분산컴퓨팅 환경에서 공력 설계최적화의 효율성 연구

김 양 준[1*], 정 현 주[1], 김 태 승[1], 조 창 열[2]

A STUDY ON THE EFFICIENCY OF AERODYNAMIC DESIGN OPTIMIZATION USING DISTRIBUTED COMPUTATION

Y.-J. Kim, H.-J. Jung, T.-S. Kim and C.-Y. Joh

A research to evaluate efficiency of design optimization was performed for aerodynamic design optimization problem in distributed computing environment. The aerodynamic analyses which take most of computational work during design optimization were divided into several jobs and allocated to associated PC clients through network. This is not a parallel process based on domain decomposition rather than a simultaneous distributed-analyses process using network-distributed computers.

GBOM(gradient-based optimization method), SAO(Sequential Approximate Optimization) and RSM(Response Surface Method) were implemented to perform design optimization of transonic airfoil and to evaluate their efficiencies. One dimensional minimization followed by direction search involved in the GBOM was found an obstacle against improving efficiency of the design process in distributed computing environment. The SAO was found quite suitable for the distributed computing environment even it has a handicap of local search. The RSM is apparently the fittest for distributed computing environment, but additional trial and error works needed to enhance the reliability of the approximation model are annoying and time-consuming so that they often impair the automatic capability of design optimization and also deteriorate efficiency from the practical point of view.

Key Words: 설계최적화(design optimization), 분산 컴퓨팅(distributed computing), 반응표면법(response surface method), 순차 근사최적화(sequential approximate optimization), 기울기 기반 최적화법(gradient-based optimization method)

1. 서 론

전산유체역학과 수치최적화법이 결합되어 구성된 공력 설계최적화법은 항공분야의 천음속 익형 설계로 시작되어 최근에는 복잡한 형상을 가지는 3차원 항공기 전체형상 및 공력과 구조 등 여러 분야를 동시에 고려하여 설계하는 MDO(Multidisciplinary Design Optimization) 기법의 연구도 활발하게 진행되고 있다[1]. 공력 설계최적화는 상당히 많은 계산시간을 필요로 하는 데, 이는 최적화 알고리즘의 수행을 위해 수많은 전산해석을 반복하여야 하기 때문이다. 그러므로 보다 성공적인 설계 최적화를 위해서는 효율적으로 계산시간을 감소시키는 노력이 필요하다.

계산시간을 감소시키기 위한 접근법에는 형상함수의 사용[2], 최적화 과정의 효율화[3], 민감도 계산을 효율적으로 진행할 수 있는 adjoint 기법[4]등을 대표적으로 볼 수 있다. 또한 하드웨어적으로는 분산·병렬처리를 통하여 계산시간을 줄이는 방법이 현재 컴퓨터 기술의 발달과 더불어 아주 효과적인 방법으로 주목받고 있다.

본 연구에서는 공력 설계최적화 시간 부담을 경감하기 위해 분산컴퓨팅 환경을 사용하였다. 일반적으로 전산유체해석에서 병렬처리는 영역분할(domain decomposition)방식이지만, 여기서는 이를 사용하지 않고 대신에 네트워크로 연결된 여러 대의 컴퓨터를 이용해 각각 단일 공력해석을 수행하도록 하는 방식을 사용하였다. 이는 병렬처리를 위해서 해석 영역을 나눌 필요가 없기 때문에 소프트웨어, 하드웨어적으로 훨씬 간단하다.

천음속 익형의 공력 설계최적화 문제를 시험 case로 선정하

1 학생회원, 울산대학교 항공우주공학과
2 정회원, 울산대학교 항공우주공학과
* Corresponding author E-mail: leon214@hanafos.com

여, 다양한 최적화 알고리즘을 분산컴퓨팅 환경에 적용하였을 때 가장 효과적으로 설계시간을 감소시킬 수 있는 알고리즘을 찾기 위해 노력하였다.

