

PC 클러스터를 이용한 수치최적설계의 병렬처리*

이상경, 조창열
수송시스템공학부

<요약>

3차원 천음속 날개의 공력형상 설계최적화를 위하여 저렴한 비용의 PC 클러스터를 제작하였다. 클러스터는 3개의 노드로 구성되었으며, 리눅스 OS를 설치하고 메시지 전달방식의 통신 라이브러리인 MPI(Message Passing Interface)를 사용하였다. 이 시스템을 이용하여 24개의 설계변수를 가진 3차원 천음속 날개의 항력최소화 문제를 해석하였다. 유동장 해석을 위해 오일러 코드를 사용하였고, 일반적인 영역분할방식의 유동장 병렬처리를 택하는 대신에 수치최적화 알고리즘 중 민감도를 계산하는 부분을 병렬처리 하였다. 설계결과는 단일 노드를 사용한 순차계산의 결과와 동일하였으나, 설계 소요시간은 큰 폭으로 감소하였다. 본 연구의 결과로 저렴한 비용으로 우수한 성능을 갖춘 3차원 항공기 날개의 형상최적설계 시스템을 구성할 수 있었으며, 향후 이를 이용하여 보다 복잡하고 정교한 전산원용설계시스템으로 발전할 수 있는 기초를 마련하였다.

Parallel Processing of Numerical Optimization based on a PC-Cluster

Sang-Kyung Lee and Chang-Yeol Joh
School of Transportation Systems Engineering

<Abstract>

A cheap PC-Cluster was assembled for the aerodynamic design optimization of three dimensional transonic wing. The cluster has 3 nodes in which Linux Operating System

* 이 논문은 2000년도 울산대학교 학술연구조성비에 의하여 연구되었음.

and MPI as message passing library are installed. The system was applied to solve a wave drag minimization problem for transonic wing with 24 design variables. The Euler method was used to solve the flow around the wing. The process of sensitivity-derivative computation was parallelized in the numerical optimization algorithm, instead of using domain decomposition technique as usual parallel processing in the computational fluid dynamics. The design result with the parallel processing is exactly same as the one with the serial computation, while the parallel computation time was considerably reduced. The cheap shape optimization system based on the PC-cluster developed here could be a starting of the computer-aided design system with more sophisticated geometry generating module and flow analysis methods in the future.

1. 개 요

클러스터링은 병렬/분산처리를 이용하여 컴퓨터의 연산성능을 향상시키는 방식으로 최근 많이 활용되는 기술이다. 이는 네트워크로 접속된 워크스테이션이나 일반적인 저가의 PC를 사용하여 구성할 수 있다. 이 중에서 특히 리눅스(Linux) 네트워크 클러스터는 가격 대 성능비가 탁월한 것으로 알려져 있는데, 그 효시인 Beowulf[1]는 1994년 NASA의 CESDIS에서 16 노드 클러스터를 리눅스와 표준 소프트웨어 패키지를 이용하여 개발한 바 있다. 이후로 전 세계적으로 급격히 관심이 고조되어 영화 타이타닉에 사용한 160 알파 리눅스 클러스터[2]와 70 리눅스 박스의 Avalon Beowulf 시스템 등의 응용 예로서 클러스터링은 저가로 슈퍼컴퓨터의 성능을 구현할 수 있는 방법으로 그 자리를 확고히 쌓아가고 있다[3]. 본 연구의 목적은 이와 같은 저가의 PC 클러스터를 구성하여 전산유체역학을 사용한 수치최적화기법에 직접 응용하고자 하는 데 있다.

