

공탄성 해석 및 제어를 위한 일반화된 비정상 공기력 계산 및 근사화 기법

이상욱*, 김태욱**, 황인희***

Computation and Approximation of Generalized Unsteady Aerodynamic Matrices for Aeroelastic Analysis and Control

Sang-Wook Lee*, Tae-Uk Kim**, In-Hee Hwang***

Abstract

In this study, the method of computing and extracting the generalized unsteady aerodynamic matrices using MSC/NASTRAN and MSC/NASTRAN DMAP ALTER has been suggested for the analysis and control of aeroelastic phenomena such as flutter and gust response analysis. In addition to that, the method of approximating the generalized unsteady aerodynamic matrices using minimum state approximation method has been proposed in order to cast the aeroelastic equations of motion in state space form for aeroelastic analysis and control application. Simplified aircraft wing box model has been used for the validation of the methods suggested in this study.

초 록

본 연구에서는 MSC/NASTRAN을 이용하여 플러터, 돌풍응답 등의 공탄성 현상에 대한 해석 및 제어에 필요한 일반화된 비정상 공기력 행렬들을 계산하고, 이를 외부 프로그램에서 활용하기 위해 MSC/NASTRAN의 DMAP ALTER를 이용하여 외부 파일로 추출하는 방법을 제시하였다. 또한, 공탄성 해석 및 제어를 위한 지배방정식 구성을 위해 추출된 일반화된 비정상 공기력 행렬들을 최소 상태 근사법을 사용하여 근사화하는 방법을 제시하였으며, 이를 단순화된 항공기 날개 구조물 모델에 적용하여 검증하였다.

키워드 : 플러터(flutter), 돌풍응답(gust response), 일반화된 비정상 공기력 행렬 (generalized unsteady aerodynamic matrices), 공탄성 해석(aeroelastic analysis), 최소 상태 근사법(minimum state approximation)

1. 서 론

항공기 구조물의 경량화 및 고성능화 추세에 따라 유연한 구조물에 대한 플러터, 동적 돌풍

응답 등의 공탄성 현상을 능동적으로 제어하려는 노력이 활발히 진행되고 있다. 시스템 제어 관련 다양한 설계, 해석 및 시뮬레이션 기법들을 공탄성 문제에 적용하기 위해서는 공탄성 지배방정식

* 기체구조그룹/lsw@kari.re.kr

** 기체구조그룹/tukim@kari.re.kr

*** 기체구조그룹/ihhwang@kari.re.kr

을 state-space 형태로 표현해야 한다. 이를 위해서 일반적으로 주파수 영역에서 미리 계산된 일반화된 비정상 공기력 행렬들을 라플라스 영역에서 근사화하는 과정이 필요하게 된다. 공탄성 해석 및 제어를 위해 일반화된 비정상 공기력 행렬들을 근사화하는 방법에는 1) 최소자승법, 2) modified matrix-Pade 방법, 3) 최소상태 근사법 (Minimum State Approximation) 등의 세가지가 있다. 이 세가지 방법 가운데 최소상태 근사법이 일반화된 비정상 공기력 근사화 과정에서 최소개수의 aerodynamic augmented state로 나머지 두가지 방법과 동일한 수준의 정확성을 제공한다고 알려져 있다[1,2].

본 연구에서는 MSC/NASTRAN을 이용하여 플러터, 동적 돌풍응답 등의 공탄성 현상에 대한 해석 및 제어에 필요한 일반화된 비정상 공기력 행렬들을 계산하고, 이를 MSC/NASTRAN의 DMAP(Direct Matrix Abstraction Program) ALTER를 이용하여 외부 파일로 추출하는 방법을 제시하였다. 또한, 돌풍응답 제어를 위한 지배방정식 구성을 위해 추출된 비정상 공기력 행렬들을 최소 상태 근사법을 사용하여 근사화하는 방법을 제시하였으며, 이를 단순화된 항공기 날개 구조물 모델에 적용하여 검증하였다.