2. 설계최적화 정식화

2.1 설계변수 및 형상함수

익형의 생성은 국부 조정 능력이 뛰어난 NURBS 기반의 형상함수를 사용하였다[5]. 윗면과 아랫면에 각각 5개씩 총 10개의 조정점(control point)을 가지는 4차의 blending 함수를 사용하였다. 이 때 조정점의 y-좌표를 설계변수로 선택하고 x-좌표는 일반적으로 익형을 잘 표현할 수 있는 위치를 찾아서 고정하였다. NURBS 형상함수를 사용한 익형은 다음과 같이 표현된다.

$$Y=\sum_{1}^{n} X_i Y_i\left(\frac{x}{c}\right) \tag{1}$$

여기서, X_i 는 조정점의 y-좌표이며, Y_i 는 NURBS 형상함수이다. Fig. 1은 NURBS 형상함수의 10개의 조정점으로 생성된 익형이다.

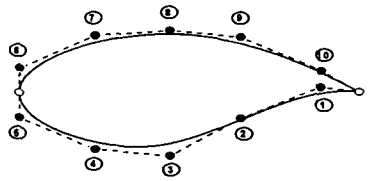

Fig. 1 Airfoil designed using NURBS shape functions

2.2 설계문제

시험에 사용된 설계문제는 항력과 익형의 단면적을 제약조건으로 가지는 양력최대화 문제이다.

$$\begin{aligned} &Maximize \quad C_l(\bar{X}) \\ &Subject\ to \quad C_d(\bar{X}) \le C_{d0} \\ &\qquad\qquad A(\bar{X}) \ge A_0 \end{aligned} \tag{2}$$

C_l 과 C_d 는 각각 양력계수와 항력계수이고, A는 익형의 단면적을 의미한다. 하첨자 0은 각 계수의 초기 값을 의미한다. 최적화를 위한 설계조건은 마하수가 0.729, 받음각이 2.31° 이다.

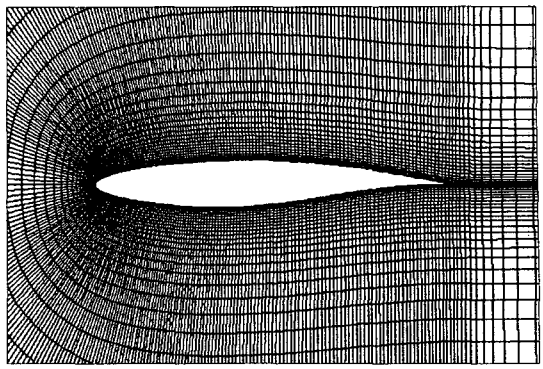

Fig. 2 Near view of computational grid(364×59).

2.3 Navier-Stokes 유동해석

격자생성은 상용패키지인 GRIDGEN[6]을 사용하였다. buttom-up식의 격자생성 방법을 지원하는 GRIDGEN은 국부적인 형상변화에 따른 표면 격자가 자동적으로 변화하고, 전체 격자시스템 또한 유연하게 조정된다. 자동화된 설계시스템을 구성하기 위해 GRIDGEN의 journal file을 사용하여 전 격자 생성과정을 batch화 하였다. Fig. 2는 공력 해석을 위한 격자계 모습이다. 원방경계가 시위길이의 20배 거리를 갖는 C-형 정렬격자이고 격자 크기는 364×59이다.

익형 주위의 압축성 유동해석을 위해 Navier-Stokes 유동해석 패키지인 FLUENT[7]를 사용하였다. 내재적 시간적분과 공간이산화를 위하여 이차의 풍상차분법을 사용하였다. 공력해석 또한 journal file을 이용하여 batch화 하였다.

