

오일러 방정식 및 저차모델링 기법을 활용한 천음속 플러터 해석

Transonic Flutter Analysis Using Euler Equation and Reduced order Modeling Technique

김동현† · 김요한* · 김명환* · 류경중* · 황미현**

Dong-Hyun Kim, Yo-Han Kim, Myung-Hwan Kim, Gyeong-Joong Ryu and Mi-Hyun Hwang

Key Words : Reduced Order Modeling (저차모델링 기법), Flutter (플러터), Aeroelasticity (공력탄성학), Computational Fluid Dynamics (전산유체역학)

ABSTRACT

In the past much effort has been made to utilize advanced computational fluid dynamic (CFD) programs for aeroelastic simulations and analysis. However, it is limited in the field of unsteady aeroelasticity due to enormous size of computer memory and unreasonably long CPU time. Recently, AAEMS(Aerodynamics is Aeroelasticity minus Structure) was developed for linear time-invariant, coupled fluid-structure systems. In this paper, to demonstrate further the efficiency and accuracy of the new model reduction method, we successfully examine AGARD 445.6 wing modeled by FLUENT CFD, FSIPRO3D and NASTRAN FEM(Finite Element Method) programs. Using the ROM(Reduced Order Modeling) one can predict flutter boundary as a function of the dynamic pressure.

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 규정되어 있다. 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 3 차원 CFD 해석 기법 및 계산 방법은 정확도는 있지만 해석에 소요되는

기본적인 자유도가 너무 방대하기 때문에 공탄성 해석에 적용하기에는 너무 많은 컴퓨팅 자원을 필요로 하는 단점이 있다. 따라서 본 연구에서는 많은 자유도를 갖는 계를 적은 수의 자유도로 충실히 표현하는 저차모델링(Reduced-Order 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.

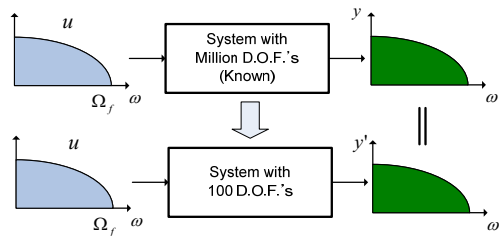


Fig. 1 Model reduction by spatial reduction

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 Unsteady Euler Equations

저차모델링 기법을 활용하여 천음속 플러터 해석을 하기

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

위해 본 연구에서는 오일러 방정식을 적용하였다. 오일러 방정식의 수치해법에서 이동격자에 대한 유동 플럭스(flux)변화량을 정확하게 고려하기 위해 Arbitrary Lagrangian-Eulerian (ALE) 공식화 기법이 도입되었다. ALE 공식화에 근거하여 2 차원 오일러 방정식을 적분형(integral form)으로 표현하면 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\frac{d}{dt} \int_{\Omega(t)} W dA + \int_{\Omega(t)} \delta(Fdy - Gdx) = 0 \quad (2.1.1)$$

여기서, $\Omega(t)$ 는 이동경계면 $\partial\Omega(t)$ 을 가지는 격자요소 면적을 의미하며, 보존변수 W 와 플럭스 벡터 F 와 G 는 다음과 같이 정의된다.

$$W = \begin{pmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho e \end{pmatrix}, \quad F = \begin{pmatrix} \rho(u - x_\tau) \\ \rho(u - x_\tau)u + P \\ \rho(u - x_\tau)v \\ \rho(u - x_\tau)e + uP \end{pmatrix}, \quad G = \begin{pmatrix} \rho(v - y_\tau) \\ \rho(v - y_\tau)u + P \\ \rho(v - y_\tau)v \\ \rho(v - y_\tau)e + vP \end{pmatrix} \quad (2.1.2)$$

여기서, P, ρ, u, v 와 e 는 각각 압력, 밀도, 직교 좌표계의 x, y 방향 속도성분과 총 에너지(total energy)를 나타내며, x_τ, y_τ 는 이동격자 경계면의 x, y 방향 속도를 의미한다. 또한 이상 기체의 상태방정식에서 압력(P)는 다음과 같이 총에너지(e)와 관계된다.

$$P = (\gamma - 1) \left\{ e - \rho \frac{(u^2 + v^2)}{2} \right\} \quad (2.1.3)$$

여기서, γ 는 비열비를 의미한다.

