

구조동역학 해석 시 유체유동에 의한 외력을 고려하는 방법에 관한 연구

서 석*, 유 흥 희**

Study on a Method of Considering the Fluid Induced External Force in Structural Dynamic Analysis

Seok Seo and Hong Hee Yoo

Key Words : Structural Dynamic Analysis (구조동역학 해석), CFD (전산유체해석), Fluid Induced External Force (유체유동에 의한 외력), Flutter (플러터)

Abstract

A method of considering the fluid induced external force in structural dynamic analysis is presented in this study. The fluid induced pressure distribution around a structure in discrete number of orientation and velocity is calculated by using a CFD code and tabulated as resultant forces and moments in a database. These forces and moments are interpolated and employed as external forces during the dynamic analysis of structure. The reliability and usefulness of the present method is validated by using a simple discrete system example through transient analysis. The flutter speed is obtained and compared to the analytical solution. Comparing to the method in which structural dynamic and fluid flow analyses are performed simultaneously, the present method is very efficient to save computational effort.

1. 서 론

헬리콥터나 터빈의 블레이드와 같은 구조물은 회전운동 시 유체와 상호 연성작용을 일으킨다. 유체 내에서 블레이드의 회전에 의한 압력분포의 변화는 블레이드의 탄성 변형을 일으키고 이 변형은 다시 새로운 유체의 압력분포를 유발한다. 이 같이 유체유동과 구조물의 동적 변형은 서로 영향을 주고받는 관계를 형성하므로 회전운동과 같은 강제운동을 하는 구조물에 대한 설계 시에 그 동적 거동을 파악하려면 유체유동에 의한 외력이 정확하게 고려되어야 한다.

현재 대부분의 경우 구조설계 시 구조동역학

해석과 유체유동 해석은 별도로 이루어져서 그 결과가 반영되며 두 영향을 동시에 고려한 경우로는 유체 유동장 내에서의 구조물의 안정성을 판별하는 플러터 해석이 널리 사용되고 있으며 이에 관한 문헌들은 참고문헌 (1, 2)에 잘 나타나 있다. 그러나 플러터 해석은 구조물이 플러터 속도를 통과하는 경우 얼마만큼의 동적 변형이 발생하는 가 하는 문제에 대해서는 답을 줄 수 없고 이는 오직 과도 해석을 통해서만 해결할 수 있다. 이 경우 앞서 언급한 대로 유체유동과 구조물의 동적 반응은 서로 연성되어 있으므로 이들을 동시에 풀어야 하는데 이 경우 해석에 소요되는 계산시간은 현재 빠른 컴퓨터를 이용한다 하더라도 엄청난 양이다. 따라서 유체유동의 영향을 받는 구조물의 고급 설계를 위해서는 이에 대한 적절한 해결방법이 요망되는 실정이다.

본 연구에서는 블레이드와 같은 구조물에 대해

* 회원, 한양대학교 대학원 기계설계학과

** 회원, 한양대학교 기계공학부

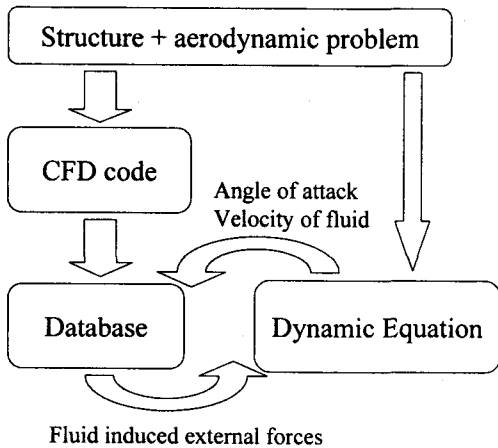


Fig. 1 Treatment of fluid induced external forces

지는 유체유동에 의한 외력을 과도 해석 시 효율적으로 고려하는 방법을 제시하고 이를 간단한 시스템의 해석에 적용하여 이 방법의 타당성과 유용성을 검증하는 것을 연구목표로 한다.

