

보강된 복합재료 쉘구조물에 대한 좌굴 후 거동해석의 가속화 기법연구

오세희*·김천곤**·김광수***

Accelerating technique of postbuckling analysis for stiffened composites shell structures

Se Hee Oh*, Chun Gon Kim** and Kwang Soo Kim***

Abstract

It is very important that the analysis of postbuckling characteristics for stiffened composite structure. Damage tolerance design concept has been imported in many aerospace structures design to increase the structural efficiency and material failure is an inevitable process in postbuckling behavior. These design concepts are very efficient but consume very much calculation time in analytical process. The proper analysis method for reducing calculation time was researched and the total analysis time was reduced. A selection of proper element, the large load increments in linear response region, and the termination of analysis for unnecessary region were imported in the analysis and about 70 % time reduction was achieved with keeping a high accuracy of results.

Key Words: Postbuckling, Progressive failure, Time reduction, Efficient analysis

1. 서 론

복합재료는 비강성과 비강도가 우수하여 많은 분야에서 활용되고 있다. 특히 경량화를 필수적으로 요구하는 항공우주분야에서 널리 사용되고 있으며, 많은 연구가 진행되고 있다. 복합재료의 대표적 특성인 재료물성의 이방성은 구조설계관점에서 장점으로 활용될 수 있으나 파손원리를 복잡하게 만드는 단점이기도 하다. 복합재료에 연관하여 발생하는 문제점들은 상당부분 해결되었으나, 구조물의 복잡한 좌굴특성 분석에는 많은 개선점이 요구된다. 특히 경량화를 요구하는 구조물에서는 좌굴 후 거동해석이 필수적으로 요구되기도 한다. 좌굴 후 거동해석에는 재료파손이 수반되며, 긴 계산시간이 소요된다.

구조설계 관점에서 계산시간은 전체 효율을 좌우하는 중요한 요구조건이다. 그러나 좌굴 후 거동해석은 기본적으로 비선형해석이며, 상당한 계산시간을 요하는 특성을 지니고 있다. 이로 인하여 기존의 연구들은 선형좌굴특성만을 가지고 구조물의 최적설계를 수행하는 경향이 강하였다. 그러나 경량화를 필수적으로 요하는 항공우주구조물에서는 좌굴 후 특성이 필수적으로 요구되므로 이를 분석하는 것이 필요하다. 따라서 본 연구에서는 재료파손을 고려한 좌굴 후 거동해석에 소요되는 계산시간을 감소시킬 수 있는 기법에 관하여 연구하였다.

2. 보강된 구조물의 좌굴특성

보강된 복합재료 구조물의 일반적인 좌굴특성을 살펴보기 위하여 실험적인 기법과 해석적인 기법을 적용하여 살펴보았다[1]. 한국항공우주연구원(KARI)에서 개발중인 KSLV-1 발사체의 동체 구조물로 적용할 복합재료 보강평판에 대한 좌굴특성을 살펴보았다. 그림 1은 모아레 기법을 적

* 한국과학기술원

** 한국과학기술원

*** 한국항공우주연구원

용하여 관찰한 좌굴모드를 나타내고 있다. 보강재사이에서 큰 국부적인 변형이 발생하는 시점에서 구조좌굴이 발생하는 것을 확인할 수 있었다.

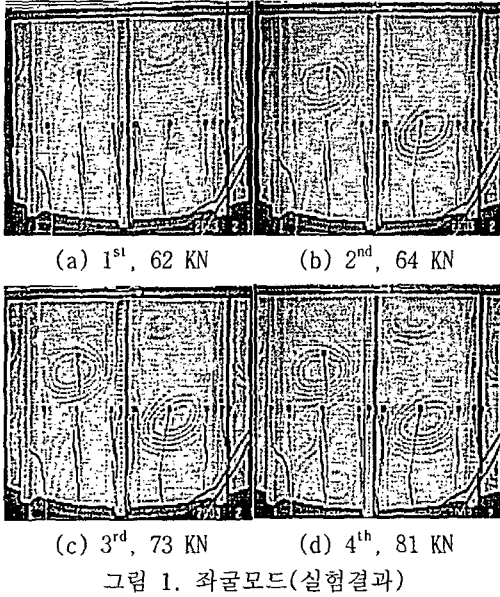


그림 1. 좌굴모드(실험결과)

동일한 모델에 대하여 좌굴 후 거동해석을 수행하였다. 상용프로그램인 ABAQUS를 사용하였고, 좌굴 후 발생하는 재료파손을 고려하기 위하여 점진적 파손해석의 수행이 가능한 사용자 부프로그램 (USDFLD)을 사용하여 재료파손을 고려하였다. 보강재로 인하여 절점 당 6자유도를 지니는 4절점 요소인 S4 요소를 사용하였다[2]. 표 1은 해석시스템에 관한 정보이다. 그림 3은 실험과 해석의 하중변위 곡선을 나타내고 있으며 전반적으로 유사한 거동을 나타냄을 확인할 수 있다.