본 연구에서는 비정상 오일러 방정식의 수치해석을 위하여 기본적으로 유한체적법(Finite Volume Method, FVM)에 근거한 수치해법을 구현하였다. 또한 효율적인 시간적분을 위해 대각화 알고리즘을 적용하였으며⁽¹⁾, 공간에 대해서는 날개의 동적 움직임에 대한 수치강건성을 위해 인공점성항을 포함한 2 차의 중앙차분법을 적용하였다. 비정상 유동해석에서의 날개의 운동을 고려하기 위해 동적이동격자(dynamic moving grid) 생성기법이 적용되었다. 본 연구에서 적용한 비정상 오일러 코드에 대한 이론적 배경, 수치검증 및 응용 결과에 대한 추가적인 내용들은 Refs.2~4 에 제시되어 있다.

2.1 Unsteady Aeroelastic Reduced-Order Model

항공기 구조와 공력 응답의 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.

본 연구에서는 ROM 구축을 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.

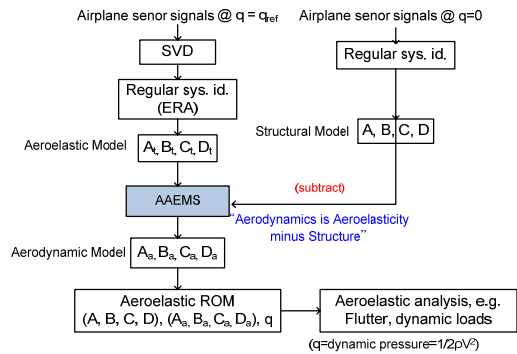


Fig. 2 Flow chart for the AAEMS system identification procedure

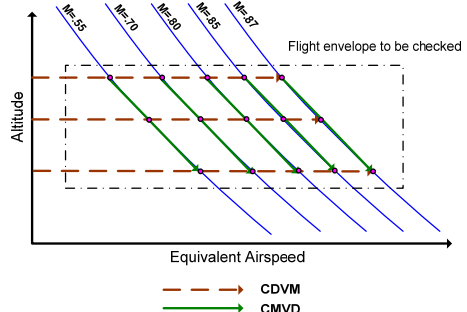


Fig. 3 Comparison of CDMV and CMVD Method

본 연구에서는 AAEMS(Aerodynamics is Aeroelasticity minus Structure) 기법을 사용하여 ROM 을 구축하였으며 그 개략적인 과정을 Fig.2 에 흐름도로 나타내었다. 또한 플러터 경계를 찾는 방법은 Fig. 3 에서 볼 수 있듯이 크게 CMVD(Constant Mach, Varying Density)과 CDVM(Constant Density, Varying Mach)방법으로 구분할 수 있다. 전자의 CMVD 는 동일한 마하수에서 고도를 변경하여 해석을 수행하여 플러터 경계를 찾는 방법이며, CDVM 은 동일한 고도에서 마하속도를 변경하면서 해석을 수행하여 플러터 경계를 찾는 방법이다. 본 연구에서는 전자의 CMVD 방법을 사용하여 플러터 경계를 찾는 과정을 적용하였다.

3. 해석결과 및 검토

3.1 Aeroelastic Analysis on Reference Dynamic Pressure

본 연구에 적용된 모델은 Yates 등에 의해 1987 년 NASA 기술보고서에 풍동 실험결과가 제시되어있는 AGARD 445.6 날개모델⁽⁶⁾이다. 본 해석에 사용된 AGARD Wing 의 형상은 Fig.4 과 같으며 날개 끝 시위길이는 0.356 m, 날개뿌리 시위길이는 0.559 m, 스패 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

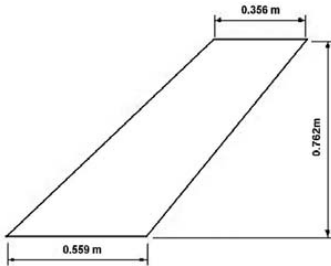


Fig. 4 Geometric configuration of AGARD 445.6 wing

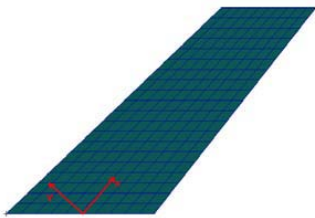
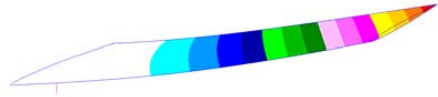


Fig. 5 Finite element model of AGARD 445.6 wing

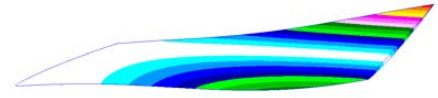
공탄성 해석을 수행하기 위한 구조격자는 Fig.5 와 같이 3 차원 고체(Solid) 요소를 사용하여 생성하였으며, 8 절점 육면체 요소가 사용되었다. 날개 시위(Chord) 방향으로 11 개, 스패 방향으로는 21 개의 유한요소로 나누어져 있으며, 총 노드 개수는 609 개이다. 구조해석 시 날개의 뿌리 쪽은 완전고정(Clamp) 되어있는 것으로 가정하였으며, 구조의 등가 물성치는 Table 1 에 나타내었다.

