

구조 변형을 동반한 비정상 표면 유동해 계산을 위한 준-정상 기법 검증

Verification of Quasi-Steady Method to Calculate Unsteady Surface Flow Properties Accompanied by Structural Deformation

김민수^{1*}, 이남훈¹, 이학태¹, 이승수¹, 김현주²
인하대학교¹ 국방과학연구소²

초 록

항공기 초기 설계 단계에서는 매우 큰 계산 시간을 요하는 고정밀 공탄성 해석을 수행하는 것은 현명하지 못하다. 하지만 플러터와 같은 공탄성적 불안정현상이 발생하면 항공기에 손상을 야기 할 수 있다. 이를 막기 위해 설계초기단계에서 어떠한 형태든 공탄성 해석을 반드시 수행하여야 한다. 따라서 공력, 구조에 대한 축약모델을 구축하고 이를 통합하여 축약 공탄성 해석을 수행하는 방법론을 연구하고 있다. 이 때, 일반적으로 초음속 비정상 압력 분포를 계산하기 위해 준-정상 기법인 피스톤 이론을 사용한다. 하지만 피스톤 이론은 복잡한 유동에 대한 비정상 압력분포를 정확히 모사하지 못한다. 따라서 본 논문은 비정상 유동을 대신하여 정상 Euler 해를 사용하는 준-정상 기법을 검증하고 피스톤 이론 및 비정상 유동해석 결과와 비교한다.

ABSTRACT

It is unwise to use fully-coupled aeroelastic analysis at the early stage of aircraft design because it requires too much computational cost. Aeroelastic instabilities such as flutter, however, can cause serious damage on aircraft if they occur. Some form of aeroelastic analysis at the early stage of design are required in order to prevent the instabilities. So reduced-order models (ROM) for aerodynamics and structural dynamics have been studied as alternatives of fully-coupled analysis. A piston theory has been one of simplified unsteady aerodynamic models. The piston, however, has limited applicability due to its inaccuracy. In this paper, we examine the possibility of a quasi-steady method base on Euler equations as a high speed unsteady aerodynamic model by comparing the results with those of the piston theory as well as unsteady analysis.

Key Words : reduced-order model(축약모델), piston theory(피스톤 이론), quasi-steady(준-정상), aeroelastic analysis(유체-구조 연계해석), supersonic(초음속)

1. 서 론

항공기에 비행 중 발생할 수 있는 플러터와 같은 공탄성 현상은 항공기의 파괴와 같은 큰 위험을 초래할 수 있기 때문에 설계 단계에서 공탄성 해석이 필수적으로 요구된다. 하지만 고정밀 (high fidelity) 공탄성 해석은 지나치게 큰 계산 시간을 요하기 때문에 반복적으로 형상을 바꾸고 해석을 수행해야 하는 초기 설계 단계에서는 효율적이지 않다. 따라서 미국 등의 선진국에서는 공력, 구조 등에 대한 축약모델을 구성하고, 이들을 통합한 공탄성 혹은 열공탄성

해석 프레임워크를 통한 설계 방법론을 연구하고 있다.

미국의 McNamara 와 Cesnik 의 연구팀은 Kriging 및 POD 기법을 사용한 공력, 구조, 열전달 축약모델 생성기법을 연구하였다. (1,2,3,4,5) 또한 같은 연구팀은 각 축약모델을 통합하고, 이를 통해 플러터 해석을 수행한 바 있다. (5,6,7,8) 특히 이들은 공력에 의한 비정상 압력하중에 대한 축약모델을 구축하기 위해 피스톤 이론을 사용하였다. 하지만 피스톤 이론은 복잡한 유동을 동반하는 비정상 압력 분포를 제대로 모사하지 못한다는 단점이 있다. 한편 초음속 유동하의

플러터 현상에서는 유동에 대한 특성시간이 구조변형에 대한 특성시간에 비해 매우 짧기 때문에, 준-정상 상태 가정을 통해 정상 압력 분포를 비정상 압력 분포 대신 사용할 수 있는 가능성을 갖는다. 본 연구는 정상 유동해를 비정상 압력 분포를 대신하여 사용할 수 있는 가능성을 검증하고, 피스톤 이론의 결과와 비정상 해석 결과와 비교하여 더 적합한 축약모델 구성 방법을 찾는 것을 목표로 한다.

