

최적화기법을 이용한 익형의 역설계

Inverse Design For a Airfoil Using Optimizing Method

○ 김종섭¹⁾, 박원규²⁾

Jong-seub Kim, Warn-gyu Park

A new and efficient method is presented for design optimization, which is based on a computational fluid dynamics (CFD). The method is applied to design an airfoil configuration. The Navier-Stokes equations are solved for the viscous analysis of the flow, which provides the object function. The CFD analysis is then coupled with the optimization procedure that used a conjugate gradient method. During the one-dimensional search of the optimization procedure, an approximate flow analysis based on a first-order Taylor series expansion is used to reduce the computational cost. (This study is supported by Korean Ministry of Education through Research Fund)

1. 서론

기존에는 실험과 직관에 의한 시행착오법에 의한 설계가 주종이 되어 이루어져 왔다. 만약 비행기 날개를 이러한 시행착오법의 방식대로 설계한다면 비용과 시간적 측면에서 막대한 손실을 초래할 것이다. 따라서 최근에 CFD방식과 최적화 이론을 결합한 자동화된 설계법이 연구되고 있다. Sankar [1,2,3,]등은 Modified-Mcfadden Method를 이용하여 익형의 역설계를 수행하였고, Baysal [4,5]등은 민감도 해석 등을 통해 익형의 최적설계를 수행하였다. 그리고 Lee [6]등은 다양한 형상함수를 설계변수로 익형의 최적화 설계를 수행하였다. 본 연구에서는 이러한 최적설계법을 익형에 적용시켜, 설계를 위한 시간적·비용적 측면에서 큰 장점을 확보하는 것이 목적이다.

2. 지배방정식과 최적화기법

2.1 유동의 지배방정식

2차원 비정상 상태의 비압축성 점성유동의 지배방정식을 무차원화한 후 일반화된 곡선좌표계로 다음과 같이 표현한다.

1) 학생회원, 부산대학교 대학원 기계공학과
2) 정회원, 부산대학교 기계기술연구소 (기계공학과)

$$\frac{\partial \hat{q}}{\partial \tau} + \frac{\partial}{\partial \xi}(\hat{E} - \hat{E}_v) + \frac{\partial}{\partial \xi}(\hat{G} - \hat{G}_v) = 0$$

'n+1'의 시간과 'k' 반복횟수에 대해 부분적으로 선형화 시킨 후 잔류벡터로 불리는 다음과 같은 형태로 표현될 수 있다.

$$\begin{aligned} \bar{R}^{n+1,k} = & \frac{1}{\Delta \tau} (\bar{q}^{n+1,k} - \bar{q}^n) - (\delta_\xi \bar{E}^{n+1,k} + \delta_\tau \bar{G}^{n+1,k}) \\ & + (\delta_\xi \bar{E}_v^{n+1,k} + \delta_\tau \bar{E}_v^{n+1,k}) \end{aligned}$$

여기서, q는 {p, u, v}의 유동벡터, E, F는 곡선좌표계의 대류항, E_v, F_v는 점성항이다. 연속방정식은 비압축성 유동해석을 효율적으로 수행하기 위한 MAC방법을 이용하였다.

2. 2 최적화 기법

2.2.1 목적함수

최소화하기 위한 목적함수는 역설계에서 주로 설정하는 표면압력계수의 차인 다음과 같은 식으로 설정하였다.

$$f(\vec{x}) = \frac{1}{2} \sum (C_{pt} - C_{pc})^2$$

여기서, C_{pt}는 목표가 되는 표면 압력계수이고 C_{pc}는 현재형상에 대한 표면 압력계수이다.

2. 2. 2 목적함수의 최소화 탐색

비제약의 최소화 문제에서는 목적함수의 최소화를 위해서 다음과 같은 식이 만족될 것이다.

$$\nabla f(\vec{x}^*) = 0$$

해 \vec{x}^* 의 탐색을 위해 다음과 같은 반복계산법이 적용 가능하다.

$$\vec{x}^q = \vec{x}^{q-1} + \alpha_q S^q$$

여기서 α_q 는 현재의 반복계산에서 탐색방향에서 황금분할법에 의해 취해지는 배수이고, S^q는 탐색방향이다. Fletcher와 Reeves [9]가 제안한 conjugate direction방법을 이용하여 탐색방향을 표현하면,

$$S^q = -\nabla f(\vec{x}^q) + \beta_q S^{q-1}$$

이고, 여기서, S⁰ = -∇f(\vec{x}^0) 이고, 스칼라값인 β_q는 다음과 같이 정의된다.

$$\beta_q = \frac{|\nabla f(\vec{x}^q)|^2}{|\nabla f(\vec{x}^q)(\nabla f(\vec{x}^q) + \nabla f(\vec{x}^{q-1}))|}$$

만약, $\beta_q = 0$ 으로 설정하면, 위의 방법은 steepest descent method와 동일하게된다.

