한국소음진동공학회 2011년 춘계학술대회논문집, pp.337~338

등가모델링 기법을 이용한 Wing-Box 날개의 비선형 천음속 공탄성 해석

Nonlinear Aeroelastic Analysis of a Wing-Box Model Using Equivalent Plate Modeling

김동현† · 김요한* · 트란탄도안* · 노진호**
Dong-Hyun Kim, Yo-Han Kim, Thanh-Toan Tran and Jin-Ho Roh

1. 서 론

현재 항공기는 더욱 경량화될 뿐 아니라 그 형상이 급격하게 개량되고 있는 실정이다. 따라서 전산해석을 위한 구조모델링 과정에서 실제 모델과 유사하며 구체적인 해석모델을 구축하는 것은 많은 노하우가 필요하다. 또한 상세설계 단계가 아닌 초기의 개념설계 단계에서 전산구조해석을 수행하는 경우엔 정확하지 않은 데이터로 인해서 몇 번의 시정이 필요하게 된다. 이 단계에서 실제 모델과 유사하게 모델링 된 3 차원 구조모델을 사용하는 것은 매우 비효율적이다. 따라서 초기 개념설계 단계에서의 효율적인 진동해석 및 공력탄성학적 안정성 해석을 위해서는 실제와 유사한 3 차원 모델의 거시적인 진동 특성을 효과적으로 묘사 할 수 있는 등가모델링 해석기법이 필요하다.

등가모델중에 등가 보(beam) 모델과 등가평판(plate) 모델이 있는데, 본 해석에 사용된 모델과 같이 가로세로비가 작은 날개의 경우는 와핑효과(warping effect) 및 코드 방향의 굽힘(cordwise bending) 등에 민감하기 때문에 등가 보 모델링보다는 등가평판 모델링이 필요하다.

본 연구에서는 Wing-box 모델의 비선형 천음속 공탄성해석을 위한 코드를 개발하였다. 등가평판날개 모델의 해석 코드에는 FSDT 를 기반으로 한 유한요소법을 사용하였으며, 본 해석 결과를 MSC/NASTRAN 3D 날개 모델의 진동해석 결과와 비교하였다.

† 경상대학교 기계항공공학부 및 항공기부품연구소
E-mail : dhk@gnu.ac.kr
Tel : 055-755-2083 , Fax : 055-755-2081
* 경상대학교 기계항공공학부 대학원
** 한국항공대학교

2. 이론적 배경

2.1 FSDT

FSDT 에서의 가정에 따라 변위는 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\begin{aligned} u(x,y,z,t) &= u_0(x,y,t) + z\phi_x(x,y,t) \\ v(x,y,z,t) &= v_0(x,y,t) + z\phi_y(x,y,t) \\ w(x,y,z,t) &= w_0(x,y,t) \end{aligned} \qquad (1)$$

u,v,w 는 각각 x,y,z 방향의 변위 이며, ϕ_x, ϕ_y 는 각각 y, x 축 방향에 대한 회전 변위를 의미한다.

식 (1)을 이용하여 strain 을 구하면 다음과 같다.

$$\begin{aligned} \varepsilon_{xx} &= \frac{\partial u}{\partial x} = \frac{\partial u_0}{\partial x} + z\frac{\partial \phi_x}{\partial x} \\ \varepsilon_{yy} &= \frac{\partial u}{\partial y} = \frac{\partial u_0}{\partial y} + z\frac{\partial \phi_y}{\partial y} \\ \gamma_{xy} &= \left(\frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial u}{\partial x}\right) = \frac{\partial u_0}{\partial y} + \frac{\partial v_0}{\partial x} + z(\frac{\partial \phi_x}{\partial y} + \frac{\partial \phi_y}{\partial x}) \\ \gamma_{yz} &= \left(\frac{\partial u}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial y}\right) = \phi_y + \frac{\partial w}{\partial y} \\ \gamma_{zx} &= \left(\frac{\partial w}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial z}\right) = \frac{\partial w}{\partial x} + \phi_x \end{aligned} \qquad (2)$$

이후 Gauss quadrature 를 이용한 수치 적분 계산을 편리하게 하기 위해서 다음과 같이 (x,y)에서 (ξ,η)로 좌표를 변환하여 사용한다.

$$x=\sum_{i=1}^{I}N_i(\xi,\eta)x_i \quad , \quad y=\sum_{i=1}^{I}N_i(\xi,\eta)y_i$$

global displacement 와 nodal displacement 사이의 관계를 행렬식으로 표현하면 다음과 같다.

$$\{u_0 \quad v_0 \quad w_0 \quad \phi_x \quad \phi_y\}^T=[N]\{q\}$$

여기서, $[N]$ 은 shape function matrix 를 나타내며 $\{q\}$ 은 generalized displacement vector 를 나타낸다.

