

CFDS 코드의 효율성 개선

김 재 관^{*1}, 이 정 일^{*1}, 김 종 암^{*1}, 홍 승 규^{*2}, 이 광 섭^{*2}, 안 창 수^{*2}

Efficiency Enhancement of CFDS Code

J. G. Kim, J. Lee, C. Kim, S. K. Hong, K. S. Lee, C. S. Ahn

The numerical analyses of the complicated flows are widely attempted in these days. Because of the enormous demanding memory and calculation time, parallel processing is used for these problems. In order to obtain calculation efficiency, it is important to choose proper domain decomposition technique and numerical algorithm. In this research we enhanced the efficiency of the CFDS code developed by ADD, using parallel computation and newly developed numerical algorithms. For the huge amount of data transfer between blocks non-blocking method is used, and newly developed data transfer algorithm is used for non-aligned block interface. Recently developed RoeM scheme is adopted as a spatial difference method, and AF-ADI and LU-SGS methods are used as a time integration method to enhance the convergence of the code. Analyses of the flows around the ONERA M6 wing and the high angle of attack missile configuration are performed to show the efficiency improvement.

Key Words: CFDS 코드, 병렬처리, 정보교환 기법(Message Passing Technique), 수렴성

1. 서 론

80년대 이후 전산유체역학은 꾸준히 발달되어, 압축성 및 점성 효과를 구현할 수 있게 되었고 난류유동 및 화학반응을 포함하는 복잡한 실제 유동을 예측할 수 있게 되었으며, 컴퓨터 성능의 발달에 맞추어 해석 규모도 확장되었다. 전산 유체역학의 해석 규모가 커짐에 따라, 복잡한 3차원 물체를 해석하는 것이 일반화 되어가고 있으나, 이러한 문제를 해석하는 과정에서 1차원에서 개발되어 2, 3차원에 확장 적용된 풍상(upwind)차분 기법들의 한계들이 보고되고 있으며, 많은 격자로 인한 막대한 기억용량과 계산 시간이 요구되고 있다. 이러한 풍상(upwind)차분 기법들의 한계를 극복하고 효율적인 계산을 위해서

는 새로운 알고리즘 개발의 필요성이 대두되었다.

먼저 강건하고 정확한 계산을 위해서는 공간 차분 기법 개발이 중요하다. 현재 수치모사에서 많이 쓰이는 공간차분 기법은 Roe의 FDS 기법과 같은 FDS(Flux Difference Splitting)계열이다. FDS 계열은 접촉불연속면과 경계층을 모사할 수 있고 높은 정확성을 보장하나, 충격파의 강도가 크고 충격파가 계산격자와 정렬되어 있는 경우, 충격파의 형상이 깨지는 이른바 carbuncle 현상과 충격파 불안정 현상이 나타난다. 현재 아직은 광범위하게 사용되고 있지는 않지만 RoeM[1]과 같은 FDS 계열의 수치기법과 AUSMPW+[2]같은 FVS 계열의 수치기법이 개발되어 carbuncle 현상과 충격파 불안정 현상이 해결되었다.

또 효율적인 계산을 위하여 DDADI, AF-ADI, LU-SGS 같은 내재적 시간적분법이 일반적으로 사용되고 있으며, 최근 PC 클러스터가 널리 보급되면서 병렬 컴퓨터를 이용하여 계산하는 것이 일반화되

*1 서울대학교 기계항공공학부

*2 국방과학연구소

*E-mail : wind77@snu.ac.kr

고 있다. 병렬 계산에서는 영역분할기법(Domain Decomposition Technique)을 기반으로 정보교환 및 수치해석이 이루어지므로 적합한 정보교환기법(Message Passing Technique)과 수치기법을 선택하는 것이 중요하다.

본 연구에서는 병렬기법 및 최신의 수치기법들을 이용하여 국방과학 연구소에서 개발된 CFDS 코드의 효율성을 개선하였다. 이를 토대로 대용량 문제의 효율적인 병렬계산을 위한 기반 연구로써 ONERA M6 wing과 고양각에서 편이 달린 미사일 문제를 해석하였다.

