비점성 저차모델링 기법을 활용한 비선형 플러터 해석

김 요 한[1], 김 동 현[2*]

NONLINEAR FLUTTER ANALYSIS USING INVISCID REDUCED ORDER MODELING TECHNIQUE

Y.H. Kim and D.H. Kim

A new method identifies coupled fluid-structure system with a reduced set of state variables is presented. Assuming that the structural model is known a priori either from an analysis or a test and using linear transformations between structural and aeroelastic states, it is possible to deduce aerodynamic information from sampled time histories of the aeroelastic system. More specifically given a finite set of structural modes the method extracts generalized aerodynamic force matrix corresponding to these mode shapes. Once the aerodynamic forces are known, an aeroelastic reduced-order model can be constructed in discrete-time, state-space format by coupling the structural model and the aerodynamic system. The resulting reduced-order model is suitable for constant Mach, varying density analysis.

Keywords: 저차모델링 기법(Reduced-Order Model), 플러터 (Flutter), 공력탄성학 (Aeroelasticity), 전산유체역학 (Computational Fluid Dynamics)

1. 서 론

비행체 구조물은 공기력과 구조물의 상호작용으로 인한 공력탄성학적 현상에 직면하게 된다. 공력탄성학적 문제에는 정적 불안정 현상인 다이버전스(divergence), 동적 불안정 현상인 플러터(flutter), 돌풍에 대한 응답문제 그리고 비행 중 공력과 구조의 평형상태를 다루는 하중재분포(load-distributin)문제 등이 있다. 이러한 공력탄성학적 불안정 현상들은 비행체 구조물의 파손이나 이로 인한 추락사고에 직접적인 연관이 있으므로 설계 및 비행 실험 시 필수적으로 고려되어야 하는 사항이다. 비행 중인 항공기의 날개 등에 플러터가 발생하게 되면 순식간에 발생되는 큰 진폭의 진동으로 인하여 구조에 심각한 손상이나 완전 파손을 초래하게 된다. 따라서 플러터 현상은 비행 중에 절대로 발생되지 말아야 할 금기현상으로 규정되어있다. 이러한 현상에 대한 정확한 예측을 위해 최근에는 Euler/Navier-Stokes 이론에 근간을 둔 전산유체역학(Computational Fluid Dynamics, CFD)기법을 응용한 공탄성 해석 연구가 활발히 진행되어왔다. 특히 천음속 영역에서 공탄성 특성의 정확한 예측은 유연구조에 의해 공탄성 설계 및 해석이 강조되는 미래 항공무기체계 개발에 필수적인 요소로 고려된다. 그러나 효율적인 3차원 CFD해석 기법 및 계산 방법은 정확도는 있지만 해석에 소요되는 기본적인 자유도가 너무 방대하기 때문에 공탄성 해석에 적용하기에는 너무 많은 컴퓨팅 자원을 필요로 하는 단점이 있다.

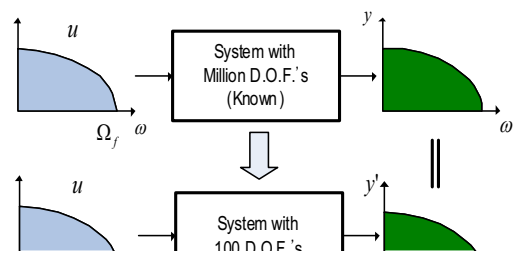


Fig.1. Model reduction by spatial reduction

따라서 본 연구에서는 많은 자유도를 갖는 계를 적은 수의 자유도로 충실히 표현하는 저차모델링(Reduced-Order

1 국립경상대학교 기계항공공학부 대학원
2 국립경상대학교 기계항공공학부 및 항공기부품연구소
* TEL : 055) 755-2083
* Corresponding author E-mail: dhk@gnu.ac.kr

Modeling, ROM) 기법을 사용하여 시간영역 및 주파수 영역에서 효율적으로 비선형 공탄성 해석을 수행할 수 있는 해석 기법을 구축하고자 한다. Fig.1 는 수백 만개의 자유도를 갖는 시스템의 자유도의 개수를 줄인 개략도를 나타내고 있으며, 이를 위해 모달변환(Modal Transformation)등의 방법이 사용된다. 이에 본 연구에서는 AGARD 445.6 날개 모델을 통하여 3 차원 공탄성 저차모델을 구축하고 플러터 경계를 예측해 보는 연구를 수행하였다.