수치최적화 기법은 그 장점인 자동화 된 설계능력, 다분야설계(Multi-Disciplinary Design) 및 다중 설계점 설계(Multi-Point Design)등의 많은 장점에도 불구하고 계산시간과 경비가 큰 부담이 되어 더디게 발전되어 온 분야이다. 이 기법은 특히 항공기 전체에 대한 다분야 설계최적화에서 크게 그 가능성을 인정받고 있는데, 최근의 연구[4,5]에서 보면 32 프로세서의 SGI Origin 2000 워크스테이션과 결합하여 상당한 성과를 거두고 있다. 현재까지 선진국에서는 이와 같이 워크스테이션을 이용한 전문적인 병렬처리 설계최적화는 많이 시도되고 있지만, 저가의 PC를 사용한 경우는 아직까지는 많지 않다. 국내에서도 PC 클러스터와 관련하여 여러 분야에서 독립적으로는 연구를 많이 진행하고 있으나[6], 이를 수치설계최적화에 응용된 사례는 아직까지는 많지 않다[7].

수치최적화법이 계산시간이 많이 걸리는 이유는 설계를 수렴시키는데 수많은 전산해석이 반복되어야 하기 때문이다. 특히 다분야를 다루는 통합설계최적화의 경우는 더욱 더 심각해지는 데, 성공적인 다분야 설계최적화를 위해서는 계산시간의 단축은 반드시 극복해야 할 필수적인 요소이다. 계산시간의 단축은 여러 방면에서 시도되고 있는데, 형상함수의 도입[8], 최적화과정의 효율화[9,10], 효율적인 민감도계산을 위한 adjoint 수식화[11,12] 등을 예로 들 수 있다. 한편 이와는 별개로 컴퓨터의 하드웨어 측면에서 병렬처리 기법[13]도 하나의 방편이 되고 있다. 병렬처리기법은 전산유체해석 뿐만 아니라 컴퓨터를 이용하는 전 분야에서 경제적으로

계산시간을 단축시키는 효율적 방법으로 대중화되어 가고 있다.

본 연구에서는 3차원 날개의 공력 설계최적화를 위하여 3개의 CPU로 구성된 단순 PC 클러스터를 구성하였다. 일반적으로 전산유체해석에 있어서 병렬처리는 유동해석 시에 영역분할을 통해서 이루어진다[7]. 그러나 본 연구에서는 이보다 훨씬 간편한 방법으로써 유동해석 코드는 전혀 수정하지 않고, 수치최적화 알고리즘에서 민감도를 계산하는 부분을 병렬처리 하도록 하였다. 이는 설계최적화를 구성하는 모듈 내부에 직접 접근하지 않아도 되므로 훨씬 간편하고 쉬운 방법이다. 또한 이는 전통적인 민감도에 근거한 수치최적화법 뿐 만 아니라, 다분야 설계최적화에 많이 쓰이는 반응면 기법, 또는 유전알고리즘 등에도 그대로 적용할 수 있다

2. 설계최적화의 수식화

2.1 날개형상 생성

익형의 형상은 다음과 같이 기저익형과 형상함수를 가중 조합하여 설계한다.

$$Y = Y_0 + \sum_i^n X_i Y_i\left(\frac{x}{c}\right)$$

여기서, Y 는 설계된 익형의 좌표로서, $Y=y/c$ 로 표시되고, Y_0 는 기저익형, X_i, Y_i 는 설계변수 및 형상함수를 각각 나타낸다.

날개의 형상은 날개뿌리와 날개 끝의 익형을 다음과 같은 Hicks-Henne 형상함수[14]를 사용하여 표현한다.

$$Y_1(x) = x^{0.25} (1-x) e^{-20x}$$

$$Y_k(x) = \sin^3(\pi x^{e(k)}) \quad k > 1$$

$$\text{where } e(k) = \log(0.5)/\log(x_k), \quad x_k: \text{제어점}$$

뒷전 근처의 후방 캠버를 보다 잘 표현하기 위해서 위, 아래면의 마지막 형상함수 $\sin^3(\pi x^{e(k)})$ 를 $\sin(\pi x^{e(k)})$ 로 대체하였다[15]. 앞전과 뒷전은 고정시키고 익형의 위, 아래면을 위하여 각각 6개의 제어점을 사용하여 한 익형 당 12개의 설계변수를 가지도록 하였다. 평면형(planform)은 ONERA M6 날개와 같이 앞전 후퇴각 30°, 테이퍼비 0.56으로 고정시켰다. 스펜 방향으로서는 선형 lofting을 하여 날개 면을 생성시켰다. 날개뿌리와 날개끝의 단면 설계변수가 각각 12개 씩이므로, 설계변수는 총 24개가 된다.