2.2 운동에너지

날개의 운동에너지는 다음과 같다.

$$T=\frac{1}{2}\iiint_V \rho\{\bar{v}\}^T\{\bar{v}\}dV$$

여기서 속도 벡터는 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\{\bar{v}\}=\left\{\frac{\partial \bar{d}}{\partial t}\right\}=\begin{Bmatrix}\frac{\partial u_0}{\partial t}+z\frac{\partial \phi_x}{\partial t}\\ \frac{\partial v_0}{\partial t}+z\frac{\partial \phi_y}{\partial t}\\ \frac{\partial w_0}{\partial t}\end{Bmatrix}$$

$$=\begin{bmatrix}1&0&0&z&0\\0&1&0&0&z\\0&0&1&0&0\end{bmatrix}\begin{Bmatrix}\frac{\partial u_0}{\partial t}\\ \frac{\partial v_0}{\partial t}\\ \frac{\partial w_0}{\partial t}\\ \frac{\partial \phi_x}{\partial t}\\ \frac{\partial \phi_y}{\partial t}\end{Bmatrix}=[Z][N]\{\dot{q}\}$$

이를 운동에너지 식에 대입하면,

$$T=\frac{1}{2}\iiint_V \rho\{\dot{q}\}^T[N]^T[Z]^T[Z][N]\{\dot{q}\}dV$$

이 되고, 질량 행렬은 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$[M]=\iiint_V \rho[N]^T[Z]^T[Z][N]dV$$

2.3 등가평판 모델링 기법

날개 각 구조물의 강성행렬과 질량행렬은 각각 아래의 적분방법으로 계산되고, 이들의 합으로 전체 날개의 강성행렬과 질량행렬을 구할 수 있다.

먼저, (x,y,z) 좌표축에서의 적분 식은 (ξ,η)좌표축에서 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$I=\iiint_V F(x,y,z)dV=\int_{-1}^{1}\int_{-1}^{1}G(\xi,\eta)d\xi d\eta$$

여기서 $G(\xi,\eta)=\sum_{i=1}^{N_z}\int_{Z_{i1}}^{Z_{i2}}F[x(\xi,\eta),y(\xi,\eta),z]\cdot|J|dz$

위 적분식은 Gaussian quadrature 수치 적분 방법을 이용하여 계산할 수 있다.

$$I\cong\sum_{i=1}^{M_g}\sum_{j=1}^{N_g}g_i^{(M_g)}g_j^{(M_g)}G[\xi_i^{(M_g)},\eta_j^{(N_g)}]$$

$\xi_i^{(M_g)},\eta_j^{(N_g)}$ 은 sampling point 이며, $g_i^{(M_g)}g_j^{(M_g)}$ 은 각 sampling point 에서의 가중치 값이다.

Fig.1 은 날개의 단면 구조의 일부로 skin , Spar(Rib) cap, Spar (Rib) web 의 형상을 보여주고 있다.

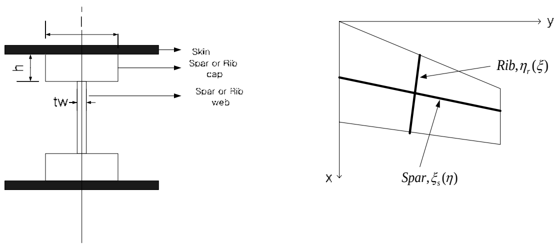

Fig. 1 Geometric configuration of skin, spar(rib) cap and spar(rib) web

후 기

본 연구는 방위사업청과 국방과학연구소의 지원으로 수행되었습니다. (계약번호 UD100048ID)