2. 이론적 배경

2.1 Aeroelastic Governing Equations

물리영역에서 구조 비선형성 및 감쇠를 고려한 탄성체의 운동방정식은 구조적 비선형성을 무시할 수 있는 경우 모드 접근법(modal approach)을 사용하여 자유도를 획기적으로 줄여 효율적인 계산을 수행할 수 있다. Hamilton의 정리를 이용하여 구조비선형성을 무시한 선형 탄성체에 대한 운동방정식을 유도하면, 구조적 감쇠를 고려한 n-자유도계 시스템의 운동방정식은 일반화된 좌표계에 대하여 다음과 같이 행렬형태로 유도할 수 있다.

$$[M_g]\{\ddot{q}(t)\}+[C_g]\{\dot{q}(t)\}+[K_g]\{q(t)\}=\{Q(t)\} \qquad (1)$$

여기서, $\{q(t)\}^T=[q(t)_1, q(t)_2, q(t)_3, \cdots q(t)_n]$은 일반화된 변위벡터(generalized displacement vector)를, [Mg]은 일반화된 질량행렬, [Cg]는 일반화된 감쇠행렬, [Kg]는 일반화된 강성행렬을 의미하며, {Q(t)}는 시간영역에서의 일반화된 공기력 벡터를 나타내며 다음과 같다.

$$Q(t)_i=\frac{1}{2}\rho U^2 c_r^2\int_s \psi_i(x,y,z,)\triangle C_p(x,y,z,t)\frac{dS}{c_r^2} \quad (2)$$

위 식에서 첨자 'i'는 영향(influence) 모드를 의미하며, ψ는 고유모드 벡터를, S는 날개의 투영면적을, ρ는 자유흐름 밀도를, $\triangle C_p$는 날개 위, 아래 면에서 압력계수 차를 의미한다.

지배 운동방정식인 식(1)의 동적 공탄성 방정식에 대한 해는 비정상 비선형 CFD코드와 연계하여 주파수 영역과 시간영역에서 구해질 수 있다. 유동장의 비선형성이 강한 경우는 기존의 주파수 영역 해석방법으로 안정성 판단이 곤란한 경우가 발생할 수 있다. 하지만, 연계시간적분법의 경우 구체적 동적 응답을 실제적으로 관찰할 수 있어 비선형 거동특성을 물리적으로 파악할 수 있는 중요한 장점이 있다.

2.2 Unsteady Aeroelastic Reduced-Order Model

항공기 구조와 공력응답의 시간이력은 공기의 속도가 존재하지 않을 경우(Zero speed)와 존재하는 경우 모두 항공기 조종면 등과 같은 특정한 입력값에 의해 가정될 수 있다. 항공기에서의 구조응답은 항공기의 다양한 위치에서의 변위와 속도를 의미하며 공력 응답은 실험 또는 유동영역에서의 포텐셜(potential)과 와도(vorticities) 등과 같은 공력 변수로 독립적인 수치시뮬레이션 방법으로 측정된 압력 등을 의미한다.

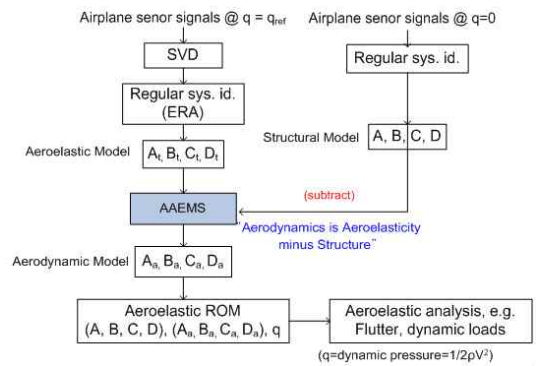


Fig.2. Flow chart for the AAEMS system identification procedure

본 연구에서는 ROM구축을 위해 다음과 같은 가정을 하였다.