2.2 설계문제

설계문제는 다음과 같이 양력의 제약조건을 가진 항력의 최소화 문제이다.

$$\text{Minimize } C_D(\bar{X})$$

$$\text{Subject to } C_L(\bar{X}) \geq C_{L0}$$

여기서 C_L 과 C_D 는 각각 양력계수와 항력계수를 나타내고, C_{L0} 는 양력계수의 초기 값이다. 설계조건은 마하수가 0.84 이고 받음각이 3.06° 이다.

2.3 유체흐름 해석 코드

유체흐름 해석은 계산시간이 비교적 짧으나 압축성 특징을 여전히 잘 나타내는 오일러 방정식을 사용하였다. 오일러 방정식은 유동의 박리가 없는 천음속 영역의 약한 충격파를 잘 묘사 할 수 있으며, Navier-Stokes 방정식에 비하여 간단하며 상대적으로 계산시간이 훨씬 작기 때문에 시간이 많이 걸리는 수치최적화에 사용하기가 유리하다

사용한 코드는 2차 정확도의 TVD 풍상차분법과 다중격자기법 및 DADI(Diagonalized ADI) 기법을 사용하고 있다[16]. 그림 1은 계산에 사용한 격자를 보여 주고 있는 데, O-H 형으로 크기는 $129 \times 33 \times 33$ 이다.

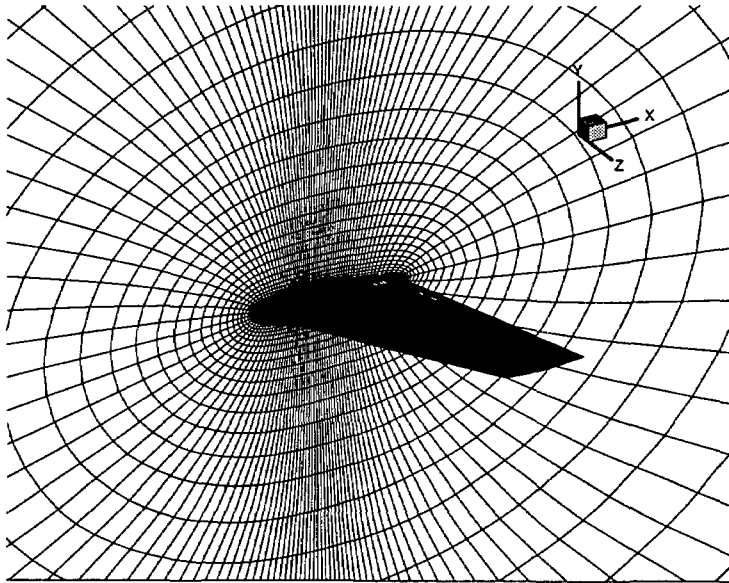


그림 1. 유동해석을 위한 격자계($129 \times 33 \times 33$)

2.4 수치최적화 기법

수치최적화는 범용 최적화 프로그램인 DOT[17]를 사용하였다. 제약최적화 문제를 위해 수정유용방향법(Modified Feasible Direction Method)의 방향탐색과 다항식 보간법(Polynomial Interpolation)의 일차원 탐색 알고리즘으로 사용하였다.

