

J. Korean Soc. Aeronaut. Space Sci. 48(8), 565-571(2020) DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2020.48.8.565 ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

항공기 Wing-box 구조해석을 위한 비선형 쉘 유한요소 및 병렬계산 기법 개발

김혜진¹, 김성환², 홍지우³, 조해성⁴

Nonlinear Shell Finite Element and Parallel Computing Algorithm for Aircraft Wing-box Structural Analysis

Hyejin Kim¹, Seonghwan Kim², Jiwoo Hong³ and Haeseong Cho⁴ Department of Aerospace Engineering, Jeonbuk National University

ABSTRACT

In this paper, precision and efficient nonlinear structural analysis for the aircraft wing-box model is developed. Herein, nonlinear shell element based on the co-rotational (CR) formulation is implemented. Then, parallel computing algorithm, the element-based partitioning technique is developed to accelerate the computational efficiency of the nonlinear structural analysis. Finally, computational performance, i.e., accuracy and efficiency, of the proposed analysis is evaluated by comparing with that of the existing commercial software.

초 록

본 논문에서는 항공기 Wing-box 모델에 대한 비선형 구조해석의 계산을 정확하고 효율적으로 수행하기 위해 병렬계산 알고리즘을 개발하였다. 이를 위해 co-rotation 이론 기반 비선형 쉘 요소 를 적용하였으며 요소기반 분할 병렬계산 알고리즘을 개발하였다. 기 개발 해석은 선행연구결과 및 기존 상용프로그램의 예측결과와 비교하여 정확성을 확인하였으며 병렬계산의 효율성을 분석하 였다. 마지막으로 고세장비 날개 wing-box 구조에 적용하였으며 단방향 공력-구조 결합해석을 수 행하였다.

Key Words : Aircraft Wing-box(항공기 Wing-box), Element-based Partitioning(요소기반 분할), Co-rotational Shell(CR 쉘), Parallel Computing(병렬계산)

Ⅰ.서 론

쉘 형태의 구조물은 다양한 항공우주공학분야에 응용되며 특히 항공기 날개의 wing-box 구조는 쉘 유한요소를 활용하여 비교적 정밀하게 구조물의 형 상을 모사할 수 있다. 하지만 공기력과 열하중과 같 은 동적하중이 작용하는 환경에서 구조물은 기하학 적 비선형적 거동을 나타내며 이러한 비선형적 거동 을 정밀하게 예측하기 위해 비선형 유한요소기법이 요구된다. 또한, 유체-구조 연성해석과 같은 다중 물 리현상 예측으로 해석의 범주를 확장할 경우, 대규모 구조해석의 필요성이 요구된다. 특히 유체와 구조 사 이의 경계 격자를 일치시키는 대응격자기법은 정보 의 손실을 가장 최소화 할 수 있는 방법으로 알려져 있으며 이러한 해석에서 요구되는 유한요소 구조해 석의 자유도는 급격히 증가하게 된다.

^{*} Received : March 24, 2020 Revised : June 22, 2020 Accepted : July 27, 2020

^{1,2,3} Undergraduate Student, ⁴ Assistant Professor

⁴ Corresponding author, E-mail : hcho@jbnu.ac.kr, ORCID 0000-0001-7665-7509

^{© 2020} The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences

비선형 구조해석을 위해 total Lagrangian, updated Lagrangian 기법과 같은 전통적인 비선형 정식화 기 법[1]이 많이 활용되고 있으나, 이러한 기존의 정식화 기법은 요소 자체의 가정에 따라 비선형 확장적용에 상당한 어려움이 따른다. 이에 반해, co-rotational(CR) 정식화 기법은 대변위와 작은 변형률을 갖는 기하학 적 비선형 구조해석 문제에 적합하며, 기존의 선형 유 한요소에 독립적으로 적용 가능하다는 장점이 있다. 즉, 기존 선형요소의 특징을 유지하며 기하학적 비선 형 해석으로 확장 가능하다[2,3]. 이러한 비선형 구조 해석은 반복해법 알고리즘에 따라 구현되며 대용량 해석으로 확장할 경우 상당한 계산비용이 요구된다.