2. 수치기법

2.1 지배 방정식

3차원 압축성 Navier-Stokes 방정식을 지배 방정식으로 사용하였다. 지배 방정식은 계산격자계에서 보존형으로 다음과 같이 나타낼 수 있다

$$\begin{aligned} \frac{\partial \vec{Q}}{\partial t} + \frac{\partial \vec{E}}{\partial \xi} + \frac{\partial \vec{F}}{\partial \eta} + \frac{\partial \vec{G}}{\partial \zeta} \\ = \frac{\partial \vec{E}_v}{\partial \xi} + \frac{\partial \vec{F}_v}{\partial \eta} + \frac{\partial \vec{G}_v}{\partial \zeta} \end{aligned} \quad (1)$$

이 식에서 \vec{Q} 는 보존변수 벡터, $\vec{E}, \vec{F}, \vec{G}$ 는 ξ, η, ζ 방향의 대류 플럭스이며, $\vec{E}_v, \vec{F}_v, \vec{G}_v$ 는 ξ, η, ζ 방향의 점성플럭스이다.

2.2 공간 차분 기법과 시간 적분

대류 플럭스항 계산을 위해 충격과 불안정성을 제거한 RoeM기법을 사용하였다. 이로써 수치기법의 팽창영역에서의 안정성과 비물리적인 팽창충격파를 제거하고 접촉불연속면에서의 정확성을 보장받을 수 있었다.

또한 기존의 CFDS 코드에서 시간 전진기법으로 사용된 DDADI 기법은 일반적으로 Diagonal dominance를 지니고 있으므로 AF-ADI 기법에 비해 Approximate factorization error가 작다. 하지만 실제 안정성 해석을 해보면 조건적으로 안정(conditionally stable)하며, high wave mode error를 잘 없애는 특성을 가지고 있다[3]. 또한 LU-SGS 기

법의 경우 별도의 역행렬을 구하는 과정 없이 대수적 연산만으로 계산을 수행할 수 있어, 각 방향별로 Block Tridiagonal 행렬을 계산해야 하는 ADI 기법에 비해 iteration 당 계산 시간이 현저하게 줄어들게 된다. 반면에 엄밀한 선형화 행렬 대신 근사화된 선형화 행렬을 사용하기 때문에 ADI 기법에 비해 수렴성은 떨어지는 단점을 가지게 된다. 이러한 LU-SGS 기법은 방대한 계산량을 필요로 하는 3차원 점성 유동장의 해석에 많이 사용된다.

또한 높은 Reynolds수에 의해 지배되는 난류 유동장에서 정확한 공력계수 예측하기 위하여 보다 발전된 난류 모델인 Spalart-Allmaras model과 $k-\omega$ SST 적용되었다[4].

2.3 병렬처리 기법

3차원 대용량 문제는 블록 경계에서의 정보 교환이 많아 deadlock이 발생할 수 있다. 이를 방지하기 위해서 MPI_SEND와 MPI_RECEIVE 명령을 이용하는 Non-blocking 기법을 사용하여 시스템메모리의 크기에 상관없이 정보 교환이 이루어지도록 하였다. Multi-block 격자계를 이용하여 계산을 수행하는 과정에서, 복잡한 연결 상태를 대비하여 블록간의 연결 상태가 정렬되어 있지 않아도 자동적으로 정보 교환이 이루어지도록 하였다. 또 두 블록에서 여러 면이 동시에 만나도 정보를 주고받을 수 있는 간단한 알고리즘을 개발하였다. 이러한 방법을 사용하여 복잡한 형상에 대한 병렬 계산을 용이하게 하였다. 그림 1은 임의의 블록의 한 면과 만나는 이웃 블록의 8가지 연결 상태를 나타낸다.