3. 병렬처리시스템 구성

3.1 하드웨어 구성

본 연구에서는 비용의 제한으로 인하여 병렬처리의 효과를 확인하는 정도를 연구의 목표로 삼았으며, 이를 위하여 많은 노드를 구성하지는 못하고, 하나의 서버와 2개의 노드, 총 3개의 CPU로 구성된 PC 클러스터를 구성하였다. 각 노드별 하드웨어 사양은 표 1과 같다. 운영체제는 RedHat Linux 7.1, Kernel 2.4.2를 사용하였고, 병렬통신을 위한 라이브러리로 LAM-MPI 6.5.4를 사용하였다.

표 1. PC 클러스터의 하드웨어 사양

	Node 1(Server)	Node 2	Node 3
CPU	Intel P3-650MHz	Intel P3-800MHz	Intel P3-800MHz
RAM	128Mbyte	128Mbyte	128Mbyte
LAN	3COM 100M	3COM 100M	3COM 100M
HUB	Level One 8 port 10/100 switching HUB		
HDD	20 GigaByte	2 GigaByte	2 GigaByte
OS	RedHat Linux 7.1, Kernel 2.4.2		

서버와 노드간의 통신 부하를 줄이기 위하여 전 노드 디스크보유(Disk on every node) 방식을 사용하였다. 하드디스크 시스템의 논리적인 구조형태로서 일부공유(share something ; local partition + NFS partition)를 채택하여 서버의 홈 디렉토리를 공유하는 방식으로 노드에서의 디스크 공간을 확보하였으며, NIS로 계정을 서버에서 관리하는 형태로 클러스터를 구성하였다.

클러스터의 네트워크를 구성하기 위하여 서버에서 두 개의 랜 카드로써 공인 IP로 외부 접근이 가능하도록 하였다. 따라서 내부 IP를 사용하여 외부에서는 노드가 보이지 않는 사설네트워크로 설정하였다. 각 노드에서의 게이트웨이는 서버가 되며 노드로의 접근은 서버 접근 후에 텔넷(telnet)으로 접근할 수 있다.

3.2 최적화 알고리즘의 병렬처리

일반적으로 전산유체해석 시 병렬처리는 영역분할(Domain Decomposition)방식을 택한다. 이 방법은 해석하려는 영역을 노드의 수만큼 분할하여 할당(Mapping)하는 방식으로써, 유동해석코드의 내부에 접근하여 해석영역을 분할 수정하여야 한다. 그러나 다분야 설계최적화와 같이 여러 분야가 동시에 최적화에 참여하게 될 경우는 각 분야별 해석코드를 따

로 병렬처리 하는 것은 상당히 복잡하며, 많은 시간과 노력이 소요되는 일이다. 그러므로 본 연구에서는 향후 이와 같은 다분야 설계최적화에도 쉽게 적용될 수 있도록 하기 위해 유동해석 부분은 순차계산방식 그대로 보전하고, 대신에 수치최적화 알고리즘 자체를 병렬 처리하는 방식을 택하였다(그림 2). 최적화 알고리즘에서 민감도는 유한차분으로 계산하며, 이를 위해 설계변수의 개수만큼 전산유체해석을 반복하게 되는 데, 이 과정을 분산 처리하도록 하였다. 수치최적화의 대부분 시간은 이 민감도해석에 소요되므로 특히 설계변수의 수가 많을 경우 이와 같은 분산 처리는 상당한 계산시간의 감소를 가져올 수 있다. 이 방법은 또한 설계최적화과정의 구성요소인 해석코드들은 전혀 수정하지 않고 블랙박스처럼 사용하면서도 병렬처리가 가능하기 때문에 다양한 설계최적화 문제에 대해 쉽게 적용이 가능하다는 장점을 지니게 된다.