(1) 구조, 공력, 공탄성은 모두 동적으로 선형이다. 즉 매우 작은 진폭의 교란을 갖는다
(2) 항공기는 동일한 마하수에서 비행하며 고도가 다양하게 변화되는 조건에 있다.
(3) 구조와 공탄성 측정에 충분한 수의 응답이 고려된다.
(4) 데이터의 부가적인 잡음(noise)은 기본 신호의 처리에 비해 매우 작거나 억제된다.

본 연구에서는 AAEMS(Aerodynamics is Aeroelasticity minus Structure) 기법을 사용하여 ROM을 구축하였으며 그 개략적인 과정을 Fig.2에 흐름도로 나타내었다. 또한 플러터 경계를 찾는 방법은 Fig.3에서볼 수 있듯이 크게 CMVD(Constant Mach, Varying Density)과 CDVM(Constant Density, Varying Mach)방법으로 구분할 수 있다. 전자의 CMVD는 동일한 마하속도에서 고도를 변경하여 해석을 수행하여 플러터 경계를 찾는 방법이며, CDVM은 동일한 고도에서 마하속도를 변경하면서 해석을 수행하여 플러터 경계를 찾는방법이다. 본 연구에서는 전자의 CMVD 방법을 사용하여 플러터 경계를 찾는 과정을 적용하였다.

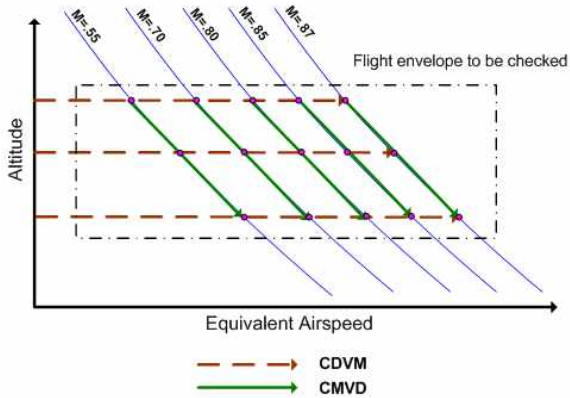


Fig.3. Comparison of CDMV and CMVD method

3. 해석결과 및 검토

3.1 Aeroelastic Analysis on Reference Dynamic Pressure

본 연구에 적용된 모델은 Yates 등에 의해 1987년 NASA 기술보고서에 풍동 실험결과가 제시되어있는 AGARD 445.6 날개모델(6)이다. 본 해석에 사용된 AGARD Wing의 형상은 Fig.4과 같으며 날개 끝 시위길이는 0.356 m, 날개뿌리 시위길이는 0.559 m, 스팬 길이는 0.762 m로 테이퍼진 형태의 날개이다.

Table 1. Material properties of AGARD 445.6 wing

Elastic Modulus	E11 = 3.15 GPa
Elastic Modulus	E22 = 0.4162 GPa
Shear Modulus	E12 = 0.4392 GPa
Poisson's Ratio	0.31
Density	393.5 kg/m^3

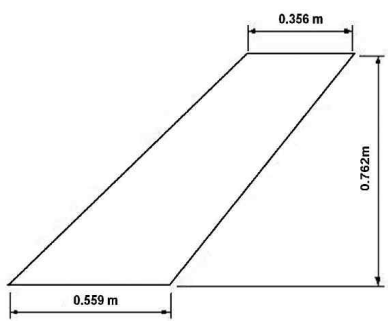


Fig.4. Geometric configuration of AGARD 445.6 wing

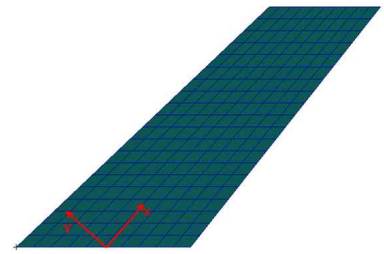
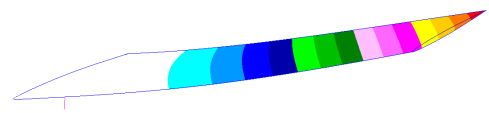
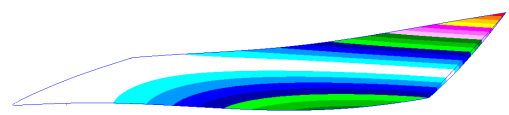