2. 본 론

2.1 일반화된 공기력 계산 및 추출

2.1.1 일반화된 공기력 행렬 계산과정

MSC/NASTRAN에서는 플러터, 동적 돌풍응답 등의 동적 공탄성 현상 해석을 위해 Mach Box 방법, Piston 이론, Strip 이론, DLM 방법(Doublet Lattice Method) 등의 다양한 비정상 공기력 계산방법을 제공하는데, 일반적으로 아음속 영역에서의 항공기 공탄성 해석에는 DLM 방법이 사용된다. 공탄성 해석을 위한 공기력 모델이 구성되면, 이에 따른 공기력 효과 행렬은 다음과 같이 계산된다.

$$[Q_{kk}] = [S_{kj}] [A_{jj}]^{-1} [D_{jk}^1 + ikD_{jk}^2] \quad (1)$$

식(1)에서 $[Q_{kk}]$, $[S_{kj}]$, $[A_{jj}]$ 는 각각 공기력 효과행렬, 직분행렬, 공기력 효과계수 행렬을 나타내며, D_{jk}^1 , D_{jk}^2 는 미분행렬의 실수부와 허수부를 나타낸다. 비정상 공기력 계산시 $[Q_{kk}]$ 는 마하수와 무차원 진동수(k)의 함수가 되며, 사용자가 지정한 마하수와 무차원 진동수 조합에 대해 계산되어 공탄성 해석시 사용하게 된다.

플러터, 동적 돌풍응답 등의 동적 공탄성 해석은 구조물의 모달 좌표계에서 수행되는데, 이를 위해서는 식(1)에서 계산된 공기력 관련 행렬들과 구조물의 고유진동해석 결과를 이용하여 모달 좌표계로 변환된 일반화된 비정상 공기력 행렬들을 구성해야 한다. 구조물 진동모드와 관련된 일반화된 비정상 공기력 행렬은 다음과 같이 계산된다.

$$[Q_{hh}] = [\phi_{ah}]^T [G_{ka}]^T [Q_{kk}] [G_{ka}] [\phi_{ah}] \quad (2)$$

식(2)에서 $[Q_{hh}]$, $[G_{ka}]$, $[\phi_{ah}]$ 는 각각 구조물 모드와 관련된 일반화된 비정상 공기력 행렬, 공기력 모델과 구조 모델간의 보간행렬 및 보간을 위한 구조물 절점에서의 진동모드 행렬을 나타낸다.

공탄성 현상을 능동적으로 제어하기 위해 조종면을 사용할 경우 이와 관련된 일반화된 공기력 행렬을 계산해야 하는데 이는 다음과 같이 계산할 수 있다.

$$[Q_{hc}] = [\phi_{ah}]^T [G_{ka}]^T [Q_{kk}] [G_{ka}] [\phi_{ac}] \quad (3)$$

식(3)에서 $[Q_{hc}]$, $[\phi_{ac}]$ 는 각각 단위 조종면 회전변위와 관련된 일반화된 비정상 공기력 행렬과 공기력-구조 모델간 보간을 위한 구조물 절점에서의 단위 조종면 회전(1 라디안)을 나타내는 구조물 변위행렬을 나타낸다.

공기흐름 방향으로 조화운동하며 변화하는 돌풍에 의해 공기력 요소에 발생하는 다운워시는 다음과 같이 표현된다.

$$\{w_j\} = e^{-j\omega(x_j - x_0)/V} \frac{w_g}{V} \quad (4)$$

식(4)에서 x_j, x_0, V, w_g 는 각각 j 번째 공기력 요소의 x 좌표(공기 흐름방향 좌표), 돌풍의 기준점 x 좌표, 비행속도 및 돌풍속도를 나타낸다. 따라서, 돌풍에 의한 공기력 효과 행렬은 다음과 같이 계산할 수 있다.

$$[Q_{kj}] = [S_{kj}] [A_{ij}]^{-1} e^{-j\omega(x_j - x_0)/V} \quad (5)$$

식(5)에서 $[Q_{kj}]$ 는 돌풍에 의해 발생한 다운위시로 인해 k 번째 공기력 요소에 발생한 공기력을 나타낸다. 마지막으로 $[Q_{kj}]$ 를 공기력-구조모델간 보간행렬과 구조물 진동모드를 이용하여 변환하면, 돌풍에 의한 일반화된 비정상 공기력 행렬을 다음과 같이 구할 수 있다.

$$[Q_{hg}] = [\phi_{ah}]^T [G_{ka}]^T [Q_{kj}] \quad (6)$$

2.1.2 일반화된 공기력 행렬 추출절차

2.1.1의 식(2), (3), (6)과 같이 계산된 일반화된 비정상 공기력 행렬들을 MSC/NASTRAN의 DMAP ALTER를 사용하여 외부로 추출하기 위해서는 MSC/NASTRAN의 플러터(SOL 145) 및 동적 공탄성(SOL 146) 해석과정에 대한 분석이 선행되어야 한다. MSC/NASTRAN의 플러터와 동적 공탄성 해석 모듈은 그림 1과 같이 각각 여러개의 subDMAP으로 구성되어 있다[3].

