient distributions

(b) Comparison of bump geometries

알 수 있다. 최적화 과정 중 구속조건으로 면적은 초기보다 커지게 하고 높이는 초기 상태를 유지하게 하였을 때는 최적화 형태를 찾지 못하고 초기상태로 돌아갔다. 이는 면적조건과 높이조건을 동시에 만족할 때 초기상태보다 목적함수의 값이 증가함에 따라 초기상태가 가장 최적화 된 모양임을 판단하고 최적화 수렴조건에 의하여 초기상태로 돌아

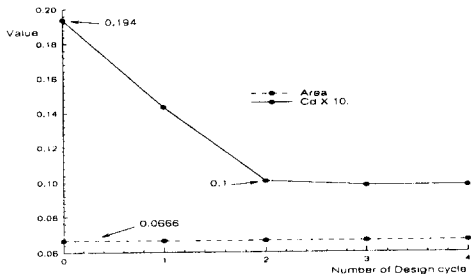


Fig. 5 Convergence history during optimization

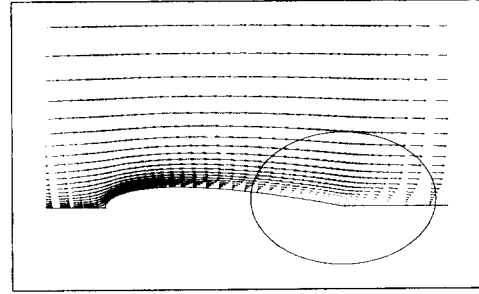


Fig. 7 Velocity vectors (initial)

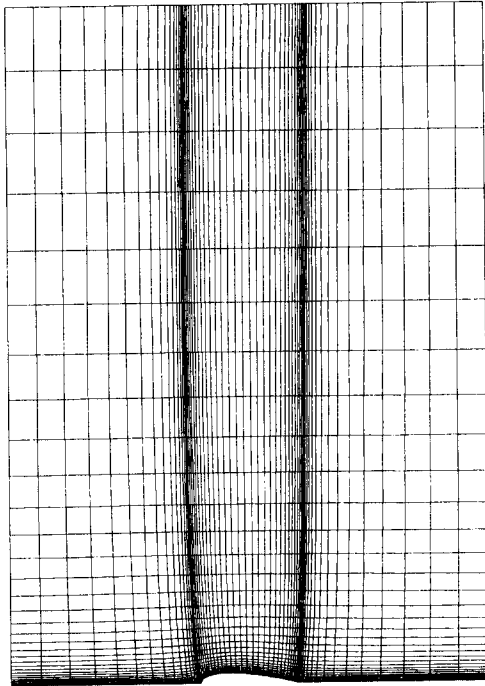


Fig. 6 61x36 Grid, NACA0024 half airfoil, $M_\infty=0.5$, $Re=5000$

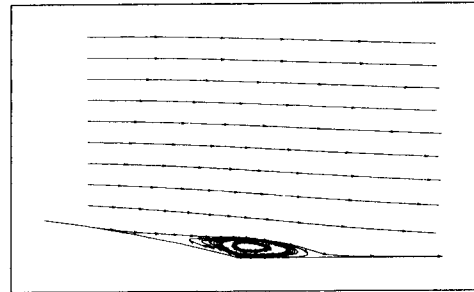


Fig. 8 Streamlines near trailing edge (initial)

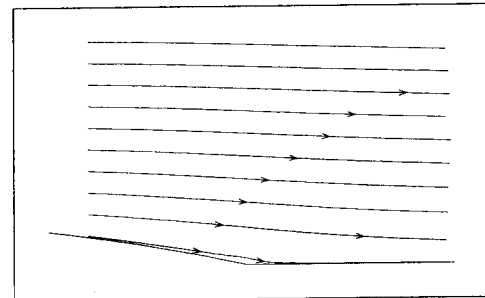


Fig. 9 Streamlines near trailing edge (optimized)

간 것이다. 따라서 구속조건을 어떻게 주느냐에 따라 최적화 방향을 제시할 수 있다.