대규모의 유한요소 해석 알고리즘 중 현재까지 가장 많이 적용되는 해석 알고리즘은 FETI(Finite Element Tearing and Interconnecting) 기법이다[4]. FETI 기 법은 Farhat에 의해 정립된 알고리즘으로 유한요소 해석 전체 영역을 겹치지 않는 부 영역으로 나누어 정의하고 Lagrange 승수를 적용하여 각 부 영역 간 공유면에 적합조건을 부여하여 계산을 수행한다. 현 재 제시되는 여러 FETI 기법들은 이러한 부 영역의 연결지점에 대한 변위장을 효율적으로 계산하기 위 한 방법을 제시하는데 역점을 두고 있으며 수학적 복잡성을 내제하고 있다.

FETI 기법의 일반적인 병렬계산 알고리즘은 먼저 각각의 부 영역에 대한 프로세서들이 할당된다. 그리 고 부 영역의 연결지점에 대한 강성행렬과 하중벡터 를 계산하고 영역 간 연속성을 보장하기 위해 연결 지점의 변위장 계산을 수행한다. 마지막으로 연결지 점의 변위 값이 각각의 부 영역에 전달되고 연결지 점의 변위 값에 따른 부 영역의 변위 장을 복원하게 된다[5]. 따라서 다수의 영역으로 분할함에 따라 계 산효율은 증가하게 된다. 하지만 부 영역에서 역행렬 계산을 다수 요구하고 연결지점에 대한 계산을 추가 적으로 수행함에 따라 알고리즘의 복잡성 역시 증가 하게 된다.

본 논문에서는 일반적인 유한요소해석 알고리즘을 최대한 활용하여 요소기반 분할 병렬계산 알고리즘 을 개발하였다. 이 과정에서 전역 강성행렬 정의에 요구되는 계산비용을 최소화하기 위해 압축 행 저장 방식(compressed row storage, CRS)을 적용하였다. 기 개발 병렬 알고리즘을 CR 정식화 기반의 비선형 쉘 유한요소 해석에 적용하였으며 대용량 비선형 구 조해석의 정확성과 계산 효율성을 확인하였다. 이후 고세장비 날개 wing-box 구조에 적용하여 해석의 효 율성과 정확성을 상용프로그램 해석결과와 비교하였 다.

Ⅱ. 해석기법

2.1 CR 정식화 기반 쉘 유한요소



Fig. 1. Coordinate of the CR shell formulation[3]

CR 정식화는 구조물의 전체 거동을 강체 거동과 순수 구조 변형으로 분리하여 기하학적 비선형성을 고려한다. 이때 전체 구조 거동을 CR 좌표계의 도입 으로 순수 구조 변형과 강체 회전거동을 분리한다. 기존의 존재하는 선형의 요소는 순수 구조 변형을 예측함과 동시에 강체거동에 대한 좌표변환행렬을 도입하여 대 변위 기하학적 비선형 해석으로 확장 가능하다. Fig. 1은 CR 정식화 기반 쉘 유한요소에 적용되는 좌표계를 나타낸다.

Figure 1과 같이 쉘 요소에 대한 CR 정식화는 변 형 전 좌표, 변형 후 좌표 그리고 CR 좌표를 포함한 다. 이때 각 좌표 간의 변환을 위해 강체회전 연산자 를 정의한다. 변형 전 좌표와 변형 후 좌표 간 강체 회전 연산자는 전역좌표계에서 정의된 회전자유도를 이용하여 정의하고 CR 좌표와 변형 후 좌표 간 강체 회전 연산자는 국부좌표계에서 정의된 회전자유도를 이용하여 정의할 수 있다.

본 논문에서는 지수행렬로 회전변환을 표현하였으며 3차원 회전자유도에 대한 사교대칭행렬(skew-symmetric matrix) $\tilde{\underline{\theta}}$ 를 이용하여 다음과 같이 나타 낼 수 있다.

$$\underline{\underline{R}} = \operatorname{Exp}(\underline{\tilde{\theta}}) = \underline{\underline{I}} + \frac{\sin\theta}{\theta} \underline{\tilde{\theta}} + \frac{1 - \cos\theta}{\theta^2} \underline{\tilde{\theta}}^2$$
(1)

$$\underline{\underline{T}}_{s}(\underline{\theta}) = \underline{\underline{I}} + \frac{1 + \cos\theta}{\theta^{2}} \underline{\underline{\theta}} + \frac{\theta - \sin\theta}{\theta^{3}} \underline{\underline{\theta}}^{2}$$
(2)