3차원 압축성/점성 유동해석은 설계최적화 과정 중 형상설계나 수치최적화 과정에 비해 월등히 많은 시간이 소요된다. 따라서 효율적인 설계를 진행하기 위해서는 별도의 시간절약 기법이 필요하다. 일반적으로 최적화와 연계된 공력해석의 경우 해석시간 단축을 위하여 영역분할을 이용한 병렬처리를 하거나 유동 민감도 해석을 위한 수반(adjoint)화, 또는 가변 복잡성(variable complexity)모델을 사용한다. 그러나 본 연구에서는 계산 시간 단축을 위하여 이러한 방법을 사용하지 않고 대신에 네트워크 통신을 기반으로 하는 분산처리를 통하여 효율성을 추구하였다.

2.4 수치 최적화 알고리즘

분산컴퓨팅 환경에서 최적화 알고리즘의 효율성을 평가하기 위해 GBOM(gradient-based optimization method), SAO(sequential approximate optimization), RSM(response surface method)을 각각 사용하여 비교 분석하였다. 여기서 GBOM와 SAO는 국부최적화에 바탕을 둔 기법이고 RSM은 전역최적화 기법중의 하나이다. GBOM을 사용한 설계 문제와 SAO, RSM

에 의해 구성된 근사모델에 대하여 제약최적화(constrained optimization)를 수행하기 위해 범용최적화 프로그램인 DOT[8]를 사용하였다.

3. 분산컴퓨팅 환경에서의 설계최적화

3.1 네트워크 분산환경 구현

원거리에 분산되어 있는 여러 대의 PC를 네트워크(TCP/IP protocol)를 통해 연결하여 분산 환경을 구성하였다. 이는 일반적으로 여러 대의 PC에 단일 전용 해석패키지가 설치되어있는 대학의 전산해석실습실 특성을 고려한 것이며, 추가적인 비용의 부담이 없는 장점이 있다. 본 연구에서 사용한 분산환경은 총 11대의 PC가 네트워크로 연결되어 구성되었다.

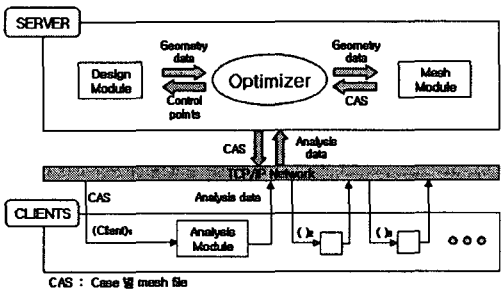

Fig. 3 Aerodynamic design system architecture.

Fig.3 은 본 연구에 사용한 설계최적화 프레임워크 아키텍처를 보여주고 있다[9]. 설계의 구동을 위한 1대의 server와 공력해석을 위한 10대의 client로 구성되어 있으며, 설계최적화를 수행하는 server에 격자생성 모듈과 형상설계 모듈이 설치되어 있고, 각각의 client는 설계과정에 따라 요구되는 공력해석을 수행하도록 되어있다. 각각의 모듈들을 Visual Basic script를 사용하여 통합하여 자동화된 설계최적화 시스템을 구성하였다.

Table. 1 Specification of network-distributed computers

	Server	Client 1~10
CPU	Pentium IV 3.0 GHz	Pentium IV 3.0 GHz
RAM	1 GB	512 MB
OS	Windows XP	Windows XP
Softwares installed	CATIA GRIDGEN DOT FLUENT	FLUENT

3.2 설계최적화의 분산처리

분산처리는 전체 공력해석 작업량을 여러 개의 job으로 나누고 그것을 해당 client PC에게 할당하는 방식이다. job의 분배방법은 적용된 최적화 알고리즘 기법의 종류, 가용한 client PC의 대수에 따라 다르다.