Fig.5. Finite element model of AGARD 445.6 wing

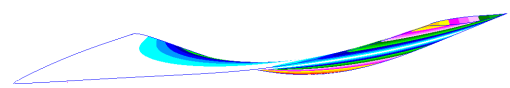
공탄성 해석을 수행하기 위한 구조격자는 Fig.5와 같이3차원 고체(Solid) 요소를 사용하여 생성하였으며, 8절점육면체 요소가 사용되었다. 날개 시위(Chord) 방향으로 11개, 스팬 방향으로는 21개의 유한요소로 나누어져 있으며, 총 노드 개수는 609개이다. 구조해석 시 날개의 뿌리쪽은 완전고정(Clamp) 되어있는 것으로 가정하였으며, 구조의 등가 물성치는 Table 1 에 나타내었다.



(a) Mode 1 (1st bending, 9.61 Hz)



(b) Mode 2 (1st torsion, 38.98 Hz)



(c) Mode 3 (2nd bending, 48.96 Hz)

(d) Mode 4 (2nd torsion, 93.50 Hz)

Fig.6. Natural frequency model shape on FEM grid

Fig.6 에 MSC. Nastran 유한요소해석을 통하여 저차공력모델 구축에 사용된 처음 4차까지의 고유진동모드형상과 고유진동수를 나타내었다. 첫 번째와 두 번째 모드는 각각1차 굽힘 모드와 비틀림 모드이며 9.61 Hz 와 38.98 Hz 값을 나타내었으며 세 번째와 네 번째 모드는 각각 2차 굽힘모드와 비틀림 모드를 나타내며 48.96 Hz 와 93.50 Hz 의 값을 나타내었

다. 공탄성 저차공력모델(ROM)을 구축하기 위하여는 기준 동압에서의 압력데이터를 추출하여야 한다. 이 과정에서 풍동시험, 비행플러터시험 등의 시험 또는CSD/CFD의 전산해석이 이루어진다.

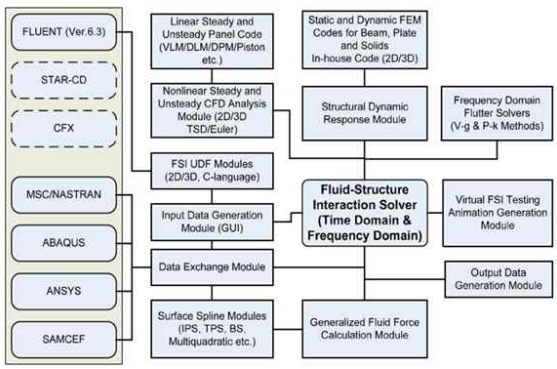
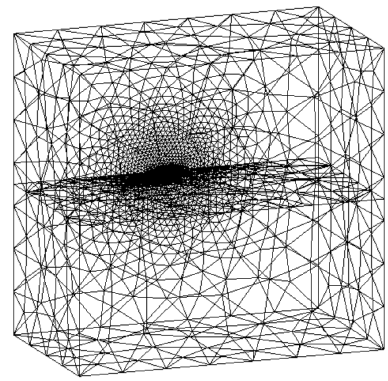