구조물의 진동모드와 관련된 일반화된 비정상 공기력 행렬 $[Q_{hh}]$ 는 NASTRAN 플러터 해석시 FLUTTER subDMAP에서 사용자가 지정한 마하수, 무차원 진동수 조합에 대해 계산되므로, FLUTTER subDMAP의 해당 부분에서 외부 파일로 추출하면 된다. 하지만, $[Q_{hc}]$ 의 계산을 위해서는 공기력-구조 모델간 보간을 위한 구조모델 절점에서의 단위 조종면 회전 변위(1 라디안) $[\phi_{ac}]$ 가 필요한데, 이는 NASTRAN을 이용한 플러터나 동적 공탄성 해석시 내부적으로 계산되지

않으므로 이에 해당하는 행렬을 외부에서 입력하여 $[Q_{hc}]$ 를 계산하는데 사용해야 한다. 여기서는 강제변위 방법을 이용한 정적 해석을 통하여 단위 조종면 회전에 해당하는 변위 $[\phi_{ac}]$ 를 계산한 후, 이를 이용하여 $[Q_{hc}]$ 를 계산하였다. $[Q_{hg}]$ 는 동적 공탄성 해석시 FREQRS subDMAP에서 계산되므로, 해당 subDMAP에서 $[Q_{hg}]$ 행렬이 계산되는 부분에서 외부 파일로 추출하면 된다. 주의할 점은 $[Q_{hg}]$ 의 경우 $[Q_{hh}]$, $[Q_{hc}]$ 의 경우와 달리 사용자가 지정한 마하수, 무차원 진동수 조합에 대해 계산되는 것이 아니라, 사용자가 지정한 마하수 및 응답을 얻고자 하는 진동수 조합에 대해 계산되므로, $[Q_{hh}]$, $[Q_{hc}]$ 가 계산된 마하수, 무차원 진동수 조합과 동일한 조합에 대한 $[Q_{hg}]$ 를 얻고자 할 경우 이에 유의해야 한다. 본 연구에서는 $[Q_{hg}]$ 행렬 계산 및 추출을 위한 NASTRAN 동적 공탄성 해석 수행시 항공기 비행속도를 $V = 2\pi b$, 응답을 얻고자 하는 진동수를 NASTRAN의 FREQ 카드 상에서 $f = k$ 로 설정함으로써 $[Q_{hh}]$, $[Q_{hc}]$ 행렬을 계산, 추출한 마하수, 무차원 진동수와 동일한 조건에서 $[Q_{hg}]$ 행렬을 계산, 추출하였다.

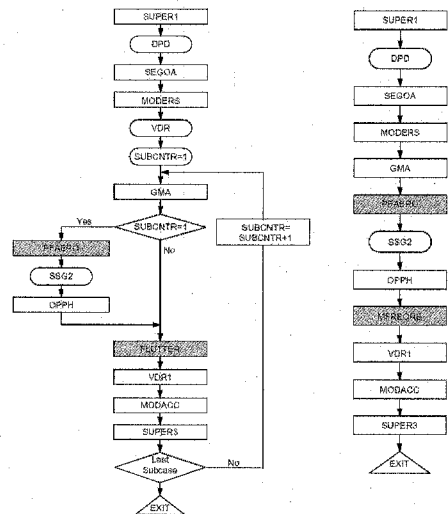


그림 1. MSC/NASTRAN 플러터(SOL 145) 및 동적 공탄성(SOL 146) 해석과정

2.2 최소 상태 근사법

돌풍응답 제어를 위해 공탄성 지배방정식을 state-space 형태로 표현하기 위해서는 2.1절에서 사용자가 지정한 마하수, 무차원 진동수 조합에서 계산, 추출된 $[Q_{hh}]$, $[Q_{hc}]$, $[Q_{hg}]$ 행렬을 s-영역에서 근사화해야 한다. 효율적인 수식 전개를 위해 병합된 일반화된 비정상 공기력 행렬 $[Q_h]$ 를 다음과 같이 정의한다.