Fig.6 에 MSC. Nastran 유한요소해석을 통하여 저차공력모델 구축에 사용된 처음 4 차까지의

고유진동모드형상과 고유진동수를 나타내었다. 첫 번째와 두 번째 모드는 각각 1 차 굽힘 모드와 비틀림 모드이며 9.61 Hz 와 38.98 Hz 값을 나타내었으며 세 번째와 네 번째 모드는 각각 2 차 굽힘모드와 비틀림 모드를 나타내며 48.96 Hz 와 93.50 Hz 의 값을 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 mode shape on FEM grid

공탄성 저차공력모델(ROM)을 구축하기 위하여는 기준 동압에서의 압력데이터를 추출하여야 한다. 이 과정에서 풍동시험, 비행플러터시험 등의 시험 또는 CSD/CFD 의 전산해석이 이루어 진다.

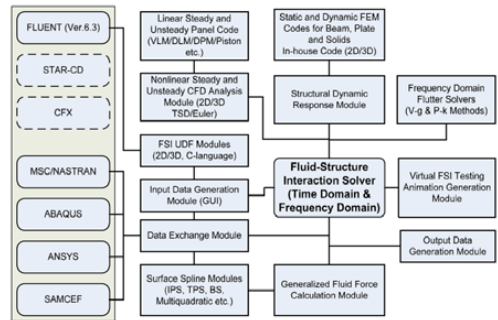


Fig. 7 FSI-PRO 3D System configuration.

본 연구에서는 모델인 AGARD 445.6 날개의 특정 기준 동압에서 압력을 추출하기 위하여 일반적인 유체 구조 연계 해석 문제에 탁월한 CAE-KOREA 에서 개발된 비정렬 오일러 코드와 결합한 유체/구조 연계해석 예제 프로그램 모듈인 FSIPRO3D (Ver.1.0) 을 사용하여 시간이력에서의 압력데이터를 추출하였다. FSI-PRO 3D[6]는 FSI 문제의 일반적인 적용을 위해 FLUENT 소프트웨어와 SAMCEF, MSC/Nastran, ABAQUS

그리고 ANSYS 같은 유한요소 상용 소프트웨어와 효율적으로 연동된다. Fig.7 에서 FSI-PRO 3D (Ver.1.0)의 시스템 구성도를 나타내고 있다.

FSI-PRO 3D 를 사용하여 기준 동압에서의 압력데이터를 추출하기 위해 Fig.8 과 같이 공력 격자를 구성하였으며 날개의 앞, 뒤, 위, 아래 방향으로 시위길이의 약 20 배, 스펜방향으로는 날개 스펜길이의 약 8 배의 공간을 Far-field 로 설정하였으며, 저차공력모델을 검증하기 위해 해석에 적용된 유동조건은 유동 받음 각 0 deg, 마하수 0.596, 0.678, 0.96, 1.14 에 대하여 해석하였고, 각각에 대해 난류모델을 Inviscid 로 지정하여 Euler 해석을 수행하였다.

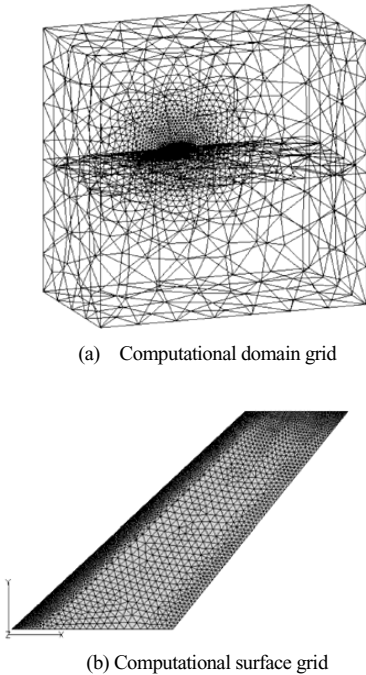


Fig.8 Computational grid for AGARD 445.6 wing model

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

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

$$q_f = \frac{1}{2} \rho_\infty v^2 = \frac{1}{2} \gamma P_\infty M_\infty^2 \quad (3.1.1)$$

위 식에 의해서 동압에 따른 고도가 정해지게 된다. 계산에 사용된 서버컴퓨터는 Intel Core2 Quad 2.66 Hz CPU 에 4 GB RAM 과 500 GB HDD 사양의 하드웨어이며 $\Delta t=0.0005\text{sec}$ 에 sub-iteration 20 회를 부가하였다. 기준 동압에서의 해석은 초기입력에 의해 응답이 발생한 후 응답이 수렴할 때까지 해석을 수행하여야 하며 평균 약 4000 회의 반복계산이 수행되었다.