Fig.7. FSI-PRO 3D system Configuration

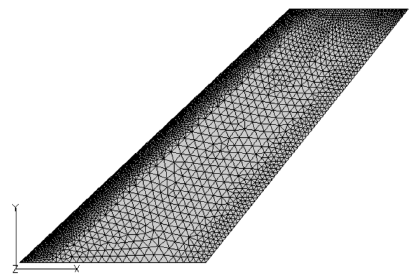
본 연구에서는 모델인 AGARD 445.6 날개의 특정 기준동압에서 압력을 추출하기 위하여 일반적인 유체구조 연계 해석 문제에 탁월한 CAE-KOREA에서 개발된 비정렬 오일러 코드와 결합한 유체/구조 연계해석 예제 프로그램 모듈인 FSIPRO3D (Ver.1.0) 을 사용하여 시간이력에서의 압력데이터를 추출하였다. FSIPRO3D (Ver.1.0)는 FSI 문제의 일반적인 적용을 위해 FLUENT 소프트웨어와 SAMCEF, MSC/NASTAN, ABAQUS 그리고 ANSYS 같은유한요소 상용 소프트웨어와 효율적으로 연동된다. Fig.7 에서 FSI-PRO 3D (Ver.1.0)의 시스템 구성도를 나타내고 있다.

FSI-PRO 3D를 사용하여 기준동압에서의 압력데이터를 추출하기 위해 Fig.8 과 같이 공력 격자를 구성하였으며 날개의 앞, 뒤, 위, 아래 방향으로 시위길이의 약 20배, 스팬방향으로는 날개 스팬길이의 약 8배의 공간을 Far-field로 설정하였으며, 저차공력모델을 검증하기 위해 해석에 적용된 유동조건은 유동 받음 각 0 deg, 마하수 0.596, 0.678, 0.96, 1.14에 대하여 해석하였고, 각각에 대해 난류모델을 Invicsid로 지정하여 Euler 해석을 수행하였다.

적용된 공력격자의 날개표면에서의 격자수는 7,286개이며, 전체 도메인에서의 격자의 개수는 24,321개이다. 또한, 날개표면 임의의 지점에서 압력 데이터를 추출하기 위하여 날개의 위, 아래 각각 200개씩의 임의의 공력노드를 정하고 총 400개의 노드에서 압력데이터를 추출하여 저차공력모델을 구축하였다.



(a) Computational domain grid



(b) Computational surface grid

Fig.8. Computational grid for AGARD 445.6 wing model

공탄성 해석은 먼저 정적 공탄성 해석수행 후 동적 공탄성 해석을 수행하는 절차로 진행 하였다. 정적공탄성 해석의 경우는 인공적으로 감쇠비를 매우 크게 설정하여 계산을 수행하였고, 동적 공탄성 해석을 수행하는 경우는 일반적으로 감쇠비를 0.01로 설정하여 해석을 수행하였다.

$$q_f = \frac{1}{2}\rho_\infty v^2 = \frac{1}{2}\gamma P_\infty M_\infty^2 \tag{3}$$

위 식에 의해서 동압에 따른 고도가 정해지게 된다. 계산에 사용된 서버컴퓨터는 Intel Core2 Quad 2.66 Hz CPU에 4 GB RAM과 500 GB HDD 사양의 하드웨어이며 △t=0.0005sec에 sub-iteration 20회를 부가하였다. 기준 동압에서의 해석은 초기입력에 의해 응답이 발생한 후 응답이 수렴할 때까지 해석을 수행하여야 하며 평균 약 4000회의 반복계산이 수행되었다.

3.2 Aeroelastic Analysis Using Reduced-Order Model

기준동압에서의 공탄성 응답 데이터와 구조 데이터가 준비가 되면 이들 데이터로부터 공력모델의 상태 행렬 $\boldsymbol{A}_a, \boldsymbol{B}_a, \boldsymbol{C}_a, \boldsymbol{D}_a$, 를 구할 수 있으며 이를 통해 공탄성 ROM을 구축할 수 있

다. 이 과정에서 매스웍스사에서 개발한 수치 해석 및 프로그래밍 환경을 제공하는 공학용 소프트웨어인 MATLAB(Ver. 7.0)을 사용하였다.

