

난류 경계층 모델을 고려한 AGARD 445.6 날개의 플러터 해석 및 실험결과 비교

Comparison Study of Viscous Flutter Boundary for the AGARD 445.6 Wing Using Different Turbulent Boundary Layer Models

김요한** 김동현* 김동만** 김수현***
 Yo-Han Kim Dong-Hyun Kim Dong-Man Kim Soo-Hyun Kim

Abstract

In this study, a comparison study of flutter analysis for the AGARD 445.6 wing with wind tunnel test data has been conducted in the subsonic, transonic and supersonic flow regions. Nonlinear aeroelastic using FSIPRO3D which is a generalized user-friendly fluid-structure analyses have been conducted for a 3D wing configuration considering shockwave and turbulent viscosity effects. The developed fluid-structure coupled analysis system is applied for aeroelastic computations combining computational structure dynamics(CSD), finite element method(FEM) and computations fluid dynamics(CFD) in the time domain. MSC/NASTRAN is used for the vibration analysis of a wing model, and then the result is applied to the FSIPRO3D module. the results for dynamic aeroelastic response using different turbulent models are presented for several Mach numbers. Calculated flutter boundary are compared with the wind-tunnel experimental and the results show very good agreements.

Keywords : Aeroelastic(공탄성), Flutter(플러터), Fluid-Structure Coupled System(유체-구조 연계시스템), Flow Viscosity (유동점성), Turbulent Model(난류모델)

1. 서론

항공기 개발에 있어서 공탄성 해석의 중요성이 강조되고 있다. 공력탄성학(aeroelasticity)엔 대표적으로 플

러터(flutter), 다이버전스(divergence), 버펫팅(buffeting), 제한주기운동(limit cycle oscillation) 등이 있는데, 여러 현상들 중에 플러터현상은 공기 흐름에서 에너지를 받아 일어나는 진동으로, 비행기의 속도가 빨라졌을 때 주 날개와 꼬리날개가 공기 힘에 의하여 심한 진동을 일으키는 현상을 말한다. 비행속도가 느릴 때는 날개에 생기는 미소한 교란으로 인하여 날개의 탄성 진동이 발행하여도 날개의 진동에 따라 일어나는 공기 힘에 의하여 감소되지만, 비행속도가 빨라지게 되면 날개의 진동에 따라 일어나는 공기 힘이 날개에

† 2009년 7월 17일 접수~2009년 10월 22일 게재승인

* 경상대학교 기계항공공학부 및 항공기부품기술 연구소

** 경상대학교 기계항공공학부 대학원

*** 씨에이코리아(주)

책임저자 : 김동현(dhk@gnu.ac.kr)

진동을 일으켜 심한 진동이 생긴다. 일단 플러터가 발생하면 진동이 급속히 퍼져 비행기는 공중 분해되기 때문에 현대의 항공기 설계에 있어서 플러터의 발생 유무를 사전에 예측하는 것이 매우 중요하다. 플러터 안정성 해석에는 DLM(Doublet Lattice Method)와 DPM(Doublet Point Method)같은 패널(panel)기법들이 이미 대형 항공기 제작사에서 보편적으로 사용되고 있다. 그러나 이 패널들은 천음속 영역에서 공기역학적인 비선형성을 고려할 수 없어 플러터 안정성이 급격히 떨어지는 현상에 대한 예측이 불가능하다는 단점이 있다. 따라서 이 영역에서의 플러터 안정성을 예측하기 위해 플러터 해석에 관한 많은 연구가 수행되어 왔다^[1~5].

본 논문을 위하여 아음속, 천음속, 초음속 영역에서 플러터 해석을 위한 유체-구조 연계시스템을 개발하였고, 본 시스템을 활용하여 각 난류모델에 대한 동적 공탄성 응답 해석을 수행하였다. 해석된 결과를 바탕으로 NASA Langley 연구소의 천음속 풍동(transonic dynamics tunnel)에서 시험한 AGARD 445.6 날개의 실험값과 비교 및 검증하였다. 본 연구에서는 자체적으로 구축한 FSIPRO3D 프로그램을 활용하였다.