2. 유체유동에 의한 외력의 고려 방법

Fig. 1은 유체유동을 고려한 블레이드형 구조물의 동적 거동을 다루기 위해 본 연구에서 제시된 방법을 개괄하고 있다. 여기서 고려하고자 하는 구조물은 블레이드와 같이 그 단면 형상 정보를 갖는 경우이며 이러한 경우 그 정보를 이용하여 CFD 해석 코드에서 유체의 속도와 받음각에 따른 유체유동 해석을 수행하여 단면 주위의 압력 분포를 구하고 이를 단면 중심에 대한 결과 합력과 모멘트로 변환해 데이터 베이스로 정립한다. 동적 해석 시에는 블레이드의 길이를 따라 각 단면에서의 유체의 속도와 받음각의 정보를 가지고 미리 구성된 데이터 베이스에서 가장 가까운 값들을 택하고 이들을 보간하여 유체유동에 의한 외력을 구하고 이를 동적 거동 해석을 위한 운동 방정식에서 사용한다. 이와 같은 방법을 사용하게 되면 동적 해석 수행 시 시간적분이 진행됨에 따라 반복해서 유체유동 해석을 수행할 필요가 없기 때문에 유체유동 해석과 동적 구조해석을 연성하여 해석하는 방법에 비하여 계산상의 효율성이 상당히 높아지게 된다.

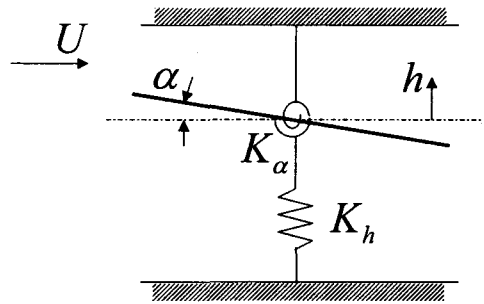


Fig. 2 Typical section aeroelastic system

문제는 이러한 해석 방법이 과연 정확한 해석결과를 줄 것이냐 하는 점이다. 이의 검증을 위해서 본 연구에서는 우선 간단한 2자유도 시스템에 대해 본 방법을 이용하여 과도 해석을 수행하려 한다. 이 시스템의 경우 해석적으로 플러터 속도를 구할 수 있으며 따라서 우선 이 속도에서 과도 해석을 수행해 봄으로써 실제로 플러터 현상이 발생하는지 알아보고자 한다. Fig. 2는 단순한 2자유도 시스템을 보여준다. 이 시스템의 운동방정식은 다음과 같다.

$$\begin{aligned} m\ddot{h} + S_a\ddot{\alpha} + K_h h &= -L \\ I_a\ddot{\alpha} + S_a\dot{h} + K_a\alpha &= M \end{aligned} \quad (1)$$

여기서 h , α 는 수직방향의 변위, 회전 변위를, m , S_a , I_a 는 각각 질량, 정적 불균형(static unbalance), 질량관성모멘트를 나타낸다. K_h 와 K_a 는 병진과 회전 스프링 상수로 블레이드 구조물의 굽힘과 비틀림 강성을 대표한다. 그리고 L 과 M 은 유체유동에 의해 발생하는 양력과 모멘트를 나타낸다. 일반적 Airfoil에 가해지는 양력과 모멘트는 종종 다음과 같이 간단한 식으로 이상화되어 항공우주 구조물의 개념설계 시 사용된다.

$$\begin{aligned} L &= 2\pi q c a \\ M &= 2\pi q c e a \end{aligned} \quad (2)$$

여기서 q 는 동압력(dynamic pressure)을, c 와 e 는 시위길이(chord length)와 무게중심과 공력중심간 거리를 나타낸다. 식 (1)과 (2)에서 플러터속도를 다음과 같은 해석적인 형태로 구할 수 있다. 이 과정은 참고문헌 (3)에 잘 나타나 있다.

$$U_F = \sqrt{2q_F/\rho} \quad (3)$$

여기서 ρ 는 공기의 밀도, q_F 는 플러터가 발생할 때의 동압력으로 그 값은 다음과 같다.

$$q_F = \frac{-\beta_2 \pm \sqrt{\beta_2^2 - 4\beta_1\beta_3}}{2\beta_1} \quad (4)$$

여기서

$$\begin{aligned} \beta_1 &= 4\pi^2 c^2 (me + S_a)^2 \\ \beta_2 &= 4\pi c [2eK_h(mI_a - S_a^2) \\ &\quad - (me + S_a)(mK_a - I_a K_h)] \\ \beta_3 &= (mK_a - I_a K_h)^2 - 4K_h K_a (mI_a - S_a)^2 \end{aligned} \quad (5)$$

여기서 두 개의 q_F 를 얻을 수 있는데, 플러터 현상이 발생하기 위해서 적어도 하나의 q_F 값이 양의 실수이어야 한다. 만일 두 값이 모두 양의 실수이면 작은 값이 임계값이 되고 두 값 모두 양의 실수가 아니면 플러터 현상은 발생하지 않는다. Table 1에 나타난 수치 데이터를 이용해 구한 플러터 속도 $U_F = 1.32$ m/s이다.