$$[Q_h] = [Q_{hh} \quad Q_{hc} \quad Q_{hg}] \quad (7)$$

최소 상태 근사법을 이용하면 특정 마하수-무차원 진동수 조합에서 계산되어 있는 일반화된 비정상 공기력 행렬 $[Q_h]$ 를 s-영역에서 다음과 같이 근사화할 수 있다.

$$[\tilde{Q}_h(p)] = [A_0] + [A_1]p + [A_2]p^2 + [D]([I]p - [R])^{-1}[E]p \quad (8)$$

식(8)에서 $p (= sb/V)$ 는 무차원화된 라플라스 변수를 나타내고, b 는 기준 반시위길이, V 는 비행속도를 나타낸다. $[R]$ 은 대각행렬로서 대각선 요소의 값들은 음의 실수로 사용자가 임의로 지정할 수 있다. $[R]$ 행렬 대각선 요소의 개수에 따라서 최소 상태 근사법에 의해 발생하는 aerodynamic augmented state의 개수가 결정된다. 본 연구에서는 $[R]$ 행렬 대각선 요소의 값으로 -0.3을 사용하여 최소 상태 근사법을 적용하였다. $[A_0]$, $[A_1]$, $[A_2]$, $[D]$, $[E]$ 행렬들은 일반화된 비정상 공기력 행렬 $[Q_h]$ 를 근사화하는 실수 행렬들을 나타내며, 이 가운데 $[A_0]$, $[A_1]$, $[A_2]$, $[E]$ 행렬들은 다음과 같이 하위 행렬들로 구분하여 표시할 수 있다.

$$\begin{aligned} [A_i] &= [A_{hh} \quad A_{hc} \quad A_{hg}] \quad (i = 0, 1, 2) \\ [E] &= [E_h \quad E_c \quad E_g] \end{aligned} \quad (9)$$

$[A_0]$, $[A_1]$, $[A_2]$ 행렬들은 특정 무차원 진동수 조건에서 계산된 일반화된 비정상 공기력 행렬들을

구속조건으로 적용함으로써 최소 상태 근사화 방정식을 단순화하게 된다. 또한, $[D]$, $[E]$ 행렬은 $[R]$ 행렬에 대해 $[A_0]$, $[A_1]$, $[A_2]$ 행렬들에 적용된 구속조건을 통해 단순화된 근사화 방정식에 최소자승법을 반복적으로 적용함으로써 결정된다. 즉, $[D]$ 행렬의 초기값을 가정한 후, 이를 식(8)에 적용하여 $[E]$ 행렬을 최소자승법을 이용하여 계산한 후, 이를 다시 식(8)에 적용하여 $[D]$ 행렬을 최소자승법을 이용하여 계산하는 과정을 식(10)과 같은 근사화 오차가 수렴할 때까지 반복적으로 수행한다.

$$\epsilon_i = \sqrt{\sum_{k,l} |\tilde{Q}_{ij}(ik_l) - Q_{ij}(ik_l)|^2 W_{ij}^2} \quad (10)$$

일반화된 비정상 공기력 행렬을 근사화하는 과정에서 한가지 유의할 점은 $[Q_h]$ 행렬의 값들이 고유진동 모드가 정규화(normalization)되는 방법에 따라 달라진다는 점이다. 따라서, 일반화된 비정상 공기력 행렬 근사화 과정에서 가중치(weighting factor)를 적용하지 않으면, 고유진동 모드를 정규화하는 방법에 따라 특정 고유진동 모드와 관련된 일반화된 비정상 공기력 행렬에 근사화 과정에서 사용자가 의도하지 않았던 중요성을 부여하게 되어 결과적으로 다른 고유진동 모드와 관련된 공기력 행렬 근사화에 많은 오차가 발생할 가능성이 있다. 따라서, 본 연구에서는 식(11)과 같은 가중치를 일반화된 비정상 공기력 행렬 근사화 과정에서 정의하여 이와 같은 문제점을 방지하였다.