3.2 Aeroelastic Analysis Using Reduced-Order Model

기준동압에서의 공탄성 응답 데이터와 구조 데이터가 준비가 되면 이들 데이터로부터 공력모델의 상태 행렬 A_a, B_a, C_a, D_a 를 구할 수 있으며 이를 통해 공탄성 ROM 을 구축할 수 있다. 이 과정에서 매트릭스사에서 개발한 수치 해석 및 프로그래밍 환경을 제공하는 공학용 소프트웨어인 MATLAB(Ver. 7.0)을 사용하였다.

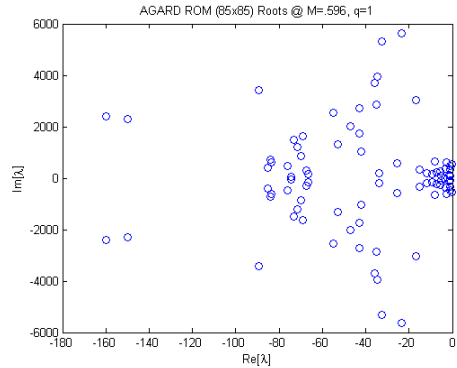


Fig.9 Eigenvalues of the aeroelastic ROM identified by ERA and AAEMS

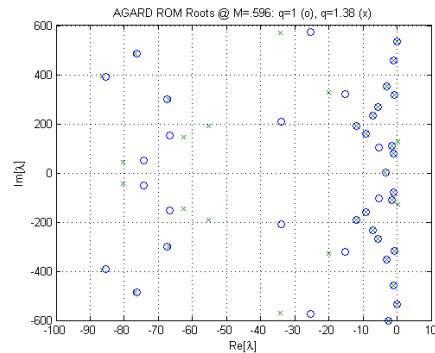


Fig.10 Eigenvalues of the aeroelastic ROM at two dynamic pressures ($q=1.0, 1=1.38$)

Fig.9 와 Fig.10 에서는 마하속도 0.596 에 대해서 각각 기준 동압과 플러터 발생 동압에서의 공탄성 저차모델의 고유 값(Eigenvalue)과 ERA 와 AAEMS 에 의해 구축된 공탄성 저차모델의 고유 값을 나타내고 있다. Fig.10 에서는 기준 동압비율 ($q=1$, dynamic pressure

ratio)에서의 고유값과 플러터 발생 시점으로 예측 되어진 기준 동압의 138%지점 동압에서의 고유 값을 함께 그래프에 나타내었다. 동일한 방법으로 M 0.678 과 0.96, 1.14 에서 기준동압에서 해석을 수행하였으며 구해진 기준동압에서의 압력 및 속도, 변위 데이터를 토대로 공탄성 저차모델을 구축하고 플러터 경계를 예측하였다. 마하속도 0.596 에서의 초기상태에 따른 첫 번째 모드에서의 모달 변 위와 모달 속도를 Fig.11 에 나타내었다. 또한 해석에 적용한 각 마하속도에 대하여 공탄성 ROM 을 사용하여 얻은 고유 값을 Fig.12 에 나타내었다.