위 식에서 행렬 <u>[</u>는 단위행렬을 나타내며 <u>R</u>과 <u>T</u>_s는 각각 직교회전변환행렬과 변분에 대한 관계행 렬을 나타낸다. 그리고 요소 자유도에 대한 회전 변 환 행렬 <u>E</u>를 행렬<u>R</u>을 이용하여 구성하면 전역좌표 계에서 정의된 내력 벡터와 강성행렬을 도출할 수 있다. 따라서 최종적인 요소의 강성행렬과 내력 벡터 는 Fig. 1에서 정의한 좌표계에 의거하여 식 (3)과 (4)와 같이 나타낼 수 있으며 자세한 정식화는 참고 문헌 [6]에 제시되어 있다.

$$\underline{f}^g = \underline{\underline{E}} \underline{\underline{P}}^T \underline{f}^e \tag{3}$$

$$\underline{\underline{K}}^{g} = \underline{\underline{E}} \Big[\underline{\underline{P}}^{T} \underline{\underline{k}}^{e} \underline{\underline{P}}^{+} \underline{\underline{k}}^{e}_{T} \Big] \underline{\underline{E}}^{T}$$

$$\tag{4}$$

식 (3)과 (4)에서 행렬 <u></u>은는 순수변형에 대한 물리 량을 도출하기 위한 투영행렬을 나타낸다. 이때 투영 행렬 <u></u>은는 전역좌표계에서 정의된 변위를 국부 좌표 계에 대한 미분으로 유도된다. 행렬 은 비선형 기하 강성행렬을 나타내며 <u>f</u>^e와 <u>k</u>^e는 국부요소에 대한 하 중벡터와 강성행렬을 나타낸다.

본 논문에서는 Kosravi에 의해 제안된 면(facet) 쉘 요소를 국부요소[7]로 적용하였으며 OPT(optimal triangle) 평면요소와 DKT(discrete Kirchhoff triangle) 판 요소의 조합(OPT-DKT)으로 정의된다. 기 개발 CR 정식화에 적용한 OPT-DKT 면 쉘 요소는 식 (5)와 같 이 정의된다.

$$\underline{k}_{=}^{e} = \begin{bmatrix} \underline{k}_{m} \int \underline{B_{m}^{T} B^{e} B_{b}} dA \\ \int \underline{B_{b}^{T} B^{e} B_{m}} dA & \underline{k}_{b} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \underline{k}_{m} \underline{k}_{m} \\ \underline{k}_{m} \underline{k}_{m} \end{bmatrix}$$
(5)

식 (5)에서 <u>k</u> 와 <u>k</u> 는 각각 평면요소와 판요소에 대한 강성행렬을 나타내며 <u>k</u> 는 관계행렬을 나타낸 다. 한편, 국부요소의 하중벡터 <u>f</u> 는 국부 변위와 강 성행렬의 곱으로 표현된다.

본 논문에서 적용한 OPT-DKT 면 쉘 요소는 자유 정식화(free formulation) 과정을 바탕으로 하며 요소 의 세장비에 관계없이 면 내, 굽힘 거동을 정확하게 예측할 수 있으며 잠김 현상에서 자유로운 선형 요 소이다. 또한, 식 (5)의 강성행렬 정의는 식 (6)의 변 위 자유도를 따른다.

$$\left\{ \frac{\underline{d}_m}{\underline{d}_b} \right\} = \left\{ \begin{cases} u_1 v_1 \theta_{z1} u_2 v_2 \theta_{z2} \cdots \theta_{z3} \end{cases}^T \\ \{ w_1 \theta_{x1} \theta_{y1} w_2 \theta_{x1} \theta_{y2} \cdots \theta_{y3} \}^T \end{cases}$$
(6)

최종적으로 정립된 CR 정식화 기반의 강성행렬과 내력벡터는 변위자유도에 대한 함수로 표현되며 이러 한 비선형적 문제를 해결하기 위해 Newton-Raphson 반복해법을 적용하였다.