2. 관련 이론

2.1 준-정상 기법

일반적으로 초음속 흐름에 놓인 구조물의 경우와 같이, 구조물의 변형과 관련되는 특성 시간에 비해 유동의 특성시간이 상대적으로 짧을 때에 준-정상 기법을 적용할 수 있다. 이를 활용할 경우, 구조물의 운동 혹은 변형을 동반한 비정상 공력 해석을 효율적으로 수행할 수 있다.

준-정상 기법을 적용하여 초음속 비정상 압력 분포를 계산하는 대표적인 기법으로 피스톤 이론이 있다. 한편 정상 Euler 해를 기반으로 구조 변형을 입력으로 하고 그에 대한 정상 유동해를 출력으로 하는 축약모델을 구축하여, 이를 통해 비정상 압력 분포를 정상 압력 분포로 대신하는 기법도 있다.

2.2 피스톤 이론

피스톤 이론은 정상 Euler 해를 기반으로 물체 표면의 변형 및 변형 속도를 고려한 비정상 압력 분포를 계산하는 기법이다. 아래 식 (1)은 3차 피스톤 이론을 정식화 한 것이다.

$$p = p_l + \rho_l a_l^2 \left[\frac{W}{a_l} + \frac{\gamma+1}{2} \left(\frac{W}{a_l} \right)^2 + \frac{\gamma+1}{12} \left(\frac{W}{a_l} \right)^3 \right] \quad (1)$$

이 때 하첨자 l 은 물체 표면에서 정상 Euler 해를 의미하며, p 는 압력, ρ 는 밀도, a 는 음속 그리고 γ 는 비열비를 뜻한다. 한편 W 은 식 (2)와 같이 정의된다.

$$W = \mathbf{V}_l \cdot \delta \mathbf{n} + \mathbf{V}_b \cdot \mathbf{n} \quad (2)$$

이 때 \mathbf{V}_l 은 물체 표면에서 유동의 속도이며, \mathbf{V}_b 는 물체 표면의 변형 속도, \mathbf{n} 는 변형된 물체 표면의 방향이다. 또한 $\delta \mathbf{n}$ 는 식 (3)으로 정의된다.

$$\delta \mathbf{n} = \mathbf{n}_0 - \mathbf{n} \quad (3)$$

이 때 \mathbf{n}_0 는 변형 전 초기 표면의 방향이다. 즉, 비정상 압력 분포 p 는 정상 압력 분포 p_l 에 물체 표면 변형을 고려한 항을 더해 구해진다.

3. 계산 결과

3.1 대칭 원호형 에어포일의 피치 진동 문제

코드 길이의 12% 두께를 갖는 대칭 원호형 에어포일 (Symmetric Circular-arc Airfoil, SCA)에 대해 정상/비정상 Euler 해석을 수행하고 이를 피스톤 이론의 결과와 비교하였다. 이 때, SCA의 피치 진동은 음속으로 무차원화 한 시간에 대해 다음과 같이 정의된다.

$$\alpha = \alpha_0 + \delta \alpha \sin(2M_\infty k t) \quad (4)$$

여기서 α 는 시간에 따른 받음각이며, M_∞ 은 마하수, α_0 는 초기 받음각, $\delta \alpha$ 는 받음각의 진폭, k 는 감쇄 진동수, t 는 무차원 시간이다. 해석에 사용된 초기 받음각은 0도이며, 이 때 받음각의 진폭은 1도, 감쇄 진동수는 0.1이다. 이다. 또한 해석 마하수는 5이다.