2 .2.3 설계변수의 설정

CFD방법을 이용하기 위해 형상의 변화를 자유롭게 하기 위해서는 격자와 관계되는 변수들을 설계변수로 선정하는 것이 유리하다. Lee [8]등은 다양한 형상함수를 설정하여 이 형상함수의 계수들을 설계변수로 선택하였다. 본 논문에서는 코드의 검증에 위한 익형의 경우에서 익형의 최대 두께(t), 최대 익형 두께가 있는 종좌표의 위치 즉, 최대 캠버값(m), 최대 캠버를 갖는 코드방향의 길이 (p)를 설계변수로 선택하였다.

3. 결과 및 고찰

Fig. 1-4. 그리고 Table을 참조하여 Steepest Descent Method를 이용하여 계산한 결과와 Conjugate Gradient Method를 이용해 계산한 결과를 비교해 보면 두가지의 경우 모두 만족할 만한 목적함수로의 수렴결과를 확인할 수 있다. 그리고 자세히 살펴보면, Conjugate Gradient Method의 결과가 목적인 설계변수로의 수렴속도가 더 빠름을 확인할 수 있는데 이는 Steepest Descent Method는 비록 가장 기울기가 급격한 방향으로 해를 감소시켜 나가지만, 이러한 가장 급격한 기울기에 의한 해의 수렴속도보다는 이전 구배벡터와 현재의 구배벡터를 적절히 조합하여 이용한 Conjugate Gradient 방법의 수렴속도가 더 나음을 확인할 수 있다. 현재 본 논문에서는 압력계수의 차를 목적함수로 설정해 계산을 수행했으나, 항력계수나 양력계수를 목적함수로 설정해 설계를 수행할 수도 있으며, 유체기계의 효율등을 목적함수로 설정하여 이에대한 적절한 설계변수를 설정한다면, 더 나은 효율의 설계를 행할 수 있을 것이다.

참고문헌

- [1] J. B. Malone, J. Vadyak, and L. N. Sankar., " A Technique for the Inverse Aerodynamic Design of Nacelles and Wing Configurations", AIAA paper 85-4096, 1985
- [2] Luis C. Santos and Lakshmi N. Sankar., " A Hybrid Optimization Method for the Aerodynamic Design of Lifting Surfaces", AIAA paper 94-1895-CP, 1994
- [3] J. B. Malone, J. C. Narramore and L. N. Sankar., " An Efficient Airfoil Design Method Using the Navier-Stokes Equations", AGARD
- [4] Oktay Naysal and Mohamed E. Eleshaky., " Aerodynamic Sensitivity Analysis

Method for the Compressible Euler Equations", Journal of Fluid Engineering, Vol. 113, December 1991

- [5] Greg W. Burgreen and Oktay Baysal, " Aerodynamic Shape Optimization Using Preconditioned Conjugate Gradient Mehods", AIAA journal Vol. 32, November 1994
- [6] S. Eyi, J. O. Hager and K. D. Lee., "Transonic Airfoil Design By Constrained Optimization", AIAA paper 91-3287-CP, 1991
- [7] Sarim AL-Zubaidy., "Preliminary Design of Centrifugal Impellers Using Optimization Techniques", Transactions of the ASME Journal of Fluids Engineering, Vol. 116, 1994
- [8] Jasbir S. Arora, "Introduction To Optimum Design", McGraw-Hill Book Company,
- [9] Jameson, A., Schmidt, W. and Turkel, E., "Numerical Solutions of the Euler Equations by Finite Volume Methods Using Runge-Kutta Time Stepping Schemes", AIAA paper 81-1259, 1982.
- [10] Denton, J. D., "The Use of a Disributed Body Force to Simulate Viscous Effects in Three-Dimensional Flow Calculations", ASME paper 86-GT-144 , 1986.
- [11] Dawes, W. N., "A Numerical Analysis of the Three-Dimensional Viscous Flow in a Transonic Compressor Rotor and Comparison with Experiment", Tran. of the ASME, J. of Turbomachinery, Vol.109, pp.83-90, 1987.
- [12] Sankar, L. N., and Park, W. G., "An Iterative Time Marching Procedure for unsteady Viscous Flows" ASME-BED Vol.20, pp.281-284, 1991.