2. 이론적 배경

가. 일반화 공탄성 방정식

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.

$$[M_q]\{\ddot{q}(t)\} + [C_q]\{\dot{q}(t)\} + [K_q]\{q(t)\} = \{Q(t)\} \quad (1)$$

여기서, $\{q(t)\}^T = [q(t)_1, q(t)_2, q(t)_3, \dots, q(t)_n]$ 은 일반화된 변위벡터(generalized displacement vector)를, $[M_q]$ 은 일반화된 질량행렬, $[C_q]$ 는 일반화된 감쇠행렬, $[K_q]$ 는 일반화된 강성행렬을 의미하며, $\{Q(t)\}$ 는 시간영역

에서의 일반화된 공기력 벡터를 나타내며 다음과 같다.

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

위 식에서 첨자 'i'는 영향(influence) 모드를 의미하며, ψ 는 고유모드 벡터를, S는 날개의 투영면적, ρ 는 자유흐름 밀도를, ΔC_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. 연계시간적분법의 세부적인 수치기법은 참고문헌^[6~8]를 참조하기 바란다.

나. 비정상 Navier-Stokes 방정식

비정상 압축성 Reynolds-averaged Navier-Stokes(N/S) 유동해석 지배 방정식은 다음과 같이 보존형으로 나타낼 수 있다.

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial t}(\rho u_i) = 0 \quad (3)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho u_i) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho u_i u_j) = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j}[\tau_{ij} + R_{ij}] \quad (4)$$

여기서, 점성 응력 텐서(stress tensor)와 변형 텐서(deformation tensor)는 다음과 같이 정의 된다.

$$\tau_{ij} = 2\mu [S_{ij} - \frac{1}{3} \delta_{ij} \frac{\partial u_k}{\partial x_k}]$$

$$S_{ij} = \frac{1}{2} [\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i}]$$

또한 난류 레이놀즈 응력 텐서(turbulence Reynolds stress tensor)인 R_{ij} 는 다음의 Boussinesq 가설에 따라서 근사화 될 수 있다.

$$R_{ij} \cong \mu_T [S_{ij} - \frac{2}{3} \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \delta_{ij}] - \frac{2}{3} (pk) \delta_{ij} \quad (5)$$

식 (3)~(5)는 전산유체해석을 위해서 공간 이산화와 시간 이산화 과정을 거쳐 연립대수방정식으로 변환되고, 이 연립대수방정식을 풀어 이산화된 지배방정식에 대한 해를 구하게 된다.

본 연구에서는 식 (3)~(5)의 수치해석을 위해 유한체적법(finite volume method)에 근거한 CFD 유동해석 기법을 적용하였다. 개발된 FSIPRO3D 유체-구조 연계 해석 시스템은 CFD 유동해석 소스코드나 상용전산유체 해석 프로그램인 Fluent(Ver. 6.2~6.3)와 자체개발한 C언어 기반의 UDF(User Defined Function) 모듈, 공탄성 통합해석 Fortran 코드 및 유한요소 구조/진동해석 프로그램들을 연동하여 일반적인 유체유발진동 해석을 용이하게 수행할 수 있다.

3. 해석 결과 및 검토

본 연구에서는 자체 개발한 3차원 유체/구조 연계 시스템을 활용하여 풍동실험결과가 제시되어있는 AGARD 445.6 날개^[9]의 3차원 플러터 해석을 수행하였다. 본 해석에 사용된 AGARD 날개의 형상은 Fig. 1과 같다.