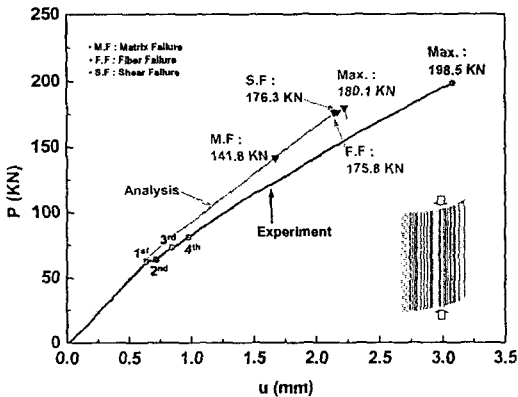


그림 2. 하중변위 곡선(실험 및 해석)

표 1. 해석시스템 정보

FE model data		Calculating system	
# of elements	4131	CPU	Intel P4 2.6GHz
# of nodes	4110	RAM	1 GB

3. 가속화 기법

재료파손을 고려하고 좌굴 후 해석을 수행하면 구조물의 거동을 정확히 파악할 수 있으나 막대한 계산시간이 소요된다. 본 연구에서도 8시간 이상의 시간이 소요되었다. 기존의 연구들은 좌굴 후 거동해석에서 결과의 정확성만을 주요 관심사로 접근하였다. 그러나 구조설계 관점에서 긴 계산시간은 큰 단점으로 작용하므로 좌굴 후 거동해석의 결과를 기초로 구조설계를 수행할 시 이는 보완되어야 할 문제점이다. 따라서 본 연구에서는 보강된 복합재료 쉘 구조물의 좌굴거동해석에서 계산시간을 감소시킬 수 있는 방안을 연구하였다.

3.1 요소변화

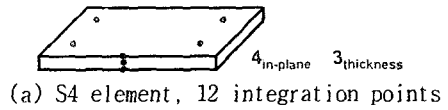


그림 3. S4 요소와 S4R 요소의 적분점 분포형상

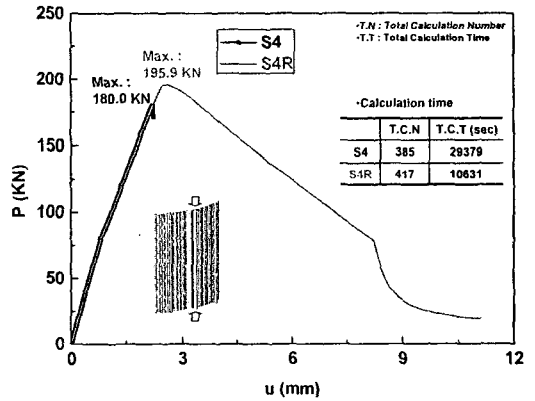


그림 4. 하중변위 곡선(S4 & S4R 요소)

보강된 구조물의 유한요소 해석을 위해서는 절점당 6자유도를 지니는 요소가 필요하다. 따라서 본 연구에서는 S4 요소를 사용하였다. S4 요소는

그림 3와 같이 요소당 적분점이 12개이다. 그러나 면내 적분점의 수를 줄인 S4R 요소는 요소 당 3개의 적분점을 지닌다[3]. 그림 4는 두 요소를 사용한 경우의 하중변위 곡선을 나타내고 있다. 파손부근의 거동을 제외하고는 동일한 경향을 나타내며 최대 하중 또한 10%정도의 차이를 나타내고 있다. 그러나 S4R 요소를 사용한 계산시간은 64% 정도 감소했다. 이와 같이 정확도와 효율을 고려한 적절한 요소의 선택은 매우 중요하다.