GBOM

전통적인 기울기 기반의 최적화 기법인 GBOM은 설계공간에 대한 방향 탐색과 ODM(one dimensional minimization)의 두 부분으로 나누어져 있는데, 본 연구에서는 방향 탐색으로 수정유용방향법(method of modified feasible direction)과 ODM으로 다항식 보간법을 사용하였다. 수정유용방향법은 방향 탐색을 위해 gradient 정보를 필요로 하는 데, 이를 계산하기 위한 설계점을 설계자가 미리 정할 수 있으므로 쉽게 공력해석 job을 분배할 수 있다. 그러나 ODM 과정은 매번 구한 설계결과를 평가하고 새로운 설계점을 선택하는 과정이 순차적(sequential)이므로 미리 분배할 수가 없다. 이러한 GBOM의 특성으로 인하여 분산처리 환경에서는 GBOM은 제한된 효과를 나타낼 수 밖에 없다.

SAO

Schmit 와 Farshi[10]에 의해 고안된 SAO는 전산구조해석 기반의 구조설계 최적화에 적용하였을 경우 상당한 계산비용을 줄일 수 있어 현재 구조설계 최적화에 널리 사용된다. 여기서는 SAO를 전산유체역학 기반의 공력설계 최적화에 적용해 보았다. 근사식은 국부근사(local approximation) 기반으로 다음과 같이 Taylor 급수 전개를 사용하여 목적함수와 제약함수를 2차의 근사식(quadratic approximation)으로 표현하였다.

$$f(\bar{X}) = f(\bar{X}_0) + \nabla f \cdot (\bar{X} - \bar{X}_0) + \frac{1}{2}(\bar{X} - \bar{X}_0)^T \cdot H \cdot (\bar{X} - \bar{X}_0) \quad (3)$$

여기서 하첨자 0는 nominal design을 의미하고, H는 Hessian matrix이다. SAO에서 simplex법과 선형 근사법(linear approximation)의 조합도 계산비용을 줄일 수 있는 아주 좋은 조합이다. 그러나 본 연구와 같이 비선형성이 큰 천음속 영역에서는 선형근사의 정확성이 크게 떨어지므로 이동한계(move limit)를 작게 줄 수밖에 없으며 이는 반복횟수(design iteration)를 급격히 증가시켜 결과적으로 2차 근사식 보다 훨씬 비효율적이 된다.

식 (3)의 근사모델을 구성하기 위하여, 본 연구와 같이 10개의 설계변수를 가질 경우에는 1번의 nominal analysis, gradient를 구하기 위한 10번의 교란해석(perturbed analysis) 및 Hessian을 구하기 위한 55번의 교란해석 등 총 66번의 공력해석이 필요하다. SAO에서는 GBOM에서와 같은 순차적인 ODM 과정이

필요 없고, 총 66번의 공력해석 결과만 가지고 한번의 설계반복(design iteration)을 진행하므로 각 설계반복 별로 완전한 분산처리 job을 구성할 수 있다.

RSM

RSM은 전역최적화 알고리즘 중의 하나이다. 전역최적화 알고리즘은 최적화 문제의 고유한 noise를 감소시켜 전역최적해를 얻을 수 있는 장점이 있다. 또한 실험계획법(DOE, design of experiment)과 연계하여 설계점을 미리 알 수가 있으므로 분산처리환경에 아주 적합하다.

DOE에 의해 선정된 설계점에 대해서 공력해석을 수행하고 그 결과를 이용하여 C_l 과 C_d 에 대한 2차의 반응표면 모델을 구성한다.

$$\hat{y} = c_0 + \sum_{i=1}^{10} c_j x_j + \sum_{j=k=1,\, j\le k}^{10} c_{jk} x_j x_k \qquad (4)$$

여기서 $\hat{y}$ 는 근사 반응표면모델을 의미하고, C_0, C_j, C_{jk} 는 2차 다항식의 계수, x_j 는 j-번째 설계변수를 각각 나타낸다. 반응표면모델의 신뢰도는 분산분석(ANOVA, analysis of variance)을 통하여 수정결정계수(adjust R^2)로 평가한다.