공탄성 해석을 위한 구조진동해석은 MSC/NATRAN 상용프로그램을 사용하여 수행되었다. 구조격자는 3차원 고체(solid) 요소를 사용하여 생성하였으며(Fig. 2),

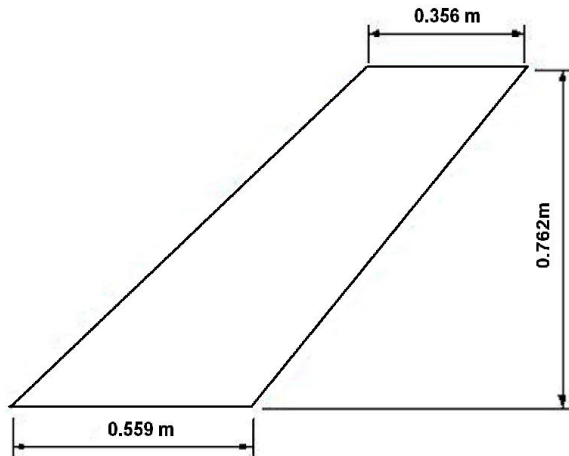


Fig. 1. Geometric configuration of AGARD 445.6 wing

8절점 육면체 요소가 사용되었다. 날개 코드(chord) 방향으로 11개, 스패 방향으로 21개의 유한요소로 나누어져 있으며, 총 노드 개수는 609개이고, 총 유한요소수는 360개이다. 구조해석 시 날개의 루트 쪽은 완전 고정(clamp)되어 있는 것으로 가정하였으며, 구조의 등가 물성치는 Table 1에 나타내었다.

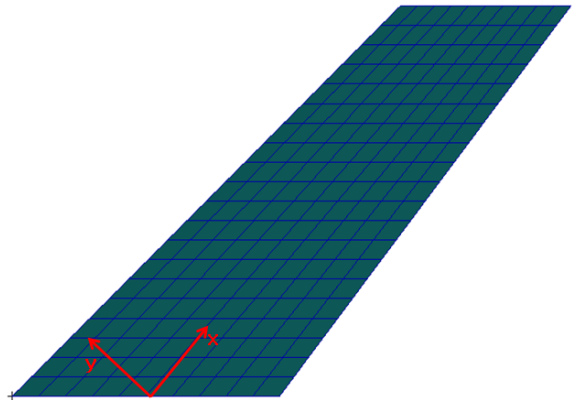


Fig. 2. Finite element model of AGARD 445.6 wing

Table 1. Material properties of AGARD 445.6 wing

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

AGARD 445.6 날개의 공탄성해석을 수행하기 위해 구조에서 발생하는 고유진동모드 벡터를 유체 격자에 보간하였다. Fig. 3에 유체격자에 보간된 결과를 나타내었으며, 보간에 의한 오류는 각 모드에서 최대 3.0%로 구조모델의 고유진동해석 결과와 거의 동일한 모드 및 결과를 나타내었다. 첫 번째와 두 번째 모드는 각각 1차 굽힘 모드와 비틀림 모드이고, 세 번째와 네 번째 모드는 각각 2차 굽힘 모드와 비틀림 모드를 나타낸다.

본 연구에서 계산된 고유진동수와 기존의 데이터를 실험결과와 함께 비교하였다(Table 2). 기존의 결과들과 유사하게 실험데이터에 잘 근접함을 알 수 있다.