$$W_{ij} = \frac{1}{\max\{|Q_{ij}(ik_l)|, 1\}} \quad (11)$$

식(11)과 같은 가중치가 적용된 일반화된 공기력 행렬은 식(12)와 같이 계산되며, 실제적인 공기력 근사화 과정은 식(12)와 같이 가중치가 적용된 공기력 행렬에 대하여 수행하였다.

$$\tilde{Q}_{ij}(k_l) = W_{ij} Q_{ij}(ik_l) \quad (12)$$

3. 해석결과 및 분석

앞에서 제시된 일반화된 비정상 공기력 계산, 추출 및 근사화 기법을 검증하기 위해 단순화된 항공기 날개 모델에 대한 해석을 수행하였다. 그림 2, 3은 각각 해석에 사용된 구조 모델 및 공기력 모델을 나타낸다. 그림 2, 3에서 음영이 있는 부분은 플러터나 돌풍 응답 등의 공탄성현상 제어에 사용할 조종면을 나타낸다.

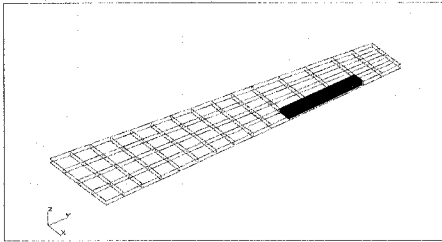


그림 2. 항공기 날개 유한요소 모델

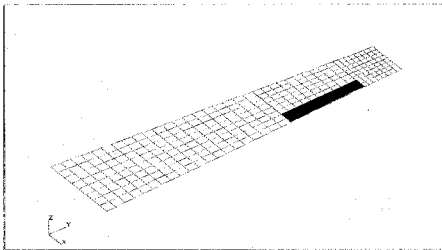


그림 3. 항공기 날개 공기력 모델

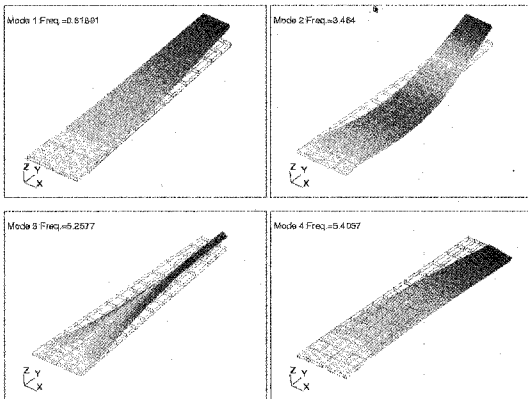


그림 4. 항공기 날개 유한요소 모델의 고유 진동모드

그림 4는 그림 2에 제시된 항공기 날개 유한요소 모델에 대한 1~4번째 고유진동 모드를 나타낸다. 그림 4에서 알 수 있듯이 예제 모델의 1~4번째 고유진동 모드는 각각 1차 수직 굽힘 모드, 2차 수직 굽힘 모드, 1차 비틀림 모드, 1차 면내 굽힘 모드를 나타낸다. 이 중에서 1차 면내 굽힘 모드의 경우 공탄성 현상에 끼치는 영향이 미미하므로 항공기 날개 유한요소 모델의 1~3번째 고유진동 모드를 사용하여, 고유진동 모드와 관련된 일반화된 비정상 공기력 행렬 $[Q_{hh}]$ 를 계산하였다.

단위 조종면 회전과 관련된 일반화된 비정상 공기력 행렬 $[Q_{hc}]$ 를 계산하기 위해 그림 5에 나타낸 것과 같은 단위 조종면 회전 변위를 사용하였으며, 이는 MSC/NASTRAN의 정적 해석모듈 (SOL 101)에서 제공하는 강제 변위(Enforced Displacement) 방법을 사용하여 계산하였다. 돌풍과 관련된 일반화된 비정상 공기력 행렬 $[Q_{hg}]$ 는 그림 4에 제시된 1~3번째 고유진동 모드를 이용하여 2.1절에서 제시된 방법에 따라 계산하였다. 본 예제모델에서 모든 일반화된 비정상 공기력 행렬 계산은 마하수 0.2에서 21개의 무차원 진동수 조건($k = 0.001, 0.002, 0.005, 0.01, 0.02, 0.05, 0.1, 0.2, 0.3, 0.4, 0.5, 0.6, 0.7, 0.8, 0.9, 1.0, 1.1, 1.2, 1.3, 1.4, 1.5$)에서 수행되었다.