Fig.9와 Fig.10 에서는 마하속도 0.596에 대해서 각각 기준 동압과 플러터 발생 동압에서의 공탄성 저차모델의 고유 값(Eigenvalue)과 ERA와 AAEMS 에 의해 구축된 공탄성 저차모델의 고유 값을 나타내고 있다.

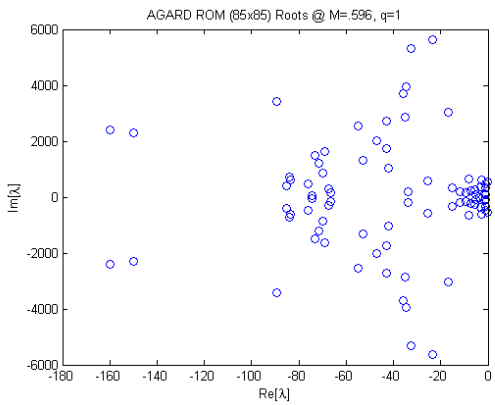


Fig.9. Eigenvalues of the aeroelastic ROM identified by ERA and AAEMS

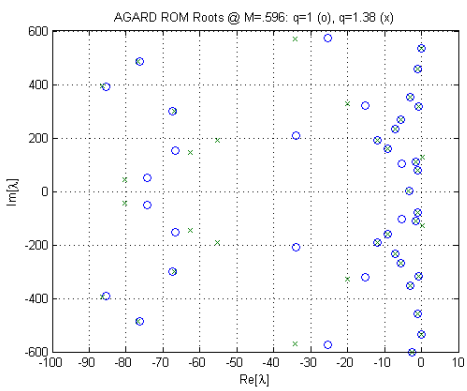
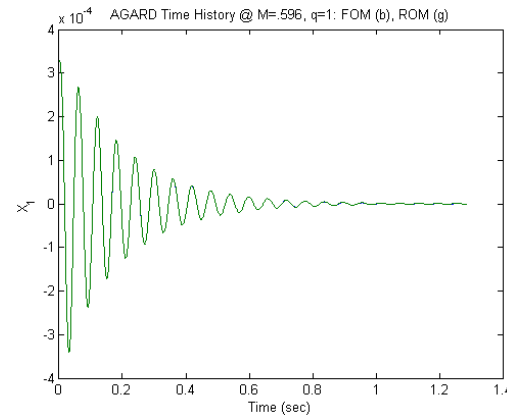


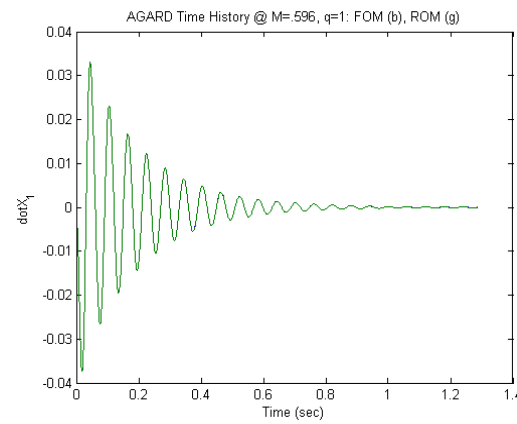
Fig.10. Eigenvalues of the aeroelastic ROM at two dynamic pressures (q=1.0, 1.38)

Fig.10에서는 기준 동압비율(q=1, dynamic pressure ratio)에서의 고유값과 플러터 발생시점으로 예측 되어진 기준동압의 138%지점 동압에서의 고유 값을 함께 그래프에 나타내었다.

동일한 방법으로 M 0.678과 0.96, 1.14에서 기준동압에서 해석을 수행하였으며 구해진 기준동압에서의 압력 및 속도, 변위 데이터를 토대로 공탄성 저차모델을 구축하고 플러터 경계를 예측하였다. 마하속도 0.596에서의 초기상태에 따른 첫 번째 모드에서의 모달 변위와 모달 속도를 Fig.11에 나타내었다. 또한 해석에 적용한 각 마하속도에 대하여 공탄성 ROM을 사용하여 얻은 고유 값을 Fig.12에 나타내었다.