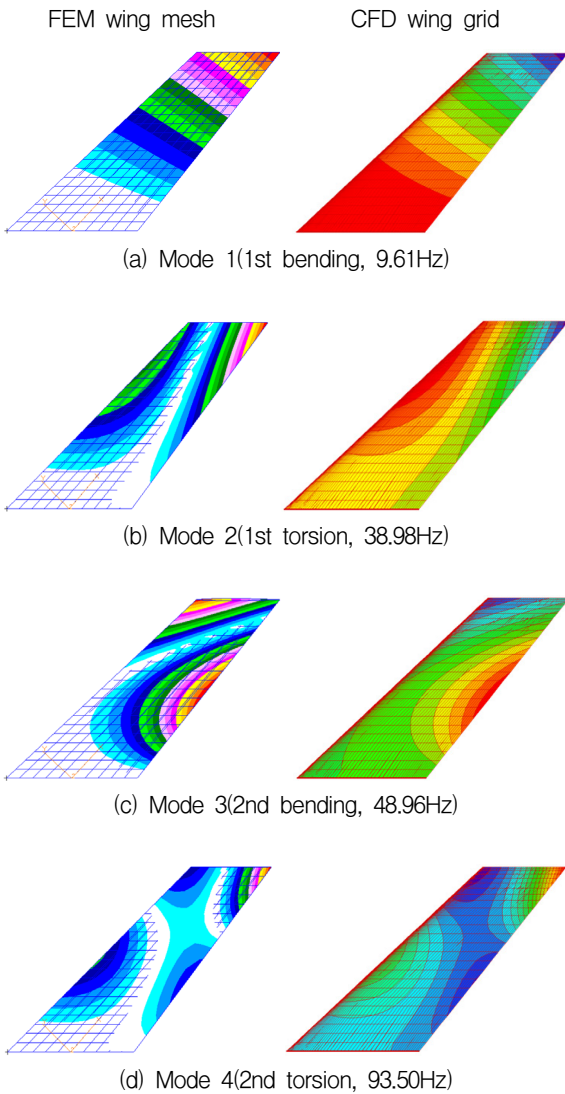


Fig. 3. Comparison of natural mode shapes between FEM mesh and CFD grid

Table 2. Comparison of natural frequencies

	Mode1	Mode2	Mode3	Mode4
Experiment	9.60	38.10	50.70	98.50
Kolonaly	9.63	37.12	50.50	89.94
Goura	9.67	36.87	50.26	90.00
Beaubien	9.46	39.44	49.71	94.39
Present	9.61	38.98	48.96	93.50

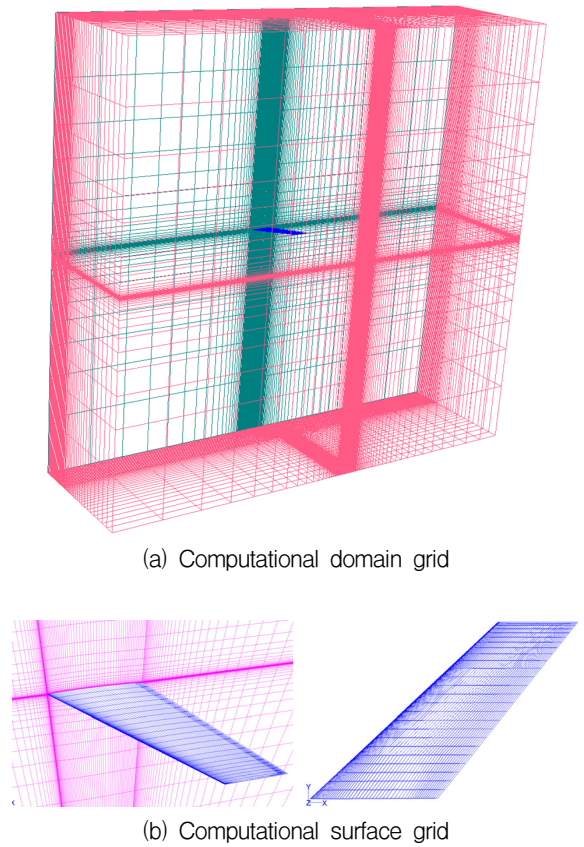
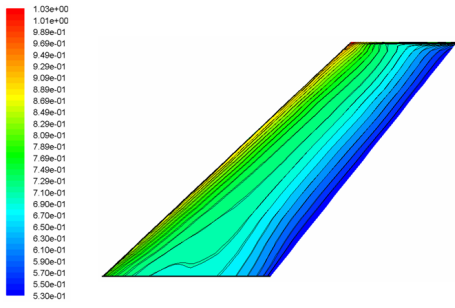


Fig. 4. Aerodynamic grid for AGARD 445.6 wing

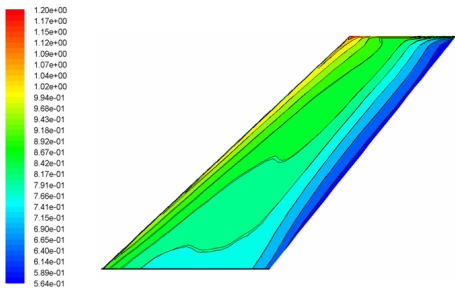
Fig. 4는 본 연구에서 3차원 비정상 유동해석에 사용된 유동 격자를 나타낸다. 날개의 chord 방향으로 100개, span방향으로 26개의 절점을 분포시켰다. 전체 격자수는 341,421개이다.