그림 6은 예제 모델에 대해 최소 상태 근사법을 사용해 일반화된 비정상 공기력 행렬을 근사화할 때, 공기력 상태변수 개수에 따른 근사오차의 변화를 나타낸다. 그림 6에서 알 수 있듯이, 본 예제 모델의 경우 공기력 상태변수가 8 이상이 되면 근사오차가 거의 수렴함을 알 수 있다.

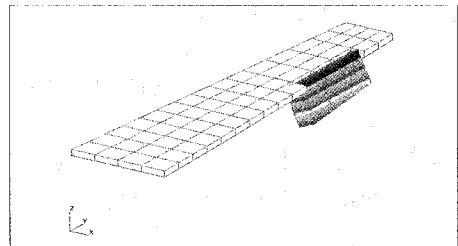


그림 5. 항공기 날개 유한요소 모델의 단위 조종면 회전모드

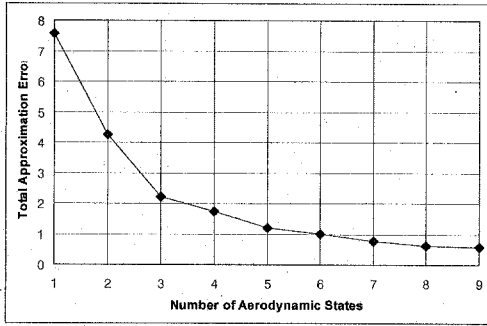


그림 6. 공기력 상태변수 개수에 따른 근사오차

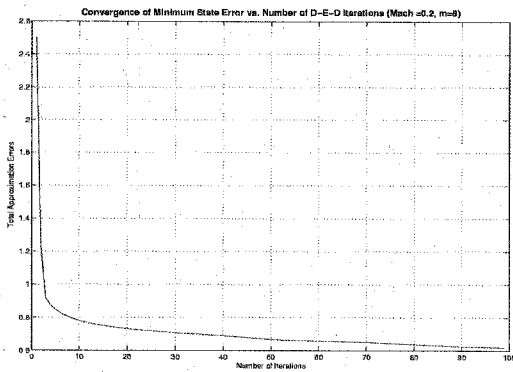


그림 7. 최소 상태 근사법 D → E → D 반복 계산에 따른 근사 오차의 변화

그림 7은 공기력 상태변수를 8개 사용하여 최소 상태 근사법으로 공기력 행렬을 근사화할 때, D→E→D 반복계산의 횟수에 따른 근사오차의 변화를 나타낸다. 그림 7에서 알 수 있듯이 반복 계산 횟수가 50회 이상이 되면 근사오차의 변화가 거의 없음을 알 수 있다.

그림 8은 공기력 상태변수를 8개 사용하여 일반화된 비정상 공기력 행렬을 최소 상태 근사법으로 근사화했을 때, MSC/NASTRAN에서 계산된 공기력 행렬과 근사화된 공기력 행렬을 비교하여 나타낸 것이다. 그림 8에서 점으로 표시된 데이터는 MSC/NASTRAN에서 사용자가 지정한 무차원 진동수에서 계산된 결과를 나타내고, 곡선은 이를 최소 상태 근사법을 이용해 근사화한 결과를 나타내는데 최소 상태 근사법을 사용한