다음은 본 연구에서 제시한 방법을 이용하여 앞서 구한 플러터속도 부근에서 동적 거동해석을 수행하였다. 이 때 유체유동에 의한 외력을 위해서는 식 (2)를 이용하여 구한 데이터로부터 데이터베이스를 구성하였다. 이렇게 구해진 데이터베이스와 본논문에서 제시한 방법을 이용하여 Fig. 3은 세 가지 경우의 속도에 대한 수직방향 변위

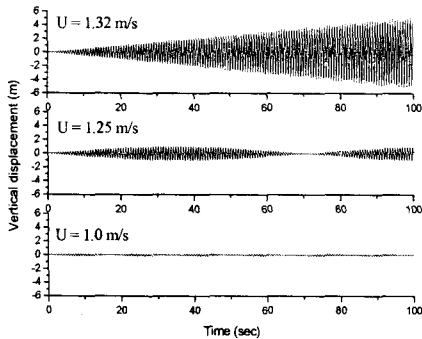


Fig. 3 Vertical displacement near flutter speed (approximated aerodynamic forces)

Table 1. Numerical data of simple system

Notations	Numerical data
m	1.2 kg
I_a	0.1 kg-m ²
S_a	0.0 kg-m
K_h	100.0 N/m
K_a	10.0 N-m
c	1.0 m
e	0.25 m
ρ	1.156 kg/m ³

의 동적 응답을 구한 결과이다. 그림을 보면 해석적인 식으로부터 구한 플러터 속도에서 시스템의 동적 변위가 정확히 발산하는 현상을 관찰할 수 있다. 따라서 이 예제는 비록 단순한 시스템에 대한 경우지만 본 연구에서 제시한 방법이 신뢰성을 갖는다는 것을 잘 보여준다. 앞에서는 본 방법의 신뢰성 검증을 하기 위해 동일한 공력 모델을 통해 (동일한 식 (2)에 근거하여) 공력 데이터베이스를 구성하고 이를 이용하여 해석을 수행한 결과를 살펴보았다. 그런데 실제의 경우 식 (2)는 근사화된 모델이고 정확한 공력 데이터베이스를 구하려면 실제 단면형상에 대해 CFD 해석을 수행하고 여기서 구한 값들을 이용하여 데이터베이스를 구성하고 동적 해석을 수행하게 된

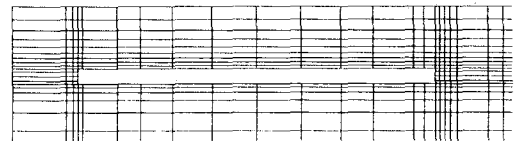


Fig. 4 CFD meshes for the analysis

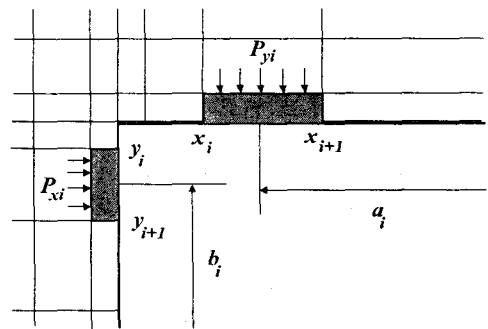


Fig. 5 Pressure distribution at each mesh

다. 이 단계를 설명하기 위해서 본 예제와 같이 평판형 구조물의 유체유동 해석을 위한 격자 모델을 Fig. 4와 같이 생성한다. 이 모델을 가지고 주어진 받음각과 유속에 대해 유체유동 해석을 수행하면 단면 주위의 압력분포를 얻을 수 있다. 그리고 이 결과를 이용하여 단면 도심에 작용하는 결과 합력과 모멘트를 구할 수 있다. Fig. 5는 단면의 좌측 상단 부분을 나타낸 그림으로 각 격자에 작용하는 압력들을 다음과 같은 관계에 의해 결과 합력과 모멘트를 구할 수 있다.

$$L_1 = \sum_i^{\text{좌측면}} P_{xi}|y_{i+1} - y_i| - \sum_i^{\text{우측면}} P_{xi}|y_{i+1} - y_i|$$

$$L_2 = \sum_i^{\text{하단면}} P_{yi}|x_{i+1} - x_i| - \sum_i^{\text{상단면}} P_{yi}|x_{i+1} - x_i|$$