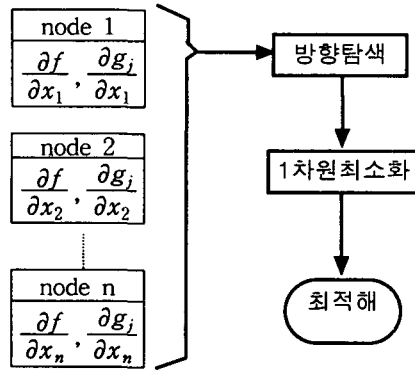


그림 2. Gradient-based Optimization 알고리즘의 병렬처리

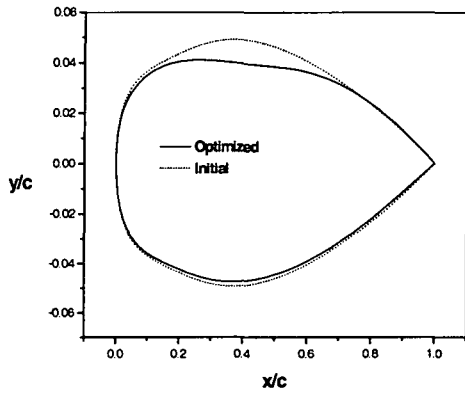
4. 설계 결과

표 2는 설계최적화 결과를 보여준다. 총 5번의 설계반복으로 수렴하였으며(그림 6), 양력 제약조건을 만족하면서 웨이브항력은 약 28% 정도 감소하였다. 설계결과는 단일 노드를 사용한 순차계산의 결과와 완전히 일치하였다.

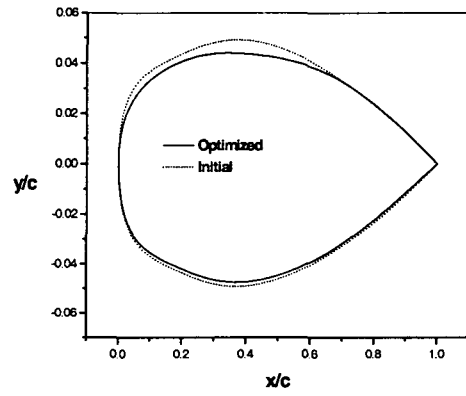
표 2. 설계최적화 결과

구 분	C_D	C_L
초기설계(ONERA M6)	0.01549	0.35271
최종설계	0.01119	0.35242

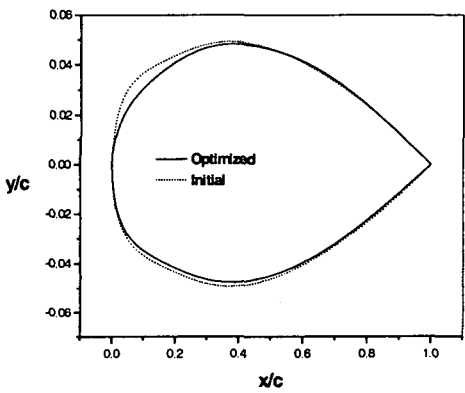
그림 3은 최적화된 날개의 단면형상을 보여주고 있으며, 그림 4는 해당 단면위치 별 표면 압력분포를 보여주고 있다. 초기설계에서 보이던 이중 충격파가 웨이브항력 최소화 이후 거의 사라졌음을 볼 수 있다.



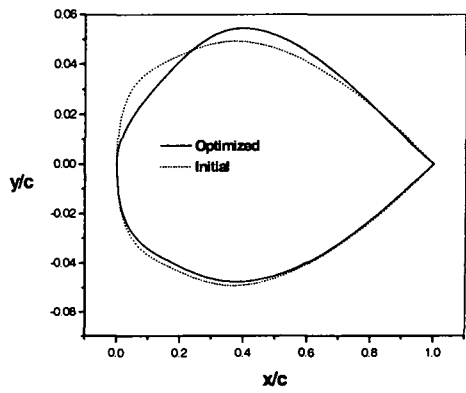
(a) 0% semi-span(root)