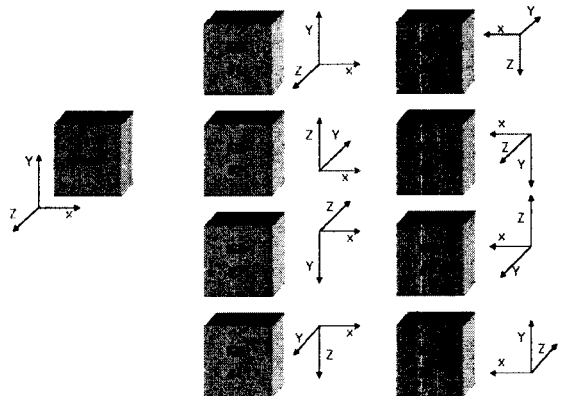


Fig. 1 블록경계

3. 수치해석 결과

3.1 시간적분 기법들의 수렴성 비교

기존의 CFDS code에 적용된 DDADI 기법과 새로 추가된 AF-ADI 기법의 수렴특성을 비교하였다. 그림 2는 RAE 2822 Case9 의 수렴 곡선이다. 그림 3은 동일한 문제에 대해 LU-SGS와 AF-ADI 기법 결과를 비교한 것이다. 그림 2에서 보면 AF-ADI (ver 1.4) 기법을 적용한 경우가 DDADI (ver.1.2) 기법으로 적용한 경우보다 높은 수렴성을 보여 보다 높은 CFL 수를 적용할 수 있으며, AF-ADI에서는 반복계산이 줄어들어 최대 CFL 수를 사용한 경우 전체적으로 계산시간이 1/3로 줄어든다. 그림 3에서 보면 LU-SGS 방법이 수렴성에서는 좋지 않은 결과를 보이고 있으나 iteration 당 시간이 LU-SGS 기법이 약 1/3정도 적게 들어 최대 300%의 성능향상을 보였다.

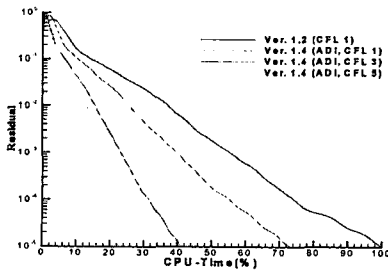


Fig. 2 DDADI와 AF-ADI의 수렴성 비교

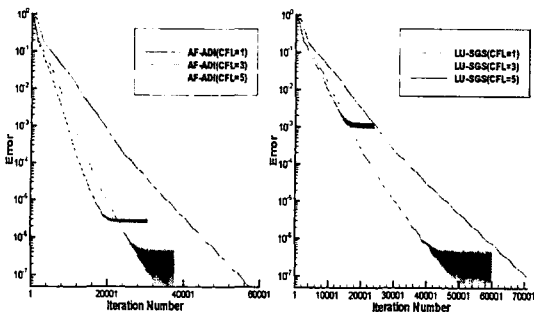


Fig. 3 AF-ADI와 LU-SGS의 수렴성 비교

3.2 병렬계산에 의한 효율성 향상

$M_\infty=2.49$, $AOA=22.5^\circ$ 인 wedge 형상에 대한 수치해석 결과를 바탕으로 CPU time과 계산의 효율성을 살펴보았다. CPU 32개를 계산에 사용하였을 때 효율은 79%로 25배의 계산속도의 향상을 얻을 수 있다. CPU 수가 증가할수록 효율성이 감소하였다.

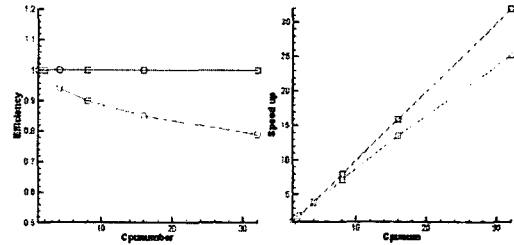


Fig. 4 CPU수 증가에 따른 계산 효율

3.3 계산 결과

3.3.1 ONERA-M6Wing

높은 Reynolds 유동에서 난류를 검증하기 위해서 ONERA-M6 Wing을 CFDS 코드로 해석하였다[5]. 유동 조건은 $M_\infty=0.84$, $AOA=3.06^\circ$ 격자수는 약 30,000개 이며, 8개의 블록을 사용하였다. 그 결과는 그림 5-7이다. Serial 코드의 결과와 Parallel 코드의 결과가 정확하게 일치함을 볼 수 있다. 또한 실험치와 충격파 위치와 압력계수가 잘 일치함을 볼 수 있다. 또한 이 문제의 경우 날개의 윗면과 아랫면 블록들 사이에 여러 면이 동시에 만나도록 격자가 생성된다. 하지만 CFDS 코드에 적용된 자동 데이터 교환 방법을 사용하면 이러한 격자의 특성이 아무런 문제를 일으키지 않는다.