Figure 1은 주어진 조건에 대해 정상/비정상 Euler 해석과 피스톤 이론을 통해 얻은 양력 계수를 한 주기에 걸쳐 나타낸 것이다. 여기에 참고 논문⁽⁹⁾의 결과를 함께 도시하여 본 연구 결과의 타당성을 검증하였다. 이를 통해 정상/비정상 Euler 해석과 피스톤 이론의 결과가 모두 잘 일치하고 있음을 확인할 수 있다. 이는 해당 변형이 그리 크거나 복잡하지 않아, 물체 주변에 복잡한 유동이 발생하지 않기 때문에 피스톤 이론이 충분히 비정상 압력 분포를 모사할 수 있기 때문이다.

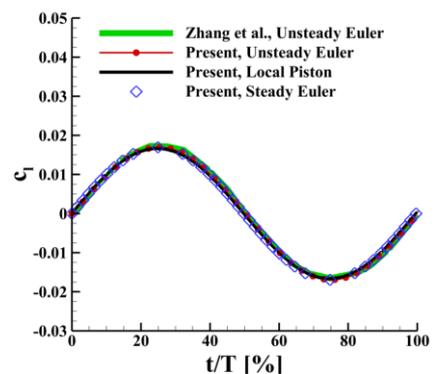


Fig. 1 c_l history of SCA under given condition

3.2 강제 변형이 주어진 평판 문제

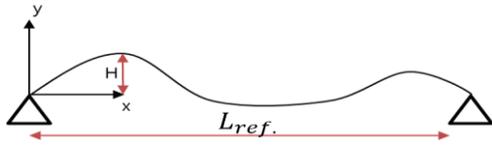


Fig. 2 Definition of the panel geometry

이 절에서는 시간에 따라 복잡한 변형이 존재하는 평판에 대한 비정상 해석을 수행하고 피스톤 이론과 정상 Euler 해의 결과와 비교하였다. Figure 2 에서 볼 수 있듯이 양 끝이 고정된 평판의 시간에 따른 변형을 10 개의 진동 모드를 이용하여 식 (5)와 같이 나타내었다.

$$H(x,t) = \sum_{i=1}^{10} a_i \sin(\pi f t) \varphi_i(x) \quad (5)$$

이때 H 는 위치와 시간에 대한 변형, φ_i 는 i 번째 모드, a_i 는 해당 모드의 최대 진폭, f 는 진동주기를 결정하기 위한 상수이다.

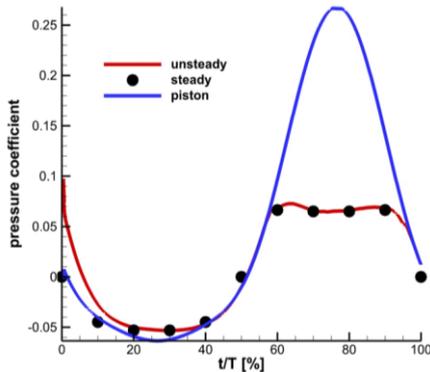


Fig. 3 c_p history of the point on the surface of the panel

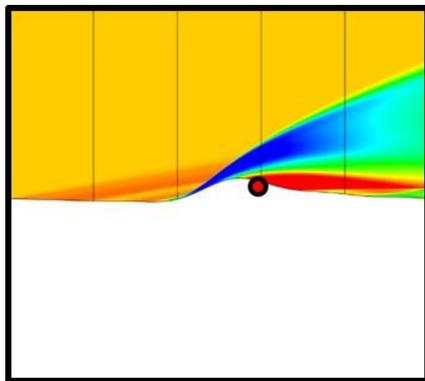


Fig. 4 Mach contour

Figure 3 은 마하수 5 의 흐름 상에서, 임의로

정한 $f = 2.0$, $H_{\max} = 0.05L_{ref}$ 의 변형조건하에, 정상/비정상 Euler 해석과 피스톤 이론으로 계산한 압력계수를 한 주기에 걸쳐 나타낸 것이다. 이 때 도시한 압력 계수는 Fig. 4 에 표시된 지점에 대한 것이다.