유동해석을 검토하기 위하여 해석에 적용된 유동조건은 해면조건에서 유동받음각 0deg, 마하수 0.5, 0.678, 0.901, 0.954, 1.072, 1.141에 대하여 해석하였고, 각각에 대해 난류모델 Spalart-Allmaras, k-ε, Detached Eddy Simulation(DES)에 대한 비교검증을 수행하였다.

Fig. 5와 Fig. 6은 각각 S-A와 DES 난류모델에서 마하수 0.954와 1.072에서의 마하수 분포를 나타내었다. 마하수 분포를 살펴볼 때, 강한 충격파의 영향은 확인되지 않음을 알 수 있다. Fig. 7은 마하수 0.954에서 날개의 스펠 위치별로 서로 다른 난류모델에 대한 Cp(Pressure coefficient) 분포를 나타낸다. 각 난류모델에 대한 압력계수 분포가 거의 일치함을 확인 할 수 있다.

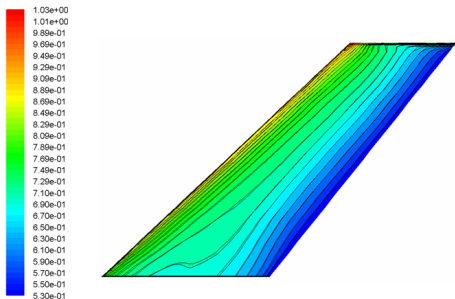


(a) Mach contour distribution(M=0.954)

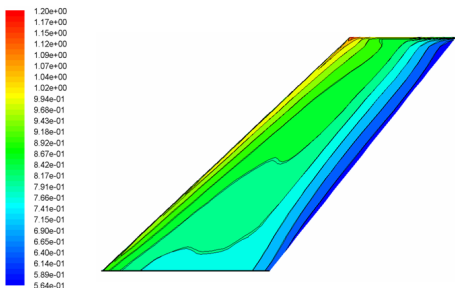


(b) Mach contour distribution(M=1.072)

Fig. 5. Mach contours of AGARD 445.6 wing(S-A)



(a) Mach contour distribution(M=0.954)



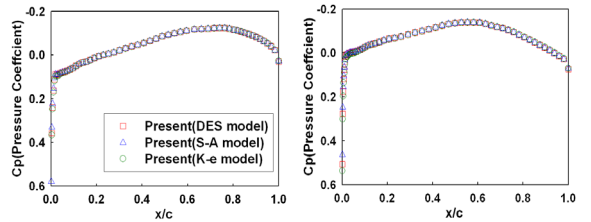
(b) Mach contour distribution(M=1.072)

Fig. 6. Mach contours of AGARD 445.6 wing(DES)

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

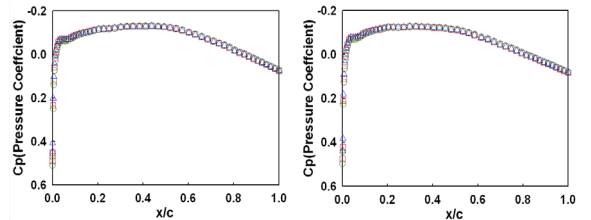
$$q_f = \frac{1}{2} \rho_\infty v^2 = \frac{1}{2} \gamma P_\infty M_\infty^2 \quad (6)$$

위 식에 의해서 동압에 따른 고도가 정해지게 되며, 수치해석에선 동압과 플러터동압의 비를 바꾸가며 플러터 경계를 계산하였다. 계산에 사용된 서버 컴퓨터는 Intel Core2 Quad 2.66Hz CPU에 4GB RAM 과 500GB HDD 사양의 하드웨어이며 $\Delta t=0.0005\text{sec}$ 에 subiteration 10회를 부가하였다. 0.4sec까지의 공탄성 응답 계산을 수행하기 위해, 1개의 CPU사용을 기준으로 800번 반복계산을 수행하였고 이는 약 30시간이 소요되었다.