3.2 선형구간 분리

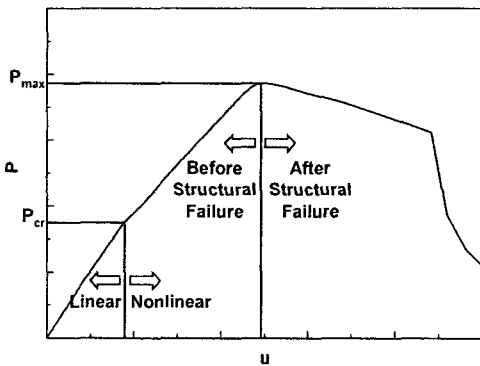


그림 5. 보강 구조물의 일반적 좌굴 거동

그림 5는 보강된 구조물의 일반적 하중변위 곡선을 나타내고 있다. 그림 4에서는 전체 거동에서 2가지의 큰 분기점을 확인할 수 있다. 첫 분기점은 좌굴발생시점의 하중(P_{cr})으로 P_{cr} 이전의 거동은 선형성을 나타낸다. 이러한 거동은 보강된 구조물에서만 나타나는 현상은 아니다. 즉 모든 구조물의 좌굴 이전의 거동은 선형성이 보장되므로 초기 좌굴하중의 예측이 가능하다면 선형구간을 분리하여 적절한 하중증분을 선택하면 매우 빠른 해석의 수행이 가능하다.

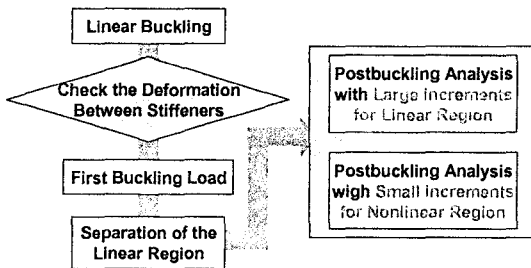


그림 6. 선형거동 분리해석과정

최초 좌굴하중을 평가하는 일은 선형좌굴해석의 수행으로 가능하다. 그러나 보강된 구조물의 자유단에서 초기에 무수한 국소 좌굴모드가 나타

나므로 전체 좌굴모드의 판단이 쉽지 않다[2]. 그림 1에서 확인할 수 있듯이 보강재 사이에서 큰 국부적인 변형이 발생할 경우에 구조물의 좌굴이 발생함을 확인할 수 있었다. 따라서 보강재 사이의 변형발생 여부를 평가하여 좌굴하중을 판단하고 좌굴 후 해석을 수행하였다. 그림 6은 전반적인 해석과정을 나타내고 있다.

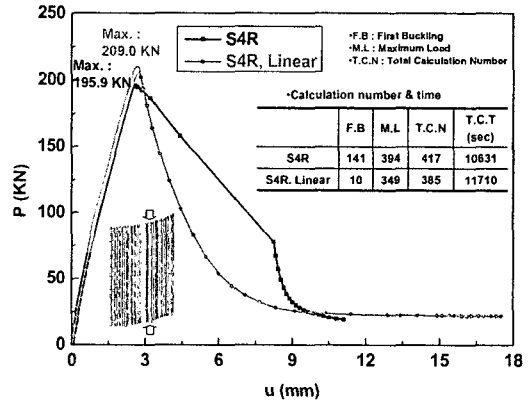


그림 7. 선형거동 분리해석과정

그림 7은 선형구간분리를 적용한 결과를 나타내고 있다. 선형구간을 분리하지 않은 경우에 비하여 최대하중이 10 KN 정도 더 상승하였으나 전반적인 거동은 일치하였다. 그러나 예측되었던 계산시간은 크게 단축되지 않고 오히려 조금 증가한 결과를 나타내었다. 다양한 모델에 적용한 결과에서도 시간의 큰 단축은 나타나지 않았다. 이는 최대하중 이후의 계산에서 막대한 시간이 소요되는 것이 원인이었다. 최초 좌굴이 발생한 시점까지의 계산이 10회 정도로 130회 이상 감소한 반면 최대하중의 계산까지는 50회 정도로 감소하였다. 그러나 선형구간분리해석은 최대하중 이후 50여회 가까운 수치계산을 수행하여 전반적인 효율저하를 유발하였다. 보강된 구조물은 일반적으로 최대하중 이후 추가적인 하중증가가 거의 발생하지 않으므로 이에 대한 해결방안이 필수적이다.

3.3 최대하중이후 거동해석 중단

그림 5에서 추가적인 분기점은 구조물의 최대하중(P_{max})이다. 일반적으로 보강 구조물은 보강재로 인하여 하중감소 후 추가적으로 하중이 증가하는 snap-through현상이 잘 발생하지 않는다. 따라서 P_{max} 이후의 거동해석은 단순히 수치적인 연산이며, 중요한 의미를 지니지 못한다. 또한 P_{max} 이후는 구조파손이 발생하는 단계이므로 구조물의 안정성이나 설계관점에서 중요한 자료를 주는 구간이 아니다. 따라서 최대하중 발생이후의

거동해석은 중단시키는 것이 바람직하다.