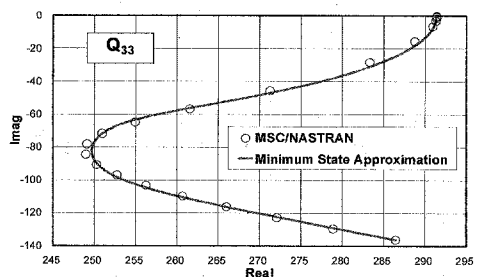
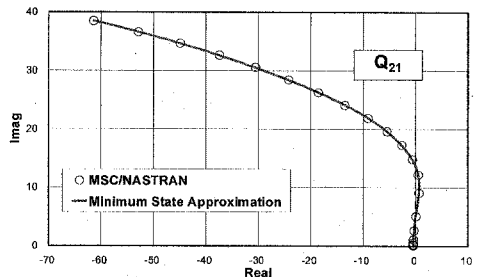
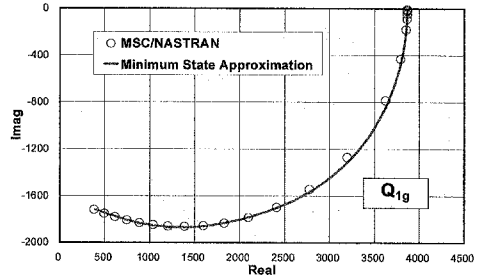
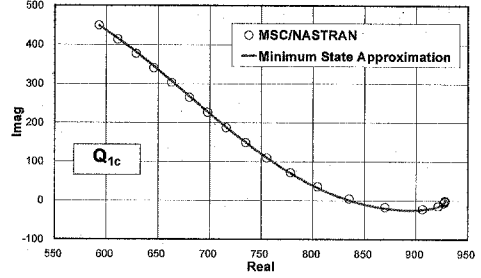
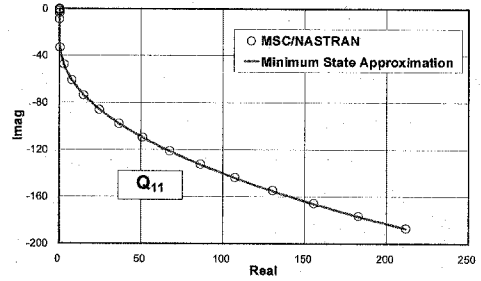


그림 8. 최소 상태 근사법을 이용한 일반화된 비정상 공기력 근사화 결과

결과가 MSC/NASTRAN 결과를 잘 근사하고 있음을 알 수 있다. 그림 8에서 Q_{ij} ($i, j = 1, 2, 3$), Q_{ic} ($i = 1, 2, 3$), Q_{io} ($i = 1, 2, 3$)는 각각 고유진동 모드, 조종면 단위 회전변위, 돌풍과 관련된 일반화된 비정상 공기력 행렬들을 나타낸다.

표 1은 항공기 날개 모델에 대한 플러터 해석을 MSC/NASTRAN을 통해 수행한 결과와 본 연구에서 제시된 방법을 통해 근사화된 공기력 행렬들을 이용해 state-space 방정식을 유도한 후 이를 통해 해수면 조건에서 플러터 해석을 수행한 결과를 비교한 것이다. NASTRAN의 경우 PK 방법을 이용해 10~50 m/s 속도 범위에서 플러터 해석을 수행하였으며, 구조물의 감쇠값은 해석시 고려하지 않았다. 표 1에서 알 수 있듯이 두가지 방법이 거의 동일한 플러터 속도와 플러터 진동수 결과를 보여주고 있음을 알 수 있다.

표 1. 플러터 해석결과 비교

플러터 속도(m/s) / 플러터 진동수(Hz)	
MSC/NASTRAN	state-space 방법
19.7 / 4.0	19.6 / 4.0
25.4 / 2.7	25.4 / 2.7

마지막으로 예제 항공기 날개 모델에 대한 동적 돌풍 응답 해석을 NASTRAN의 동적 공탄성 모듈(SOL 146)을 통해 수행한 결과와 본 연구에서 제시된 방법을 통해 유도된 open loop 시스템에 대한 state-space 방정식을 이용해 수행한 결과를 비교하였다. 동적 돌풍 응답 해석시 돌풍 모델로는 Dryden PSD 모델을 사용하였으며, 해석 조건으로는 항공기 비행속도(V) 15 m/s, 수직 돌풍속도(σ_w) 0.5 m/s, 돌풍 규모(L) 2.0 m를 사용하였다. 또한, 1~3번째 고유 진동모드를 사용하여 해석을 수행하였다. 표 2는 구조물 모달 감쇠값(g)이 0.00일 때 NASTRAN과 본 연구에서 제시된 방법(ASE Formulation)을 통해 계산한 변위, 가속도, 변형률 등의 동적 돌풍 응답 특성들의 RMS값을 비교하여 나타낸 것이다. 여기서,

변위와 가속도는 날개 끝단에서의 수직방향 성분을 나타낸 것이고, 변형률은 날개 뿌리부분 윗면 외피(upper skin)에서의 스트레인 성분을 나타낸 것이다. 표 2에서 두 가지 방법이 모든 경우에 대하여 3% 이내의 오차를 보여주고 있음을 알 수 있다.