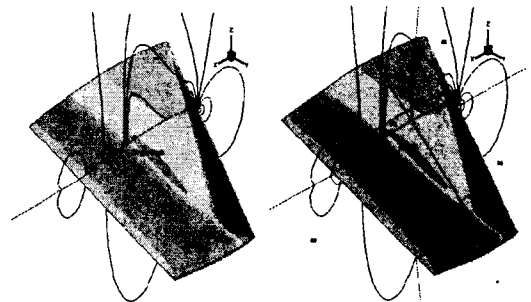


Fig. 5 표면 압력 분포 Serial(L), Parallel(R)

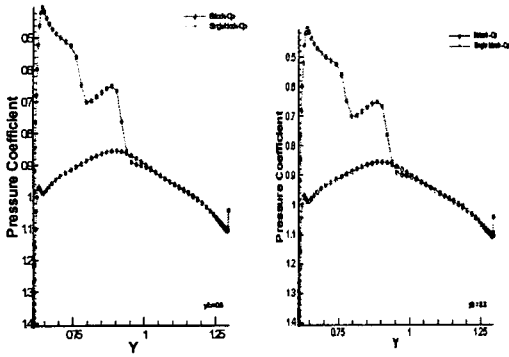


Fig. 6 표면 압력 분포 $y/b=0.6(L), y/b=0.8(R)$

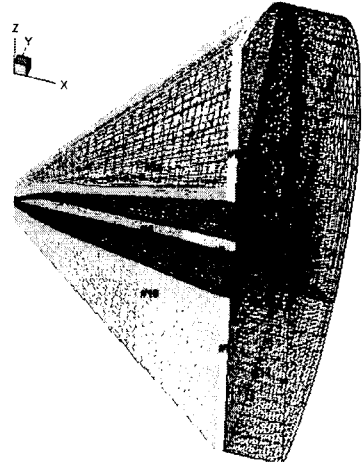


Fig. 8 격자계

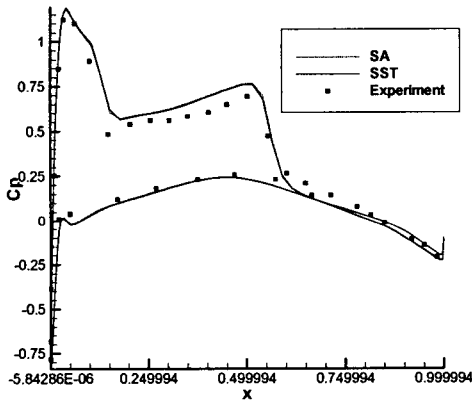


Fig. 7 난류 모델별 압력계수 비교

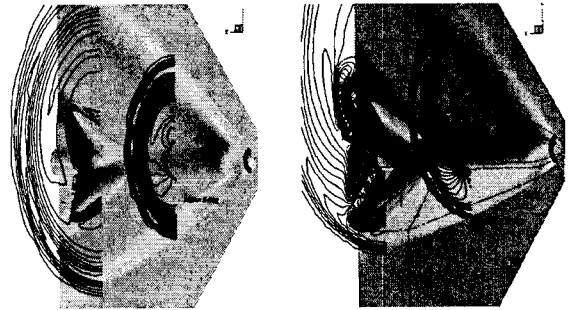


Fig. 9 표면 압력분포(AOA 5, AOA 15)

3.3.2 편이 달린 미사일

유동무기 해석의 기초 단계로써 십자형 편이 달린 미사일 형상을 비점성으로 해석하였다. 유동 조건은 $M_\infty=2.7$, $AOA=5^\circ, 10^\circ, 15^\circ$ 이며 18개의 블록으로 이루어졌다. 그림 8은 계산 격자계이고, 그림 9는 5deg와 15deg에서의 압력분포도이다. 그림 10은 $AOA=0^\circ$ 에서 미사일 표면 압력분포도이다. 그림 11의 바람맞이(windward) 방향의 압력분포는 Sobel[6]의 결과와 비교하였다. 5deg 결과와 10deg 결과가 실험치와 잘 일치함을 볼 수 있다.