이 지점에서는 그림에서 확인할 수 있듯이 충격파와 팽창파가 서로 상호 작용하여 복잡한 유동이 발생한다. 이 경우 앞선 SCA 결과와 다르게 피스톤 이론의 결과가 정상/비정상 Euler 해석 결과와 큰 차이를 보이고 있음을 볼 수 있다. 이는 상대적으로 변형이 크고 복잡한 경우 물체 주변에 복잡한 흐름 현상이 발생하는데, 피스톤 이론은 이 경우 정확한 비정상 압력 분포를 묘사하지 못하기 때문이다. 반면 정상/비정상 Euler 해는 서로 잘 일치하고 있다. 그렇기 때문에 피스톤 이론을 통해 비정상 압력 분포를 계산 하는 것 보다, 시간에 따른 정상 압력 분포에 대한 정보들을 활용하여 비정상 압력 분포를 대체하는 것이 좀더 강건한 준-정상 기법이 라는 것을 확인 할 수 있다.

4. 결론

본 논문에서는 간략한 준-정상 기법인 피스톤 이론과 비정상 압력 분포를 대신해 정상 압력 분포를 그대로 사용하는 준-정상 기법을 비교하였다. 변형이 상대적으로 작고 복잡하지 않은 경우 피스톤 이론은 만족할 만한 결과를 보였으나, 변형이 크고 복잡한 경우에는 피스톤 이론을 적용하기에 무리가 있었다. 정상 Euler 해로 비정상 Euler 해를 대신 하는 기법은 두 경우에 대해 모두 만족할 만한 결과를 보였다.

따라서 향후 연구에서는 Kriging 기법으로 구성된 공력축약모델을 통해 비정상 공력해를 대체할 예정이다. 이 때, 공력축약모델은 구조의 변형과 받음각, 마하수 등의 유동 조건을 입력으로 하고 압력분포를 출력으로 할 것이다. 이를 활용할 경우 공탄성 해석, 혹은 열-공탄성 해석등의 다 물리 결합해석을 필요로 하는 현상에 대한 보다 효율적이고 정확한 해석 프레임워크를 구성할 수 있을 것으로 기대된다.

후 기

본 연구는 방위사업청과 국방과학연구소의 지원으로 한국과학기술원 초고속비행체특화센터에서 수행되었습니다.

참고문헌

- (1) Jack J. McNamara, Adam J. Cullery, Andrew R. Crowlly, 2009, "Aerothermoelastic Modeling Considerations for Hypersonic Vehicles," 16th AIAA/DLR/DGLR International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference.
- (2) Adam J. Culler, Andrew R. Crowlly, Jack J. McNamara, 2009, "Studies on Fluid-Structural Coupling for Aerothermoelasticity in Hypersonic Flow," 50th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference 17th.
- (3) Andrew R. Crowell, Jack J. McNamara, Krista M. Kecskemety, Trevor W. Goerig, 2010, "A Reduced Order Aerothermodynamic Modeling Framework for Hypersonic Aerothermoelasticity," 51st AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials conference 18th.
- (4) Andrew R. Crowell, Jack J. McNamara, 2012, "Model Reduction of Computational Aerothermodynamics for Hypersonic Aerothermoelasticity," AIAA JOURNAL, Vol. 50, No. 1.
- (5) Nathan J. Falkiewicz, 2012, "Reduced-Order Aerothermoelastic Analysis of Hypersonic Vehicle Structures," dissertation of Ph. D. degree, The University of Michigan.
- (6) Jack J. McNamara, Adam J. Cullery, Andrew R. Crowlly, 2009, "Aerothermoelastic Modeling Considerations for Hypersonic Vehicles," 16th AIAA/DLR/DGLR International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference.
- (7) Adam J. Culler, Andrew R. Crowlly, Jack J. McNamara, 2009, "Studies on Fluid-Structural Coupling for Aerothermoelasticity in Hypersonic Flow," 50th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference 17th.
- (8) Adam J. Culler, Jack J. McNamara, 2010, "Studies on Fluid-Thermal-Structural Coupling for Aerothermoelasticity in Hypersonic Flow," AIAA JOURNAL, Vol. 48, No. 8.
- (9) Wei-Wei Zhang, Zheng-Yin Ye, Chen-An Zhang, 2009, "Supersonic Flutter Analysis Based on a Local Piston Theory," AIAA JOURNAL, Vol. 47, No. 10.