2.2 요소기반 분할 병렬계산 알고리즘

대용량 구조모델의 효율적 병렬계산을 위해 요소 기반 분할 병렬계산 알고리즘을 개발하였다. 일반적 인 유한요소법은 요소의 정식화 후, 이산화된 구조물 을 모사하기 위해 전역강성행렬과 전역하중벡터를 정의하여 해를 도출한다.

$$\underline{\underline{K}}_{G} = \sum_{i=1}^{N_{e}} \underline{\underline{B}} \underline{\underline{K}}^{g} \underline{\underline{B}}^{T}$$
(7a)

$$\underline{f}_{G} = \sum_{i=1}^{N_{e}} \underline{\underline{B}} \underline{f}^{g}$$
(7b)

식 (7)의 행렬 <u>B</u>는 요소 연결성에 따른 Boolean 행렬을 나타내며 연결성에 따라 정의된 행렬을 조합 하여 전역강성행렬 <u>K</u>_C 및 전역내력벡터 <u>f</u>_C를 도출 할 수 있다. 대용량 구조모델에 대한 비선형 계산의 경우, 전역강성행렬의 자유도가 증가함과 동시에 비 선형성에 기인한 요소단위계산이 증가하여 전역강성 행렬 조합에 상당한 계산 비용을 요구할 수 있다.

요소기반 분할은 임의의 영역을 분할하고 부 영역 에 대한 강성행렬을 정의하여 전역강성행렬 조합에 대한 계산 비용을 감소시킨다. 부 영역에 대한 강성 행렬은 각각의 CPU에서 계산되며 전역강성행렬은 MPI(Message Passing Interface) 통신의 집합통신 알 고리즘인 MPI_REDUCE를 통해 정의할 수 있다. 본 논문에서는 전산구조 및 유체역학에서 폭넓게 활용 되는 k-way partitioning 알고리즘 기반의 METIS 라 이브러리[8]를 적용하여 요소기반 분할에 대한 부 영 역을 정의하였다.한편, 대용량 구조모델에 대한 전역 강성행렬은 행렬의 희박도가 증가하여 희박행렬 계 산 알고리즘을 적용하여 계산효율성을 증가시킬 수 있다. 본 논문에서는 압축된 행 행렬 저장법을 이용 하여 메모리 효율성을 보장하였으며 PARDISO[9]를 이용하여 유한요소 지배방정식의 해를 신속하게 계 산한다. Fig. 2는 기 개발 요소기반 분할 병렬계산 기법의 도식을 나타낸다.



Fig. 2. Schematic of the proposed parallel computing algorithm

Ⅲ. 수치해석결과

본 장에서는 기 개발 해석의 정확성 및 병렬성능 을 확인하기 위해 참고문헌[10-12]에서 수행된 선행연 구결과 및 상용프로그램인 ANSYS, MSC/NASTRAN 의 해석결과와 비교 검증하였다. 나아가 고세장비를 갖는 임의의 항공기 날개 wing-box에 대하여 본 논 문에서 제시한 해석을 적용하였고 정확성 및 병렬계 산의 효율성을 확인하였다.

3.1 끝단 전단 하중을 받는 외팔보

본 논문에서 개발한 비선형 정적해석 기법 검증을 위해, 첫 번째 예제로써 끝단 전단 하중 P를 받는 외 팔보의 정적해석을 수행하였다. 해석에 적용된 형상 과 물성은 Fig. 3과 같다. 본 예제에서는 선행연구 [11]와 동일하게 영률(E)과 푸아송 비(v)를 적용하였 으며 외팔보는 Fig. 4와 같이 3절점 삼각형 쉘 요소 를 사용하여 16×1 격자로 이산화였다. 최대 하중에 의해 변형된 형상은 Fig. 4에 나타냈으며, 기하 비선 형적인 거동특성을 보이는 것을 확인하였다.

자유단 끝에서의 전단 하중에 대한 점 A에서의 수 평 및 수직 방향의 변위 결과는 Fig. 5에 나타냈으 며, 해석결과에 대한 정확성 검증을 위해 x방향 끝단 변위 utip과 z방향 끝단 변위 wtip을 고려하였으며 선행연구결과[11]와 비교하였다. 본 예제를 통해 도



Fig. 3. Cantilevered beam subjected to tip shear force



Fig. 4. Deformed beam configuration (P/Pmax=1)



Fig. 5. Load-deflection curves for cantilevered beam

출된 해석결과는 P/Pmax의 값이 1일 때, 선행연구 결과 및 상용프로그램의 예측결과와 비교하여 상대 오차 각각 0.12% 및 0.05% 이내로 잘 일치하였다.