표 2. 동적 돌풍응답 해석결과 비교

Quantity	Grid (Element)	Component	A bar	A bar	Error (%)
			(NASTRAN)	(ASE)	
Displacement	118	T3	1.38	1.40	2.1%
Displacement	120	T3	1.38	1.42	2.1%
Displacement	122	T3	1.40	1.42	1.9%
Displacement	158	T3	9.47	9.68	2.1%
Displacement	160	T3	9.47	9.67	2.1%
Displacement	162	T3	9.48	9.68	2.1%
Acceleration	118	T3	216.15	220.19	1.9%
Acceleration	120	T3	208.70	212.59	1.9%
Acceleration	122	T3	346.09	345.65	-0.1%
Acceleration	158	T3	530.38	533.65	0.6%
Acceleration	160	T3	426.65	433.62	1.6%
Acceleration	162	T3	513.58	517.52	0.8%
Strain	62-bottom layer	normal x	8.87E-05	9.07E-05	2.2%
Strain	62-bottom layer	normal y	1.86E-03	1.91E-03	2.8%
Strain	62-bottom layer	shear xy	4.16E-04	4.19E-04	0.9%
Strain	62-top layer	normal x	1.10E-04	1.12E-04	1.1%
Strain	62-top layer	normal y	2.58E-03	2.63E-03	1.4%
Strain	62-top layer	shear xy	5.56E-04	5.53E-04	-0.5%
Strain	63-bottom layer	normal x	8.72E-05	8.90E-05	2.2%
Strain	63-bottom layer	normal y	1.62E-03	1.67E-03	2.7%
Strain	63-bottom layer	shear xy	4.51E-04	4.51E-04	-0.1%
Strain	63-top layer	normal x	1.06E-04	1.07E-04	0.8%
Strain	63-top layer	normal y	2.64E-03	2.68E-03	1.3%
Strain	63-top layer	shear xy	5.95E-04	5.90E-04	-0.9%

4. 결 론

본 연구에서는 플러터, 동적 돌풍응답 등의 공탄성 현상에 대한 해석 및 제어를 보다 효율적으로 수행하기 위하여 MSC/NASTRAN의 공탄성 모듈과 DMAP ALTER를 이용해 일반화된 비정상 공기력 행렬들을 계산, 추출하고 이를 최소상태 근사법을 이용해 s-영역에서 근사화하는 방법을 제시하였다. 또한, 이를 항공기 날개 예제 모델에 적용하여 플러터, 연속 돌풍 응답 해석 등을 수행하고, 그 결과를 MSC/NASTRAN의 플러터(SOL 145), 동적 공탄성(SOL 146) 모듈 등을 통해 수행한 해석결과와 비교함으로써 제시한 방법의 타당성을 검증하였다. 본 연구에서 제시된 방법은 공탄성 지배방정식을 state-space 형태로 표현하여 공탄성 해석을 수행하고, 시스템 제어관련 다양한 설계, 해석, 시뮬레이션 기법들을 적용하여 공탄성 현상에 대한 제어를 보다 효율적으로 수행하는데 활용할 수 있다.

참 고 문 헌

1. Hoadley, S. T., Karpel, M., "Application of Aeroservoelastic Modeling Using Minimum State Unsteady Aerodynamic Approximations", Journal of Guidance and Control, Vol.14, No.2, 1991, pp.1267-1276.
2. Karpel, M., "Time-Domain Aeroservoelastic Modeling Using Weighted Unsteady Aerodynamic Forces", Journal of Guidance and Control, Vol.13, No.1, 1990, pp.30-37.
3. Rodden, W. P., Johnson, E. H., MSC/NASTRAN Aeroelastic Analysis User's Guide V68, Los Angeles, MSC, 1994, pp.1-856.
4. Reymond, M., MSC/NASTRAN 2001 DMAP Programmer's Guide, Los Angeles, MSC, 2000, pp.1-1469.