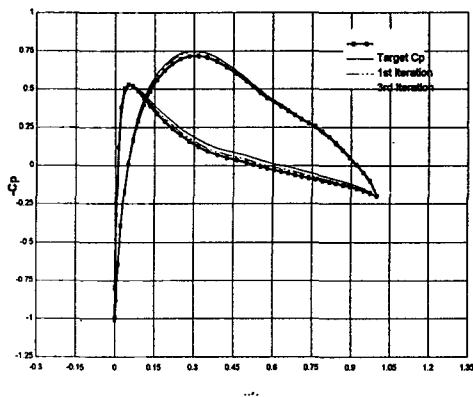


Fig. 1 Cp Distribution History Using the Steepest Descent Method

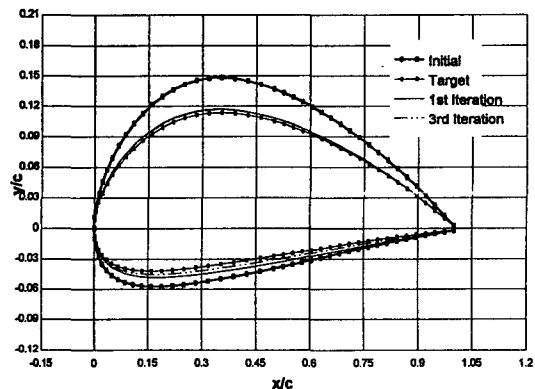


Fig. 2 Shape History Using the the Steepest Descent Method

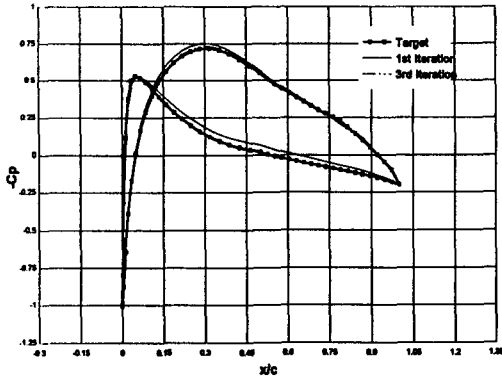


Fig. 3 Cp Distribution History Using the Conjugate Gradient Method

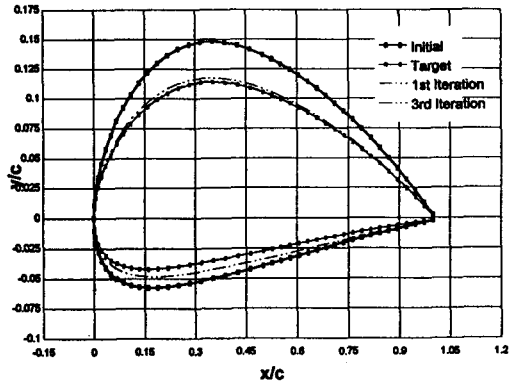


Fig.4. Shape History Using the Conjugate Gradient Method

	Iteration Num	T	M	P
Steepest Descent	Target	0.1500000	4.0000000E-02	0.4000000
	Initial	0.2000000	5.0000001E-02	0.4000000
	1st Iter	0.1610531	3.8089007E-02	0.3976731
	2nd Iter	0.1590132	4.1989472E-02	0.3975866
	3rd Iter	0.1570643	3.9648812E-02	0.3975667
Conjugate Gradient	Target	0.1500000	4.0000000E-02	0.4000000
	Initial	0.2000000	5.0000001E-02	0.4000000
	1st Iter	0.1610531	3.8089007E-02	0.3976731
	2nd Iter	0.1534920	4.0300954E-02	0.3972567
	3rd Iter	0.1505933	4.0449917E-02	0.3971558

[Table] Design Variable History