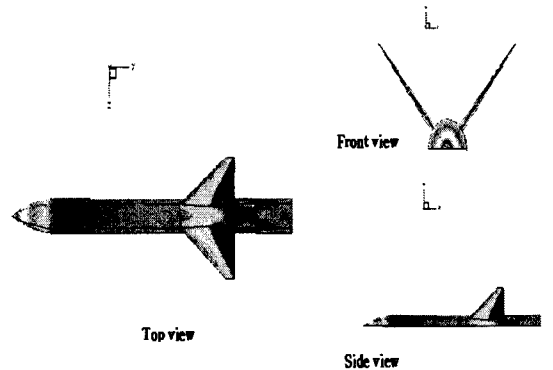


Fig. 10 형상 및 표면 압력분포(AOA 0)

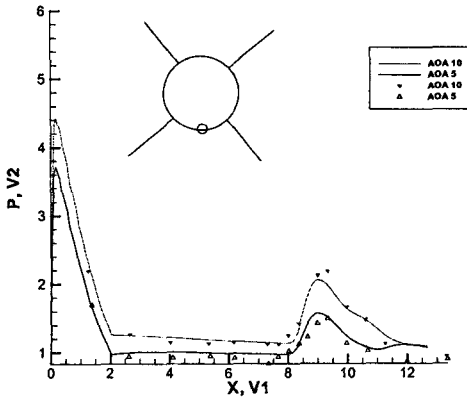


Fig. 11 바람맞이(windward)방향의 표면 압력분포

4. 결 론

본 논문에서는 RoeM 수치기법과 다양한 내재적 시간적분법을 병렬 알고리즘에 결합시켜 CFDS 코드의 효율성을 증대시켰다.

시간적분법으로는 DDADI 대신 AF-ADI 기법과 LU-SGS 기법을 적용하여 수렴성을 향상시켰다. 일반적으로 수렴성이 좋다고 알려져 있는 DDADI 기법은 본 연구에서 사용하는 code의 조합에서는 오히려 AF-ADI에 비해 불안정한 특성을 드러냈다. CPU time을 비교해본 결과 AF-ADI 방법으로 적분을 수행한 결과에 비해 약 3배 정도의 시간을 들이고 있음을 알 수 있다. 이와 함께 LU-SGS 기법을 CFDS 코드에 적용하고 이를 AF-ADI 기법과 비교하였다. 이를 통해 LU-SGS의 경우 수렴성은 AF-ADI 기법에 비해 떨어지지만 Iteration 당 계산 시간은 오히려 AF-ADI 기법의 1/3 수준임을 알 수 있다. 따라서 전체적인 계산 효율은 AF-ADI에 비해 약 1.5배 정도 향상됨을 확인할 수 있다.

또 병렬 계산에서 블록간의 정보 교환하기 위해서 시스템 버퍼 크기에 제한이 없는 Non-Blocking 방법을 사용하였고, 블록간 축이 일치하지 않거나 여러면이 만나는 다중블록격자계를 해석하기 위해서 적절한 정보교환 알고리즘을 개발하였다. CPU 32개를 사용하여 병렬로 계산을 수행한 경우 최대 25배의 계산 속도향상을 보였다.

이 결과를 토대로 대용량 문제의 효율적인 병렬계

산을 위한 기반연구로써 Onera M6 wing과 고양각에서 핀이 달린 로켓 문제를 해석하였고 실험치와 거의 일치하는 해를 얻었다

후기

본 논문은 국방과학 연구소의 "CFD 유동해석의 응용성 증대연구" 과제의 지원을 받아 수행되었습니다.

참고문헌

- [1] Sung-soo Kim, Chongam Kim, Oh-Hyun Rho, and Seung Kyu Hong, 2003, "Cures for the Shock Instability: Development of Shock-Stable Roe Scheme," Journal of Computational Physics, Vol.185(2), pp.342-374.
- [2] Kyu Hong Kim, Chongam Kim, Oh-Hyun Rho, 2001, "Methods for the Accurate Computations of Hypersonic Flows, PART I : AUSMPW+ Scheme," Journal of Computational Physics, Vol.174(1), pp.38-80.
- [3] 홍승규, 이광섭, 1999, "Application of Characteristic Boundary Conditions in the Flux-Difference Splitting Framework," 대한기계학회, pp.141-156.
- [4] Wilcox, D.C., 1993, "Turbulence Modeling for CFD", DCW Industries, Inc., 5354 Palm Drive, La Canada, Calif.,
- [5] 김창성, 2001, "2-방정식 난류모델이 결합된 Navier-Stokes 방정식의 해석및 응용", 서울대학교 공학박사논문, pp.85-92.
- [6] Sobel, D.R., 1984, "Assumption of Three Dimensional Flow Field Code For Application to Wing-Body Configulations," Naval Weapons Center, TP-6746, China Lake, C, Oct..