3.2 NACA0024 날개 위에서의 아음속 점성유동

현에 대하여 12%의 두께를 갖는 NACA0024 날개가 레이놀즈수 5000 마하수는 0.5로 비행할 때 날개의 후단부에서 생기는 경계층 박리 현상을 선택하였다. Fig. 6, 7은 격자 및 속도벡터의 도시화이다. Fig. 7을 확대한 Fig. 8을 보면 날개의 뒷부분에서 역압력구배에 따른 박리현상이 일어나 박리기포가 날개 윗면 후미에서 발달하여 C_f 값은 음

(-)이 된다. 만일 날개의 두께가 작아지면 압력에 의한 C_D 값은 줄어드나 점성마찰에 의한 C_D 값은 상대적으로 증가하게 된다. 이 경우 점성에 의한 유동박리를 최소화 할 수 있는 날개의 최대 허용 두께를 구하고자 한다. 최적화 과정에 있어서 초기 C_f 값 분포도에서 음의 값을 갖는 부분을 면적으로 적분하여, 이 면적을 최소화하기 위하여 날개 두께 변수 t 를 설계변수로 하였다. 이때 설계변수의 경계 구속조건은 6%~15%로 주었고 초기의 날개꼴 형상에는 현에 대한 12%의 높이를 갖는 날개 형상을 만들었다. 또한 구속조건으로 높이가 6%

이상 되게 하여 임계박리 최고 높이에 도달하도록 하였다.

최소화 : Area of $-C_F$

구속 조건 : $T^* < T$ $T^* = 6\%$

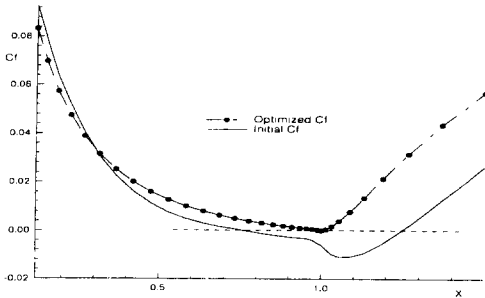


Fig. 10 Comparison of wall friction coefficient distributions

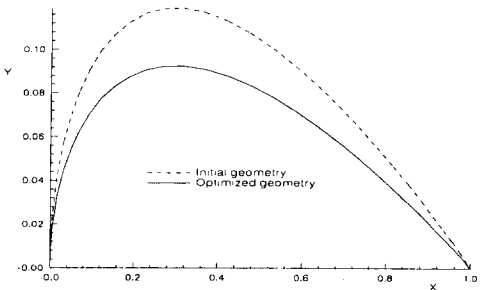


Fig. 11 Comparison of NACA0024 airfoil geometries

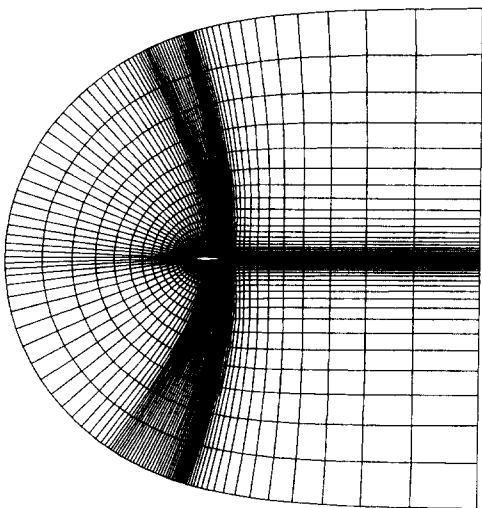


Fig. 12 139x30 Grid, NACA0012 airfoil, $M_\infty=0.8$, $\alpha=1.25$

점성유동이므로 흐름해석의 계산시간은 상대적으로 많이 소요하였으나 설계변수가 한 개이므로 7번의 흐름해석만을 통하여 최적화 과정을 마쳤다. 이때의 목적함수 값 즉, 음의 C_F 면적 값은 초기 $0.22535E-02$ 에서 0.0 으로 도달하였고 높이는 Fig. 11에서 보듯이 현에 대하여 약 9.3%를 갖는 새로운 날개꼴이 만들어졌다. 총 소요된 시간은 초기 1번째 계산(초기 목적함수의 값을 얻기 위한)을 제외하고 486PC에서 약 10시간 정도 소요되었다. Fig. 9에서 보듯이 유선의 도시화에서 역류가 되는 박리기포를 볼 수 없고 이 결과는 Fig. 10의 C_F 분포를 비교해 볼 때 더욱 잘 알 수 있다.