(b) 31% semi-span

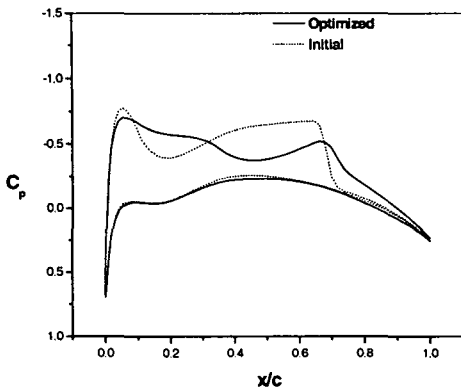


(c) 63% semi-span

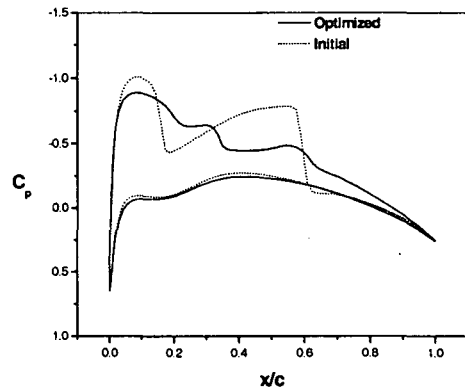


(d) 100% semi-span(tip)

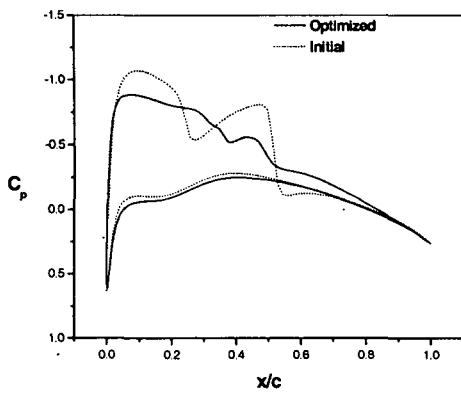
그림 3. 설계최적화 된 날개의 단면형상



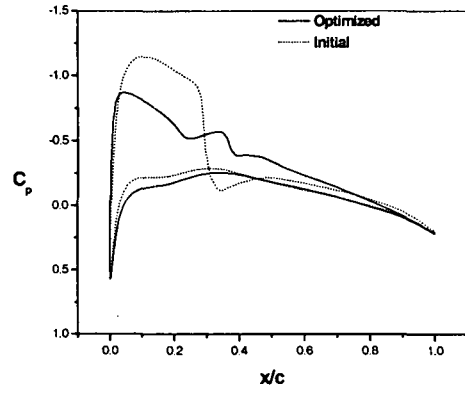
(a) 0% semi-span(root)



(b) 31% semi-span



(c) 63% semi-span



(d) 100% semi-span(tip)

그림 4. 설계최적화 된 날개 단면의 압력분포

그림 5는 초기설계와 최종 설계된 날개의 윗면에서 등 압력선을 보여주고 있다. λ 충격파의 강도가 완화되고 있음을 확실히 볼 수 있다.