3.2 한쪽이 고정된 원통형 쉘

두 번째 예제로써 점 A에서 하중 P를 받는 원통형 쉘의 비선형 정적해석을 수행하였다. 해석에 적용된 형상 및 물성은 Fig. 6과 같으며 선행연구[11]와 동일 하게 영률(E)과 푸아송 비(v)를 적용하였다. 원통형 쉘은 1/4 형상만 고려하였으며, 3절점 삼각형 쉘 요 소를 사용하여 40×40 격자로 이산화 하였다. 최대 하 중에 의해 변형된 형상을 Fig. 7에 나타내었으며, 기 하 비선형적 거동이 뚜렷하게 나타나는 것을 확인하 였다. 하중 P에 대한 점 A에서 수직 방향의 변위 결 과는 Fig. 8에 나타냈으며, 선행연구결과[11] 및 상용 프로그램 예측결과와 비교하였다. 40×40격자를 사용 하여 모델링한 원통형 쉘의 해석결과는 P/Pmax의 값이 1일 때, 선행연구결과와 비교하여 상대오차 0.08%로 잘 일치하는 것을 확인하였다. 또한, 상용프 로그램인 ANSYS 및 MSC/NASTRAN의 해석결과와 비교하여 상대오차 0.8% 이내로 잘 일치하였다.



Fig. 6. Quarter-cylindrical shell subjected to a concentrated force



Fig. 7. Deformed shell configuration using 40×40 mesh (P/Pmax=1)



Fig. 8. Load-deflection curves for quarter-cylindrical shell

병렬계산의 효율성을 확인하기 위해 총 50,451개의 절점과 총 302,706 자유도를 갖는 250×200 격자를 사 용한 원통형 쉘에 대해서 동일한 해석을 수행하였다. P/Pmax의 값이 1일 때, 동일 격자를 사용한 ANSYS 해석결과와 잘 일치하는 것을 확인하였다.

나아가, 프로세서 수를 1개부터 25개까지 증가시켜 가며 기 개발 해석의 병렬계산을 수행하였다. Fig. 9 는 프로세서 5개 및 25개를 사용했을 때의 분할된 형상을 나타내며 METIS 라이브러리를 이용하여 부 영역을 정의하였다. 또한, 병렬계산에 따른 계산시간 비교 결과를 Fig. 10에 나타내었다.

단일 프로세서를 사용했을 때, 기 개발 해석은 4,230.5초가 소요되었으며 ANSYS 해석과 비교하여 약 31.6% 정도 더 소요됨을 확인하였다. 한편, 프로 세서 수를 증가시킴에 따라 계산시간이 크게 감소하 였다. 19개의 프로세서를 사용하였을 때, 1,017.5초의 계산시간이 소요되었으며, 단일 프로세서를 사용했을 때와 비교하여 약 75% 정도 계산시간 감소를 확인하 였다.



Fig. 9. Partitioned shell configuration (partitioned into 5 and 25 sub-domains)



Fig. 10. Comparison of computational time between the present analysis and ANSYS

3.3 고고도 장기체공 비행기 wing-box

마지막으로 고세장비 날개의 wing-box 형상을 고려 하였다. 본 예제의 wing-box 형상은 MQ-1B Predator 의 주익 형상을 참고하여 모델링 하였고, 기하학적 정 보[13] 및 재료물성을 Fig. 11에 나타냈다. 날개의 익 형은 RQ4 Global Hawk에서 사용된 LRN1015[14]로 가정하였다. Wing-box의 구성요소 중, 리브는 392.8 mm의 간격으로 총 20개이며, 시위의 15%, 43%, 71% 지점에 총 3개의 스파를 고려하였다. 또한, wing-box 의 재료물성은 Aluminum alloy 2024-T3[15,16]으로 가정하였다.