실험계획법 중 3^k 요인설계(full factorial design)를 사용하여 총 59,049개의 설계점을 먼저 생성하고, 이를 자연변수(natural variable)로 바꾸어 nominal airfoil 단면적의 ±10%를 초과하는 설계점을 제외시켜서 총 58,201개의 설계점을 확보하였다. 여기에 D-optimality 조건을 적용하여 최종적으로 200개의 설계점을 선정하였다. 200개의 공력해석을 분산처리할 경우 11대의 PC(server도 포함)로 18번의 job을 수행하고, 추가로 2대의 client PC를 이용하여 1번의 job을 더 수행하여 총 19번의 job을 수행하였다.

4. 설계결과 및 최적화 효율성

Fig. 4와 Fig. 5는 GBOM과 SAO의 수렴과정을 각각 보여준다. RAE2822 익형을 초기형상으로 시작하여 GBOM은 6번, SAO는 3번 설계반복으로 수렴하였다.

Table. 2는 각각의 최적화 알고리즘에 대한 설계최적화 시험 결과를 보여 주고 있다. 한번의 공력해석 시간은 약 0.5시간이 소요되는데 반해 형상설계 및 격자생성에 소요되는 시간은 아주 작으므로 시험결과를 요약할 때는 이를 무시하고 공력해석 횟수만으로 나타내었다.

Table. 2에 나타난 설계최적화 시험결과를 보면 본 연구에서 고려한 설계문제와 분산컴퓨팅 환경에서는 trial and error 작업을 고려하더라도 SAO가 가장 효율적인 최적화 알고리즘임을 보여준다.

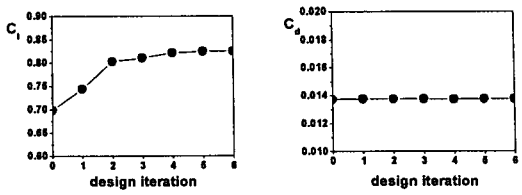

Fig. 4 convergence history of GBOM

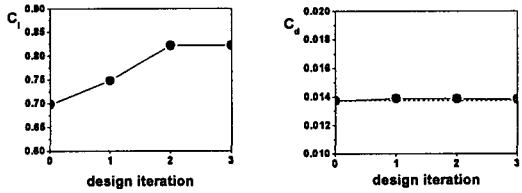

Fig. 5 convergence history of SAO.

Table. 2 Overall summarization of design optimization

	GBOM	SAO	RSM
Number of design iterations to converge	6	3	1
Number of exact analyses per design iteration	11 for direction search + ≒10 for ODM	66	200
Number of jobs per design iteration	1 for direction search (distributed) + ≒10 for ODM	6	19
Total number of jobs to converge	≒66	18	19
Number of trial and errors or additional analyses	none	1 exact analysis per design iteration	≒ 2-3 times for improving reliability
Number of jobs required for practical design	≒66	21	≒ 38-57

Table. 3은 PC의 대수를 달리 했을 때 시험결과를 보여준다. GBOM의 경우 분산컴퓨팅 환경에서는 단지 방향 탐색을 위한 공력해석만 분산처리가 가능하므로 본 연구와 같이 설계변수가 10개인 경우 PC의 대수가 11대보다 많더라도 효율성은 증가되지 않는다(병렬처리로는 가능). 또한 SAO도 분산처리를 하기 어려운 순차적인 최적화 과정이지만 매번 다음 최적화를 진행하기 위해 66개의 공력해석 데이터를 필요로 하기 때문에 적어도 66대의 PC를 동원할 수 있다면 그만큼 효율성은 증가한다. RSM의 경우, 설계점을 미리 알고 최적화를 진행하기 때

문에 PC의 대수를 증가시킬수록(적어도 200대까지) 효율성은 증가한다. 따라서 설계변수의 개수가 많고 충분히 많은 PC를 사용할 수 있다면 RSM이 가장 효율적이다.