(a) Displacement



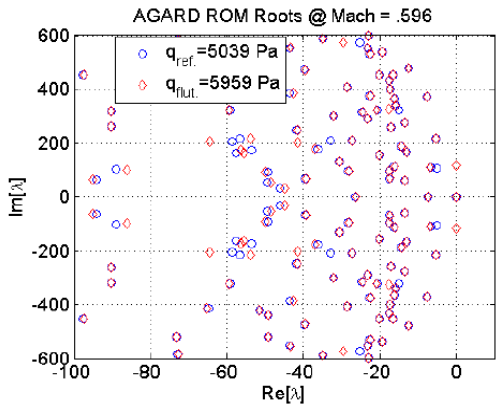
(b) Velocity

Fig.11. Aeroelastic response due to initial condition (1st mode)

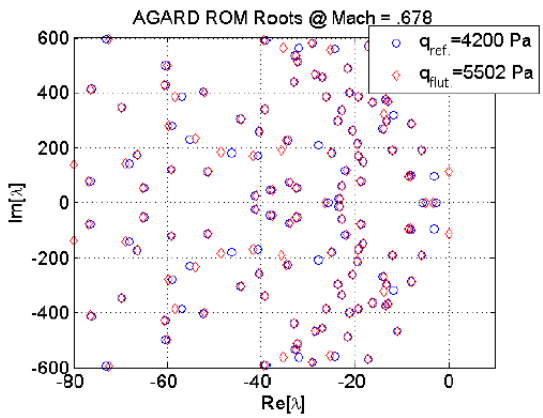
플러터 경계에서의 동압값을 각각 실험값과 Full-simulation 에서의 값, 저차공력모델에 의해 구해진 값을 함께 Fig.13과 Table 2에 나타내었다. 저차공력모델 구축에 있어서 샘플 데이터의 수집이 Full-simulation 기법을 사용하여 기준동압에서 이루어졌기 때문에 Full-simulation 값과 저차공력모델을 사용하여 구한 값이 유사하게 나타남을 알 수 있다.

Table 2. Flutter boundaries dynamic pressure for the AGARD 445.6 wing

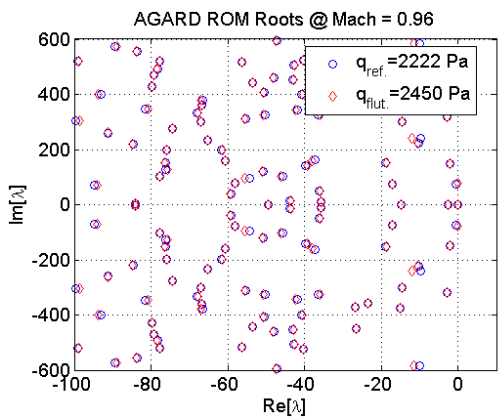
	M0.596	M0.678	M0.96	M1.14
Experiment	6000 Pa	5540 Pa	2927 Pa	5047 Pa
ROM	5959 Pa	5520 Pa	2450 Pa	6056 Pa
Full-simulation	5850 Pa	5380 Pa	2550 Pa	5715 Pa