Wing-box에 가해지는 공력 하중을 계산하기 위해 XFOIL을 사용하였으며 받음각 5°에서 시속 150km/h 로 운용조건을 가정하여 공력해석을 수행하였다. 실 제적인 공력 하중을 고려하기 위해 wing-box의 croot 부터 ctip까지 총 20개의 지점에서 공력해석을 진행 하였다. 스팬 방향 2.5% 지점(Station 1)에서의 공력 하중을 Table 1에 나타내었으며, 이때의 값을 기준으 로 도출된 공력하중을 정규화 하여 Fig. 12에 나타내 었다. Wing-box에 작용하는 총 양력, 항력 및 모멘트 는 각각 3,109.8N, 21.534N 그리고 -222.42Nm로 예 측되었다.



Fig. 11. Wing-box model for a high-aspect-ratiowing



Fig. 12. Non-dimensional aerodynamic loads

Table 1. Aerodynamic loads at the Station 1

Lift (N)	224.0
Drag (N)	1.564
Moment (Nm)	-21.58

도출된 공력하중을 Fig. 13과 같이 적용하여 단방 향 공력-구조 결합해석을 수행하기 위해, 3절점 삼각 형 쉘 요소를 사용하여 총 51,723개의 절점과 총 310,338개의 자유도를 갖도록 모델링 하였다. 단방향 공력-구조 결합해석 결과, 변형된 형상을 Fig. 14에 나타내었다. 해석결과에 대한 정확성을 검증하기 위 해 점 A, B, C, D, E에서의 X축 방향(시위 방향) 및 Z축 방향의 변위를 고려하였으며, NASTRAN 해석 결과와 비교하였다. 날개 끝단인 점 E 위치에서 X축 방향 및 Z축 방향의 변위는 각각 상대오차 2.6% 및 3.3% 이내로 잘 일치하는 것을 확인하였다.

다음으로 본 논문에서 제시한 병렬계산 기법을 적 용하여 기 개발 해석의 계산 효율을 확인하였다. Fig. 15는 19개의 프로세서를 사용하였을 때의 분할 된 형상을 나타내며, METIS 라이브러리를 통해 요소 기반 분할에 대한 부 영역을 정의하였다. 병렬계산의 효율성을 확인하기 위해 프로세서 수를 1개부터 25 개까지 증가시켜가며 소요된 계산시간을 비교하였다 (Fig. 16). 단일 프로세서를 사용했을 때, 기 개발 해 석은 2,437.4초가 소요되었고 프로세서 수를 증가시킴



Fig. 13. Boundary condition and aerodynamic loads subjected to the present wing-box



Fig. 14. Comparison of X- and Z-directional displacement between NASTRAN and the present results

에 따라 계산시간이 크게 감소됨을 확인하였다. 특히, 19개의 프로세서를 사용하였을 때, 595.6초의 계산시 간이 소요되었으며, 단일 프로세서를 사용했을 때와 비교하여 약 75%의 계산시간 감소를 확인하였다.



Fig. 15. Partitioned wing-box configuration (partitioned into 19 sub-domains)



Fig. 16. Computational time with respect to the number of processors

Ⅳ.결 론

본 논문에서 항공기 Wing-box 모델에 대해 정확하 고 효율적인 비선형 구조해석을 수행하기 위해 corotation 이론 기반 비선형 쉘 요소와 요소기반 분할 병렬계산 알고리즘을 통합한 기법을 개발하였다. 기 개발 해석의 정확성을 확인하기 위해 선행연구의 비 선형 정적해석 예제를 수행하여 선행연구결과 및 상 용프로그램 해석결과와 비교하였고, 프로세서 수에 따른 계산시간을 비교함으로써 병렬계산에 따른 효 율성을 확인하였다. 비선형 정적해석 예제에서 변위 결과는 상대오차 0.12% 이내로 잘 일치하였음을 확 인하였다. 또한, 병렬계산에 따른 계산시간 비교결과, 약 75%의 계산시간 감소를 확인하였다. 나아가, 고세 장비 날개의 wing-box 모델을 고려하여 단방향 공력 -구조 결합해석을 수행하였다. 상용프로그램의 해석 결과와 비교하여 상대오차 3.3% 이내로 잘 일치하였 다. 앞선 예제와 마찬가지로 단일 프로세서를 사용했 을 때 요구되는 계산시간과 비교하여 약 75%의 계산 시간 감소를 확인하였다. 이를 통해 기 개발 해석의 정확성 및 병렬계산의 효율성을 확인하였다. 한편, 사용된 프로세서 수가 20개 이상일 때, 병목현상이 발생하였다. 향후 이러한 병목현상을 개선하기 위해 알고리즘을 수정 및 보완할 예정이다.