(6)

$$M = \sum_i^{\text{우측면}} P_{xi}|y_{i+1} - y_i|b_i - \sum_i^{\text{좌측면}} P_{xi}|y_{i+1} - y_i|b_i$$

$$+ \sum_i^{\text{하단면}} P_{yi}|x_{i+1} - x_i|a_i - \sum_i^{\text{상단면}} P_{yi}|x_{i+1} - x_i|a_i$$

(7)

여기서 L_1 과 L_2 는 시위 방향의 결과 합력과 그에 수직인 방향의 결과 합력을 나타내고 M 은 모멘트를 나타낸다. 이 식들에서 x 와 y 의 좌표 값은 단면의 도심을 기준으로 한 좌표 값이다. 본 연구에서는 이러한 해석결과를 얻기 위해서 상용 유체유동 해석프로그램인 CFD-ACE를⁽⁴⁾ 사용하였다. 이 과정을 받음 각과 유속을 변화시켜 반복 수행한 후 그 결과를 데이터베이스화하여 이용하게 된다. 이렇게 얻어진 데이터 베이스를 이용하면 이미 해석이 이루어진 단면 형상과 기하학적으로 상사성을 갖는 크기가 다른 단면에 대한 해석결과는 상사성을 만족시키는 범위에서 상사율을 이용한 차원해석을 통해 얻을 수 있다. 비압축성 유동의 경우에 상사성을 결정하는 가장 중요한 무차원수가 레이놀즈수이므로 상사성을 만족시키는 범위라는 것은 이미 해석이 이루어진 경우와 해석을 수행해야 하는 경우들의 레이놀즈수가 같은 범위를 말한다. 따라서 레이놀즈수가 같은 조건이면 양력계수가 같다는 역학적 상사 조건에 의해 식 (8)과 같은 식으로부터 크기가 다른 단면에 대해서도 양력을 얻을 수 있다. 마찬가지로 방법으로 공력 모멘트 계수가 같다는 조건

$$\left(\frac{F_L}{A\rho V^2/2}\right)_{\text{given}} = \left(\frac{F_L}{A\rho V^2/2}\right)_{\text{new}} \quad (8)$$

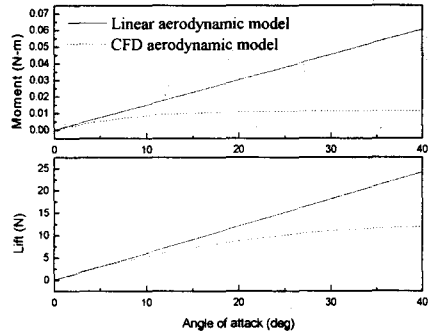


Fig. 6 Comparison of fluid data

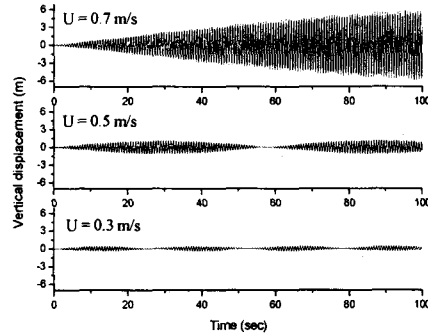


Fig. 7 Vertical displacement near flutter speed (aerodynamic forces obtained by CFD code)

에 의해 공력 모멘트도 얻을 수 있다. 이러한 상사성을 이용한 차원해석을 통해 같은 유동조건을 갖는 얇은 플의 단면에 대하여 유체유동 해석을 반복 수행해야 하는 번거로움을 어느 정도 줄일 수 있다. Fig. 6은 예제에 대해서 유속이 30 m/s 일 때 CFD해석 코드를 이용한 공력 데이터로부터 구한 받음각에 따른 양력과 모멘트를 식 (2)에 의한 결과와 비교하여 보여주며 Fig. 7은 이를 이용하여 수행한 과도해석 결과를 보여주고 있다. 근사화된 공력을 사용한 경우는 플러터 현상이 1.32 m/s 부근에서 발생하였던 반면, CFD 해석 코드를 이용한 공력 데이터를 사용한 경우는 0.7 m/s 부근에서 플러터 현상이 발생하는 것을 알 수 있다. 이를 근거로 플러터 해석 시 공력의 근