Table. 3 Efficiency comparison with different number of PCs involved

No. of PC's in service	Total number of jobs for practical design		
	GBOM	SAO	RSM
6	≒ 72	36	68~102
11	≒ 66	21	38~57
22	≒ 66	12	22~33

Tabel 4는 GBOM의 양력최대화 설계결과를 보여준다. 최적설계 결과 양력특성이 약 18% 증가한 것을 볼 수 있다.

Table. 4 Design result for GBOM

	C_l	C_d
Initial design (RAE2822)	0.6987	0.01374
Optimized airfoil	0.8253	0.01378

Fig 6은 최적설계된 형상과 표면 압력분포를 보여준다. 양력증가를 위해 익형의 뒷전 캠버가 증가하고 익형 윗면의 충격파가 약화된 것을 볼 수 있다.

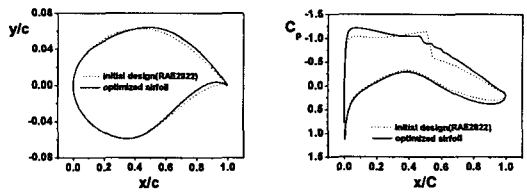

Fig. 6 Design results for GBOM

5. 결 론

천음속 익형 설계최적화 문제에 대하여 분산컴퓨팅 환경을 적용하였다. 그 결과 최적화 알고리즘에서 순차적으로 구해야 하는 과정이 얼마나 포함이 되어 있는지, 사용할 수 있는 PC의 대수, 설계변수의 개수에 따라 분산컴퓨팅 환경에서의 효율성은 각기 달라짐을 볼 수 있었다. 만일 충분히 많은 PC를 사용할 수 있다면 RSM이 가장 효율적이며, 또한 본 연구와 같이 10개의 설계변수를 가지고 2차의 근사기법을 사용했을 때에는 66대보다 적은 대수의 PC를 동원한다면 SAO가 가장 효율적이다. GBOM의 경우 순차적으로 구해야하는 ODM과정을 포함하고 있으므로 분산컴퓨팅 환경을 적용할 경우 아무리 많은 PC를 사용하더라도 효율성은 증가되지 않는다.

참고문헌

[1] Sobieszczanski-Sobieski, J. and Haftka, R.T., 1996, "Multidisciplinary Aerospace Design Optimization: Survey of Recent Developments," *AIAA Paper 96-0711,* Reno, NV.

[2] Vanderplaats, G.N. and Hicks, R.M., 1976, "Numerical Airfoil Optimization Using a Reduced Number of Design Coordinates," *NASA TM X-73151.*

[3] Joh, C.-Y., Grossman, B. and Haftka, R.T., 1989, "Efficient Optimization Procedures for Transonic Airfoil Design," *proceedings ASME Winter Annual Meeting,* AD-Vo;. 16, Computational Structural Mechanics and Multidisciplinary Optimization, editor : Grandhi, Stroud and Venkayya, Book No. H00534, p.67-76.

[4] Burgreen, G.W. and Baysal, O., 1994, "Three-dimensional aerodynamic shape optimization of Wing Using Sensitivity Analysis," *AIAA Paper 94-0094.*

[5] 문종윤, 조창열, 2000, "NURBS를 이용한 공력형상 설계최적화," *한국항공우주학회지,* 제28권, 제8호, p.8-15.

[6] "GRIDGEN Tutorial Workbook Version 15," *Pointwise,* inc., 2003

[7] "FLUENT User's Guide," FLUENT Inc., 1998.

[8] Vanderplaats, G.N. and Hansen, S.R., 1989, "DOT Users' Manual," *VMA Engineering.*

[9] 조창열, 이상경, 2004, "3차원 날개 공력설계를 위한 네트워크 분산 설계최적화," *한국항공우주학회지,* 제32권, 제10호, p.12-19.

[10] Schmit, L.A. And Farshi, B., 1974, Some Approximation Concepts for Structural Synthesis», *AIAA Journal,* Vol.12, No.5, p.692-699.