후 기

본 연구는 2020년도 정부(과학기술정보통신부)의 재원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행된 연구 (No.2020R1C1C1006006)이며, 해석수행에 도움을 주 신 서울대학교 신상준 교수님께 감사드립니다.

References

1) Bathe, K. J., Ramm, E. and Wilson, E. L., "Finite Element Formulations for Large Deformation Dynamic Analysis," *International Journal for Numerical Methods in Engineering*, Vol. 9, 1975, pp. 353~386.

2) Rankin, C. C. and Nour-Omid, B., "An Element-independent Corotational Procedure for the Treatment of Large Rotations," *ASME Journal of Pressure Vessel Technology*, Vol. 108, No. 2, 1989, pp. 165~175.

3) Felippa, C. A. and Haugen, B., "A Unified Formulation of Small-Strain Corotational Finite Elements: I. Theory," *Computational Methods in Applied Mechanics and Engineering*, Vol. 194, 2005, pp. 2285~2335.

4) Farhat, C. and Roux, F. X., "A Method of Finite Element Tearing and Interconnecting and Its Parallel Solution Algorithm," International Journal for Numerical Methods in Engineering, Vol. 32, 1991, pp. 1205~1227.

5) Kwak, J. Y., Cho, H., Chun, T. Y., Shin, S. J. and Bauchau, O. A., "Domain Decomposition Approach Applied for Two- and Three-dimensional Problems via Direct Solution Methodology," *The International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 16, No. 2, 2015, pp. 177~189.

6) Cho, H., Lee, N., Shin, S. J. and Lee, S., "Computational Study of Fluid-Structure Interaction on Flapping Wing under Passive Pitching Motion," *Journal of Aerospace Engineering*, Vol. 32, No. 4, 2019, pp. 04019023.

7) Khosravi, P., Ganesa, R. and Sedaghati, R., "Corotational non-linear analysis of thin plate and shell using a new shell element," *International Journal for Numerical Methods in Engineering*, Vol. 69, No. 4, 2007, pp. 859~885.

8) Karypis, G., "METIS: A Software Package for Partitioning Unstructured Graphs, Partitioning Meshes, and Computing Fill-Reducing Orderings of Sparse Matrices Ver. 5.1.0," University of Minnesota, Minneapolis, MN, 2013.

9) *Intel Math Kernel Library (Intel MKL)* 11.0. http://software.intel.com/en-us/intel-mkl, 2014.

10) Brank, B., Peric, D. and Damjanic, F. B., "On implementation of a nonlinear four node shell finite element for thin multilayered elastic shells," *Computational Mechanics*, Vol. 16, 1995, pp. 341~359.

11) Sze, K. Y., Liu, X. H. and Lo, S. H., "Popular benchmark problem for geometric nonlinear analysis of shells," *Finite Elements in Analysis and Design*, Vol. 40, 2004, pp. 1551~1569.

12) Kee, Y. J. and Shin, S. J., "Structural dynamic modeling for rotation blades using three dimensional finite elements," *Journal of Mechanical Science and Technology*, Vol. 29, No. 4, 2014, pp. 1607~1618.

13) Aldridge, E. C. and Stenbit, J. P., *Unmanned Aerial Vehicles Roadmap* 2002-2027, Office of the Secretary of Defense, Washington, 2002, p. 6.

14) Hicks, R. M. and Cliff, S. E., "An Evaluation of Three Two-Dimensional Computational Fluid Dynamics Codes Including Low Reynolds Numbers and Transonic Mach Numbers," *NASA TM 102840*, 1991.

15) Kaufman, J. G., Introduction to Aluminum Alloys and Tempers, ASM International, 2000, p. 45.

16) ASM Aerospace Specification Metals Inc., "A SM Material Data Sheet," http://asm.matweb.com/ search/SpecificMaterial.asp?bassnum=MA2024T3