3.3 천음속 NACA0012 날개 유동

마하수 0.8, 받음각 1.25° 를 갖고 비행하는 NACA0012 날개에 대하여 최적화를 실시하여 보았다. 격자는 C형 쌍곡선 방정식을 이용해 ξ, η 방향으로 139×30 , 날개의 앞부분과 충격파가 예상되는 부분에 격자를 밀집시켰고⁽⁷⁾ 비점성 오일러 방정식으로 유동해석을 하였다. Fig. 12는 이에 따른 격자를 도시화한 그림이다. 압력 등고선 Fig. 13(a)에서 보듯이 날개의 상단 2/3부분에서 강한

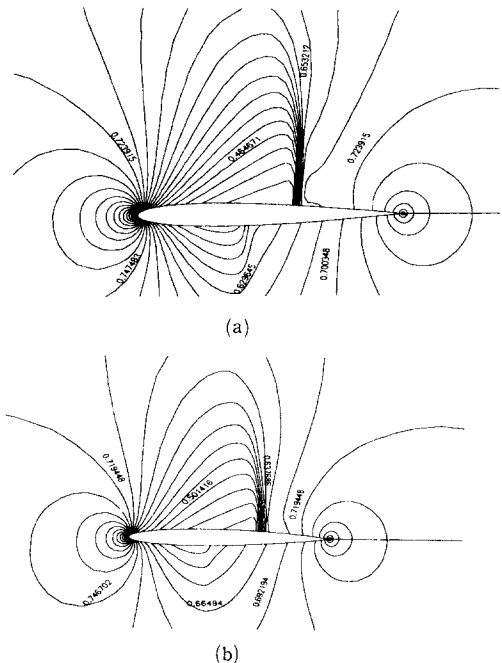


Fig. 13 (a) Pressure contours (initial)
(b) Pressure contours (optimized)

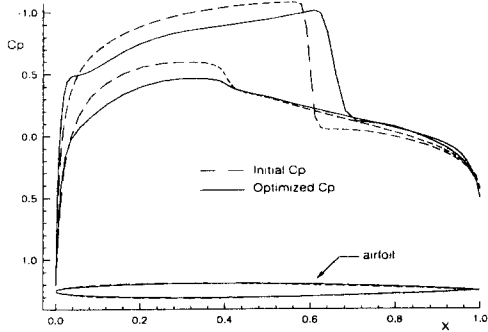


Fig. 14 Comparison of pressure coefficient distributions

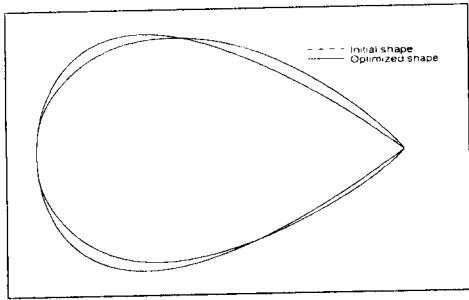


Fig. 15 Comparison of NACA0012 airfoil geometries

충격파가, 하단의 1/3부분에서 약한 충격파가 발생함을 알 수 있다. 압력차에 의한 충격파를 완화시키기 위하여 목적함수로 C_D 최소화, 구속조건으로는 양력계수 C_L 값과 면적을 사용하여 최적화를 시행하였다. C_L 값은 초기값 보다 커지게, 면적은 초기 면적보다 1% 작은 0.08 보다 커지게 하였다. 또한 곡률로 인한 부적절한 형상 최적화를 방지하기 위하여, 윗부분과 아랫부분의 앞쪽 네 개의 설계변수 변화 폭을 ± 0.0025 , 뒷쪽 네 개는 ± 0.01 로 하였다. 즉

최소화 : C_D
 구속조건 : $C_L < C_{L1}$ $C_{L1} = \text{초기 } C_L \text{ 값}$
 $A^* < A$ $A^* = 0.08$

경계구속 조건 :
 $-0.0025 \leq X_k \leq +0.0025$, $k=1, 4$ and $k=9, 12$
 $-0.01 \leq X_k \leq +0.01$, $k=5, 8$ and $k=13, 16$

초기의 C_D 값은 0.0243, C_L 은 0.219 그리고 면적은 0.0807 이었다. 최적화과정 후 Fig. 13(b)에서 보듯이 충격파의 강도가 완화된 것을 알 수 있다. 이를 더욱 자세히 나타낸 Fig. 14의 C_p 분포도를