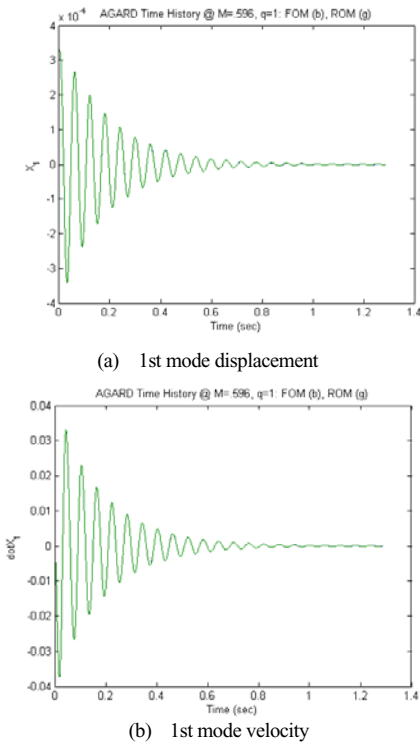
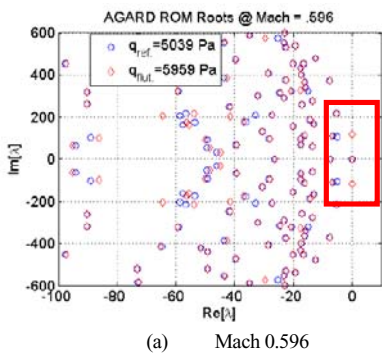
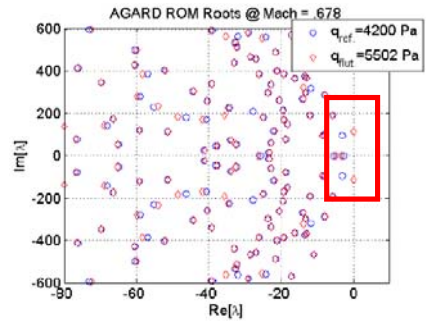


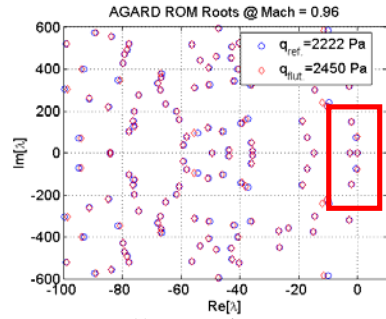
Fig.11 Aeroelastic response due to initial condition



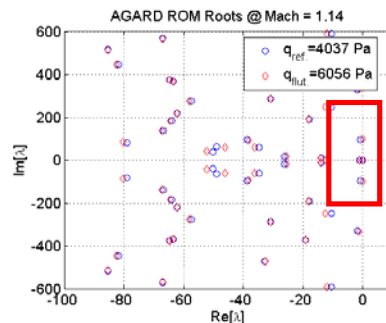
(a) Mach 0.596



(b) Mach 0.678



(c) Mach 0.96



(d) Mach 1.14

Fig.12 Eigenvalues on AGARD wing ROM roots

Table 2 Flutter boundaries dynamic pressure for the AGARD 445.6 wing

	M 0.596	M 0.678	M 0.96	M 1.14
Experiment	6000 Pa	5540 Pa	2927 Pa	5047 Pa
ROM	5959 Pa	5502 Pa	2450 Pa	6056 Pa
Full-simulation	5850 Pa	5380 Pa	2550 Pa	5715 Pa

플러터 경계에서의 동압값을 각각 실험값과 Full-simulation 에서의 값, 저차공력모델에 의한 구해진 값을 함께 Fig.13 과 Table 2 에 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.

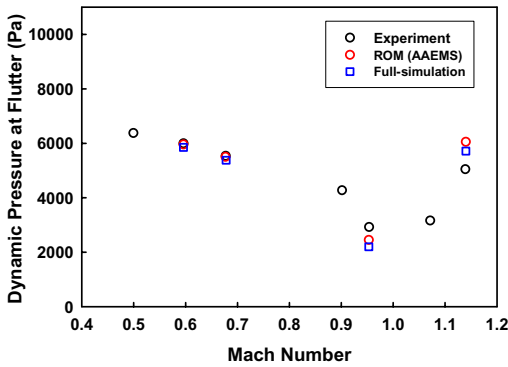


Fig.13 Flutter boundaries for the AGARD 445.6 wing

4. 결 론

본 연구에서는 제한한 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. 기존 동압에서의 공탄성 응답 데이터를 얻기 위해서 CFD 를 사용한 유체-구조 연계 해석을 수행하였다. 여기서 구해진 압력 데이터를 공탄성 응답으로 사용하여 ERA 와 AAEMS 방법을 적용하여 공탄성 ROM 을 성공적으로 구축하였다. 이를 통해 CFD 를 사용한 Full-시뮬레이션 결과와 잘 일치하는 결과를 얻을 수 있었다.

구축된 공탄성 ROM 으로 예측된 AGARD 445.6 날개의 플러터 경계와 Full-시뮬레이션 방법에서의 예측결과, 실험결과와의 비교를 수행하여 CFD 를 사용한 Full-시뮬레이션 결과와 잘 일치하는 결과를 얻을 수 있었다.

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

후 기

본 연구는 방위사업청과 국방과학연구소(UD070041A D)의 지원으로 수행된 연구결과의 일부입니다.

참 고 문 헌

(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.