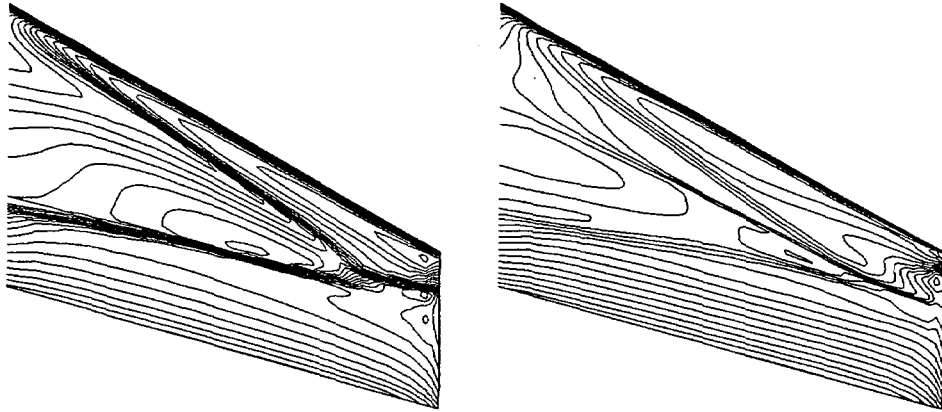
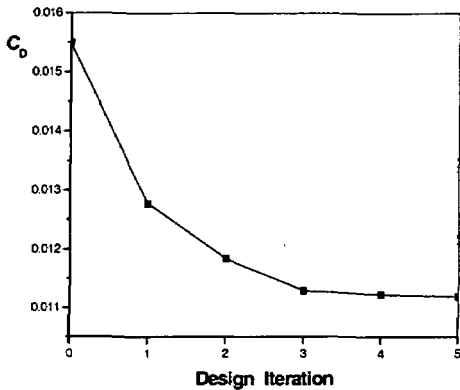
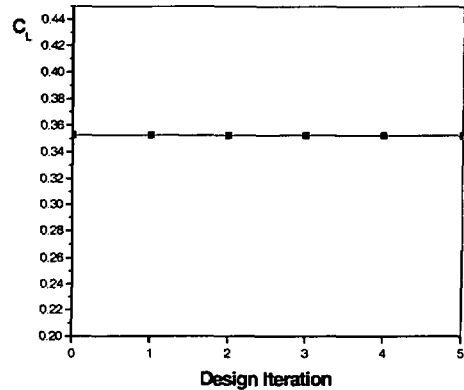


그림 5. 초기(왼쪽) 및 최종설계 날개(오른쪽) 윗면의 등 압력선

그림 6은 설계최적화 과정의 수렴과정을 보여주고 있다. 총 5번의 설계반복 후에 목적함수의 감소 추세가 멈추어 거의 수렴하였음을 알 수 있고, 설계반복 중에도 제약조건의 경계에서 설계가 항상 이동하고 있음을 볼 수 있다.



(a) 목적함수의 수렴과정



(b) 제약조건의 수렴과정

그림 6. 설계최적화 수렴과정

표 3은 병렬처리에 대한 효과를 보여주고 있다. 한 개의 노드만 사용하여 순차적으로 설계최적화를 수행하였을 때보다 3개의 노드를 사용하여 병렬처리 하였을 때가 약 2.4 배 정도 속도가 빨라졌다. 그러나 여기에는 순차설계를 진행한 첫째 노드(서버)의 CPU가 나머지 두 노드의 CPU 보다 클럭 속도가 약간 늦기 때문에 순차설계시간은 상대적으로 조금 더 소요되고 이로 인해 병렬화 알고리즘에 의한 speed-up 은 상대적으로 이보다 약간 더 감소할 것으로 예상된다.

표 3. 설계최적화 소요시간 (5 iterations)

계산시간 (min)	speed-up	사용 node
1,522	1	node 1 : 650 MHz
641	2.4	node 1 : 650 MHz, node 2, 3 : 800MHz

5. 결론

3차원 천음속 날개의 공력형상 설계최적화를 위하여 저렴한 비용의 PC 클러스터를 제작하였다. 24개의 설계변수를 가진 3차원 천음속 날개의 항력최소화 문제를 해석하는 데 이 시스템을 적용하였다. 유동장 해석을 위해 오일러 코드를 사용하였고, 영역분할방식의 유동장 병렬처리 해석 대신에 수치최적화 알고리즘 중 민감도를 계산하는 부분을 병렬 처리하였다. 설계결과는 단일 노드를 사용한 순차계산의 결과와 동일하였으며, 설계시간은 크게 감소하였다.

본 연구의 결과로 PC 클러스터를 사용할 경우에 전산유체해석을 이용한 수치 형상설계 최적화의 효율성은 크게 향상되는 것을 확인할 수 있었다. 3개의 노드를 가진 간단한 PC 클러스터로도 상당한 성과를 거둘 수 있었으므로, 연구비용 면에서 항상 상대적으로 열악한 위치에 있는 대학에서 앞으로 수치최적설계 분야의 연구방향을 제시하는 데 본 연구가 좋은 길잡이가 될 것으로 생각된다. 또한 향후 아주 저렴한 비용의 추가 연구투자로 우수한 성능을 갖춘 PC 클러스터를 구성할 수 있으며, 이를 이용하여 보다 복잡하고 정교한 전산해석 기법을 사용한 형상 최적설계 연구로 쉽게 옮겨 갈 수 있는 바탕이 마련되었다.