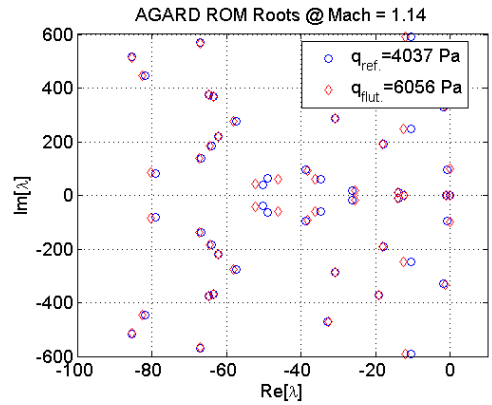
(a) Mach 0.596



(b) Mach 0.678



(c) Mach 0.678



(d) Mach 1.14

Fig.12. Eigenvalues on AGARD wing ROM roots

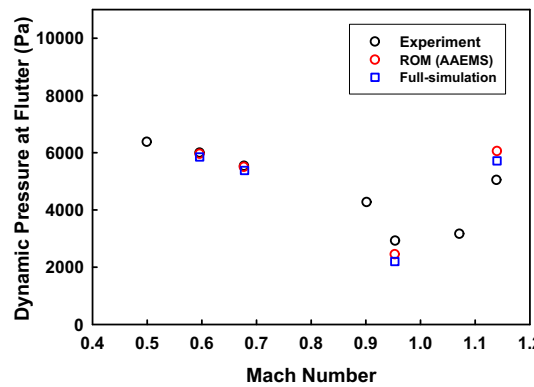


Fig.13. Flutter boundaries for the AGARD 445.6 wing

4. 결 론

본 연구에서는 제안한 AAEMS(Aerodynamics is Aeroelasticity minus Structure)방법을 적용하여 공탄성 ROM(Reduced-Order Modeling) 체계를 성공적으로 구축하였다. 구축된 방법을 적용하여 AGARD 445.6 날개 모델의 아음속, 천음속, 초음속 구간에서 플러터 경계를 예측하였다. 기준 동압에서의 공탄성 응답 데이터를 얻기 위해서 CFD를 사용한 유체-구조 연계 해석을 수행하였다. 여기서 구해진 압력 데이터를 공탄성 응답으로 사용하여 ERA와 AAEMS 방법을 적용하여 공탄성 ROM을 성공적으로 구축하였다. 이를 통해 CFD를 사용한 Full-simulation 결과와 잘 일치하는 결과를 얻을 수 있었다.

구축된 공탄성 ROM으로 예측된 AGARD 445.6날개의 플러터 경계와 Full-simulation 방법으로의 예측결과, 실험결과와

의 비교를 수행하여 CFD를 사용한 Full-simulation 결과와 잘 일치하는 결과를 얻을 수 있었다.

공탄성 ROM을 구축할 때는 다소 시간이 소요되기는 하나 플러터 경계의 판정을 빠르게 할 수 있다. 본 연구에서 제안한 ROM 기법을 사용하면 플러터 경계 예측을 비롯한 공탄성 해석과 동적 하중 계산, 최적화 그리고 폐회로 제어기 설계 등에 적합하다.

후 기

본 연구는 방위사업청과 국방과학연구소의 지원으로 수행되었으며 (계약번호 UD070041AD), 기초기술연구회가 지원하고 한국항공우주연구원이 주관하는 DRC 사업의 일부로 수행되었습니다.

참고문헌

[1] Pullian, T.H., and Chaussee, D.S., 1981, A Diagonal Form of an Implicit Approximate-Factorization Algorithm, Journal of Computational Physics, Vol.39, pp. 347-363.

[2] Kim, D.H., and Lee, I., 1999, The effect of Freeplay Nonlinearity on Transonic/Supersonic Flutter Boundary, The Korean Society for Aeronautical & Space Sciences, Vol27, No.2, pp.51-61,

[3] Kim, D.H., and Lee, I., 2000, Transonic and Low-Supersonic Aeroelastic Analysis of a Two-Degree-of-Freedom Airfoil with a Freeplay Non-Linearity, Journal of Sound and Vibration, Vol.234, No.5, pp.859-880.

[4] Kim, D.H., Pack, Y..M., Lee, I., and Kwan, O.J., "Fluid/Structure Coupled Analysis of a 2-DOF Airfoil Using Unstructured Euler Code," The Korean Society for Aeronautical & Space Sciences, Vol29, No.4, pp.8-19.

[5] Yates, E. C. Jr., 1987, AGARD Standard Aeroelastic Configurations for Dynamic Response Candidate Configuration 1.-Wing 445.6," NASA TM 100492.

[6] Kim, Y.H., Kim, D.H., and Hwang, M.H., 2010, Transonic Flutter Characteristics of the AGARD 445.6 Wing Considering DES Turbulent Model and Different Angle-of-Attacks,"The Korean Society for Aeronautical & Space Sciences, Vol.18, No.11, pp. 27-34.