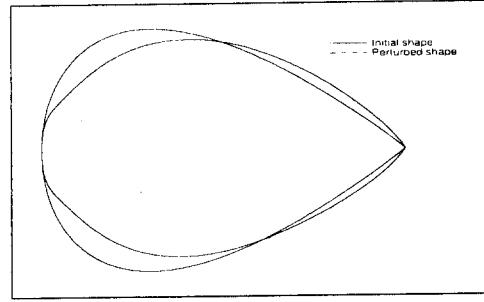


Fig. 16 Comparison of airfoils without curvature effect considered

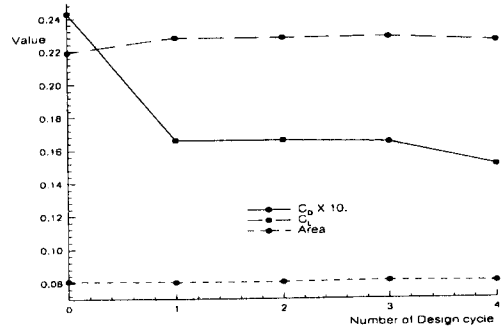


Fig. 17 Convergence history during optimization

보면, 날개의 윗면 후미에서 생기는 충격파는 강도가 약간 약해졌고 아랫면 앞부분의 충격파는 거의 없어짐을 알 수 있다. Fig. 15를 보면 날개의 앞부분은 약간 주저 앉았고 뒷부분은 부풀어 오른 것을 볼 수 있다. 또한 앞부분의 급한 곡률로 인하여 설계변수의 폭이 지나치게 크면 부적절한 형상의 최적화 과정을 이룸을 알 수 있었다. Fig. 16은 16개의 설계변수에 대한 경계 구속조건을 ± 0.01 로 하여 곡률의 영향을 고려하지 않았을 때 생성된 날개의 모양이다. 따라서 형태함수와 최적화 형상과의 상호조화는 매우 중요한 요소임을 알 수 있었다. 충격파의 강도를 크게 줄이지는 못하였어도 Fig. 17에서 도시화하였듯이 C_D 값은 0.015으로 38% 줄어들었고 C_L 값은 0.2253으로 약 3% 증가하였음을 알 수 있다. 본 문제의 최적화에는 많은 시간이 소요되었는데 586PC에서 약 30시간 이상 계산되었고 이때 총 흐름해석은 78번 하였다.

4. 결 론

본 연구의 결과를 요약하면 다음과 같다.

(1) 최적화 과정에서 경계 구속조건의 범위를 얼마만큼 주느냐에 따라서 최적화 도달에 많은 영향을 미침을 알 수 있었다.

(2) 구속조건을 얼마나 적합하게 주느냐에 따라서 최적화 방향 설정이 결정되었다.

(3) 물체의 최적화를 실시할 때 그 물체와 형태 함수의 상호 조화가 상당히 중요함을 알 수 있었다.

(4) 앞으로의 과제는 더욱 다양한 종류의 물체 형태를 기술할 수 있는 형태 함수의 연구와 목적함수 설계구속조건의 선택에 있어서 보다 자유로운 설정성을 갖는 프로그램 개발에 있다.

후기

본 연구에 많은 자료를 제공해 주신 공군 사관학교의 손명환 교수님께 감사드립니다.

참고문헌

- (1) Pulliam, Thomas H., March 12-16 1984, "Euler and Thin layer Navier-Stokes Codes: ARC2D, ARC3D, Notes for Computational Fluid Dynamics User's Workshop," *The University of Tennessee Space Institute Tullahoma, Tennessee.*
- (2) Roe, P. L., 1981, "Approximate Riemann Solvers, Parameter Vectors and Difference Schemes," *Journal of Computational Physics*, Vol. 43.
- (3) Hirsh, C., 1990, "Numerical Computation of Internal and External Flows," *John Willey & Sons Co.*
- (4) Vanderplaats, Miura and Associates, Inc. 1993, "Dot Users Manual," *VMA Engineering.*
- (5) 손명환, 1995, "천음속 날개 설계 최적화 연구", 국방과학연구소 연구보고서, ASDC-401-940468.
- (6) Lee, K. D. and Eyi, S., 1991, "Transonic Airfoil Design by Constrained Optimization," *Proceedings of AIAA 9th Applied Aerodynamics Conference, Baltimore, MD*, Vol. 2, pp. 677~687.
- (7) Yee, H. C. and Harten, A., 1985, "Implicit TVD schemes for Hyperbolic Conservation Laws in Curvilinear Coordinates," *AIAA*, 85~1513, Ohio.

(1) Pulliam, Thomas H., March 12-16 1984, "Euler and Thin layer Navier-Stokes Codes: ARC2D,