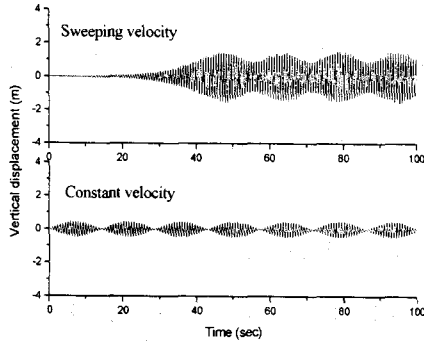


Fig. 8 Vertical displacement sweeping the flutter speed

사화로 인해 해석적으로 구한 값과 실제 플러터 속도가 크게 차이가 날 수 있다는 것을 알 수 있다. 여기서 특히 흥미로운 사실은 Fig. 6과 7의 결과로부터 알 수 있듯이 양력과 모멘트가 더 작음에도 불구하고 오히려 플러터 속도는 더 낮은 값에서 나타난다는 점이다.

마지막으로 Fig. 8은 유체의 속도가 일정하게 증가하여 플러터 속도를 통과할 때의 동적 반응과 속도가 일정할 때의 결과를 비교하여 나타낸 것이다. Fig. 8에서 아래 그래프는 속도가 시간에 대하여 일정하다는 조건을, 위의 그래프는 유체의 속도를 0에서 출발하여 플러터 속도를 35초에 통과한 후 50초에는 1 m/s가 되고 그 이후 1 m/s의 일정한 속도를 유지하는 조건을 부여하여 해석을 수행한 결과이다. 이 결과에서 관찰할 수 있듯이 비록 플러터 속도를 통과하더라도 그 속도 부근에 오래 머무르지 않는다면 동적 불안정성의 문제는 발생하지 않으나 플러터 속도를 통과하지 않을 때보다 증가된 진폭이 상당 주기동안 유지되는 것을 관찰할 수 있다.

3. 결 론

본 연구에서는 블레이드와 같이 유체내에서 운동하는 구조물의 해석 시 유체유동에 의한 외력을 고려하는 방법을 제시하였다. 이 방법에서는 CFD 해석 코드를 이용하여 블레이드의 속도와 받음각에 따른 단면 주위의 압력분포를 구한 후, 이를 도심에 대한 결과 합력과 모멘트로 변환하

여 데이터 베이스로 보관하고 이를 동적 해석 시 보간하여 사용하는 방법이다. 이 방법은 유체유동 해석과 동적 구조해석을 별도로 수행하기 때문에 이들을 연성하여 해석하는 방법에 비해서 계산의 효율성이 매우 높아지게 된다. 본 연구에서는 제시된 방법을 이용하여 간단한 시스템에 대해 해석적으로 구한 플러터 속도에서 동적 거동해석 시 플러터에 의한 동적 불안정성 현상이 동일하게 발생함을 보여줌으로써 그 타당성을 보여주었다. 또 CFD 해석에 근거한 데이터베이스에 의한 해석결과를 흔히 사용하는 단순 공력 모델에 의한 해석결과와 비교함으로써 그 필요성을 검증하였다. 마지막으로 플러터 속도를 지나는 운동을 하는 시스템의 동적 반응을 보여줌으로써 본 방법의 유용성을 보여주었다. 그 실효성이 검증된 본 방법은 블레이드와 같은 실제 구조물의 설계를 위한 과도 응답 해석 등에 유용하게 활용될 수 있을 것으로 기대된다.

후 기

이 연구는 한국과학재단 지정 한양대학교 최적 설계신기술연구센터의 연구비지원으로 수행되었습니다.

참고문헌

- (1) Friedmann, P. P., 1977, "Recent Development in Rotary-Wing Aeroelasticity," *Aeronautical Journal*, Vol. 14, No. 11, pp. 1027-1041.
- (2) Done, G. T. S., 1996, "Past and Future Progress in Fixed and Rotary Wing Aeroelasticity," *Journal of Aircraft*, Vol. 100, pp. 269-279.
- (3) Dowell, Earl H., 1995, *A Modern Course in Aeroelasticity*, Kluwer Academic Publishers.
- (4) *CFD-ACE User's manual*, 1997, CFD Research Corporation
- (5) McCormick, Barnes W., 1995, *Aerodynamics, Aeronautics, and Flight Mechanics*, John Wiley & Sons.
- (6) White, Frank M., 1991, *Viscous Fluid Flow*, McGraw-Hill, New York.