참고문헌

1. Beowulf Project at CESDIS, <http://beowulf.gsfc.nasa.gov>
2. Wook, D. S., "Linux Helps Bring Titanic to Life", Linux Journal, Feb. 1998. & <http://www.ssc.com/lj/issue46/2494.html>
3. Top 500 supercomputers list, <http://www.top500.org/top500.list.html>
4. Reuther, J. J., Jameson, J., Alinso, J. J., Rimlinger, M. J. and Saunders, D., "Constrained Multipoint Aerodynamic Shape Optimization Using an Adjoint Formulation and Parallel Computers, Part 1", Journal of Aircraft, Vol. 36, No. 1, pp. 51-60, Jan-Feb 1999.
5. Reuther, J. J., Jameson, J., Alinso, J. J., Rimlinger, M. J. and Saunders, D., "Constrained Multipoint Aerodynamic Shape Optimization Using an Adjoint Formulation and Parallel Computers, Part 2", Journal of Aircraft, Vol. 36, No. 1, pp. 61-74, Jan-Feb 1999.
6. 권세오, 전민수, 김동승, "스위치형 이더넷에 기반한 PC클러스터 제작법", 고려대학교 컴퓨터구조·병렬컴퓨팅 연구실 연구회지, 제 10권 1호, pp. 41-45, 1999.

7. 성춘호, 권장혁, “병렬처리 기법을 이용한 3차원 날개의 공력 최적설계”, 한국항공우주학회지, 제 28권, 4호 pp. 1-8, 2000. 6.
8. Vanderplaats, G. N. and Hicks, R. M., “Numerical Airfoil Optimization Using a Reduced Number of Design Coordinates”, NASA TM X-73151, July 1976.
9. Vanderplaats, G. N., “Approximation Concepts for Numerical Airfoil Optimization”, NASA TP 1370, 1979.
10. Joh, C.-Y., Grossman, B. and Haftka, R. T., “Efficient Optimization Procedures for Transonic Airfoil Design”, proceedings ASME Winter Annual Meeting, AD-Vol. 16, Computational Structural Mechanics and Multidisciplinary Optimization, editor : Grandhi, Stroud and Venkayya, Book No. H00534, Dec. 1989, pp. 67-76.
11. Jameson, A., “Aerodynamic Design via Control Theory,” Journal of Scientific Computing, Vol. 3, pp. 233-260, 1988.
12. Burgreen G. W. and Baysal, O., “Three-dimensional aerodynamic shape optimization of Wing Using Sensitivity Analysis”, AIAA Paper 94-0094, Jan. 1994.
13. Gropp, W., Lusk, E. and Skjellum, A., “Using MPI: Portable Parallel Programming with the Message-Passing Interface”, The MIT Press, 1994.
14. Hicks, R. M. and Henne, A. P., “Wing Design by Numerical Optimization”, AIAA Paper 77-1247, Aug. 1977.
15. 이형민, 조창열, “Navier-Stokes 방정식을 이용한 천음속 익형의 설계최적화 연구”, 한국전산유체공학회 춘계학술대회논문집, pp.177-185, 대전롯데호텔, 1999. 5. 28.
16. 박수형, 성춘호, 권장혁, “2차 upwind TVD 기법을 이용한 효율적인 다중격자 DADI 기법”, 한국항공우주학회지, 제26권, 제7호, pp.28-36, 1998
17. Vanderplaats, G. N. and Hansen, S. R., “DOT Users’ Manual”, VMA Engineering, 1989.