본 연구에서는 좌굴해석모듈로서 ABAQUS에서 제공하는 STABILIZE모듈을 사용하였다. 일반적으로 상용프로그램은 사용자들에게 특수화된 종료 조건과 같이 다양화된 모듈을 제공하지 않는다. STABILIZE모듈도 최대하중에 따른 해석 중단조건을 제공하지 않으므로, 본 연구에 적합한 종료프로그램을 구성하는 것이 필수적이었다. 종료프로그램에게 요구되는 또 다른 조건은 시스템의 리소스(resource)를 최소한으로 사용하는 것이다. 종료프로그램이 시스템의 리소스를 과도하게 사용하여 계산시간을 오히려 증가시키는 것을 방지하기 위함이다. 이를 위하여 본 연구에서는 윈도우 기반의 프로그램을 구현하였다. 그림 8과 같이 해석프로그램의 작동은 전혀 간섭하지 않고 외부에서 주기적으로 최대하중만을 평가하므로 시스템의 리소스를 거의 소모하지 않는다.

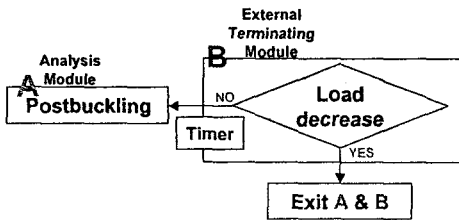


그림 8. 최대하중 중단조건

계산과정 중에 수치적인 문제로 인하여 지지하중이 미세하게 감소하는 경우를 방지하기 위하여 하중감소평가기준에서 안전계수($S.F.$)를 도입하였다. 식(1)과 같이 현재 하중이 최대하중의 안전계수 이하로 내려갈 경우에만 계산을 중단한다. 본 연구에서는 0.9의 값을 설정하였다.

$$P_{present} \leq S.F. \times P_{max} \quad (1)$$

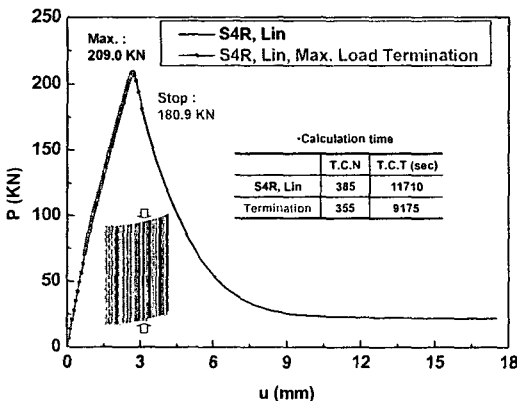


그림 9. 하중변위 곡선(최대하중 중단조건)

그림 9는 최대하중의 90%이하에서 해석이 중단된 결과를 나타내고 있다. 중단시키지 않은 경우에 비하여 40분 이상이 단축되었고, 최초 해석결과에 비하여 70%이상의 시간이 절감되었다.

4. 결론

구조설계 관점에서 보강재가 부착된 복합재료 구조물의 좌굴거동을 분석하는 해석모듈의 특성을 연구였다. 좌굴 후 거동에서 동반되는 재료파손을 고려하여 해석을 수행하였으나, 비선형 해석으로 인한 막대한 계산시간이 소요되었다. 최적설계 관점에서 단점으로 작용되는 이러한 문제점을 해결하기 위하여 다양한 방법을 적용하여 계산시간의 단축을 꾀하였다. 적절한 요소의 선택, 좌굴 이전의 선형구간에 대한 계산횟수 단축, 최대하중 이후의 거동해석에 대한 중단조건 등을 적용하여 8시간 이상에서 2시간 30분으로 계산시간을 단축시켜 70% 정도의 속도향상을 이룩하였다. 또한 실험결과와의 전반적인 정확도도 유지하였다

후 기

본 연구는 한국항공우주연구원의 소형위성발사체(KSLV-I)개발사업의 일환으로 수행되었습니다.

참고문헌

- (1) 오세희, 강지호, 김천곤, "소형위성 발사체 구조물의 효율적인 좌굴 후 거동 해석모듈" 제 4회 우주발사체기술 심포지움, 2003.
- (2) 오세희, 김천곤, 김광수, "보강된 복합재료 셀구조물에 대한 좌굴 후 해석모듈의 특성분석" 춘계복합재료학술대회, 2004.
- (3) ABAQUS Standard User's Manual, Ver. 6.4