(a) Span = 0.0%

(b) Span = 25.0%

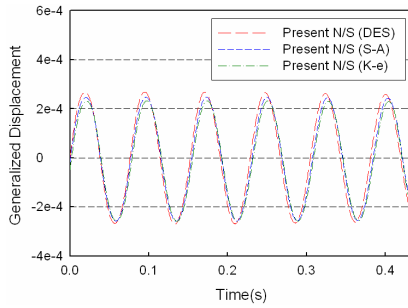


(c) Span = 90.0%

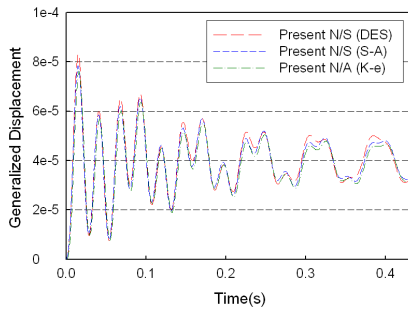
(d) Span = 95.0%

Fig. 7. Comparison of sectional steady-state pressure coefficient distribution(M = 0.954, $\alpha = 0\text{deg}$)

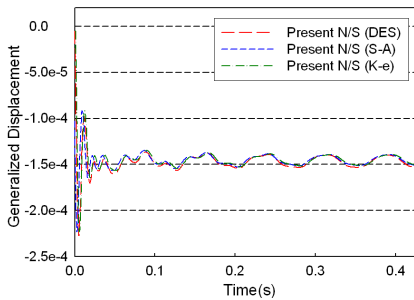
Fig. 8은 각 모드별의 일반화된 변위(Generalized displacement)응답을 서로 다른 난류모델에 대해서 비교한 결과이다. 본 해석 조건의 경우 난류모델에 대한 큰 차이는 보이지 않고 있다.



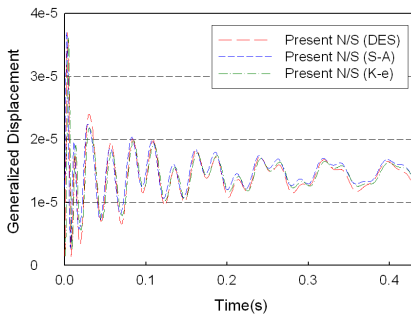
(a) Mode 1



(b) Mode 2



(c) Mode 3



(d) Mode 4

Fig. 8. Calculated aeroelastic responses of generalized displacements at $M=0.954$

Fig. 9는 마하수에 대한 플러터 발생 동압을 각 난류모델에 대하여 비교한 결과이다. 아음속과 천음속 영역에서는 세 가지 난류모델을 이용한 결과 모두 실험값과 잘 일치 하였으나, 마하수 1.141 영역의 플러터 경계는 기존의 연구들과 같이 실험값과 상당한 차이를 보였다. 마하수 1.1 미만의 영역에서는 전체적으로 실험결과를 상당히 정확하게 예측하고 있다.

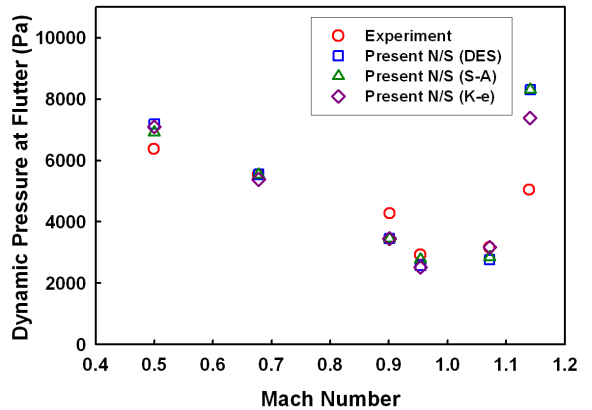


Fig. 9. Comparison of flutter boundaries for the AGARD 445.6 wing considering various turbulent models

4. 결론

본 연구에서는 자체적으로 구축한 3차원 유체-구조 연계해석 시스템(FSIPRO3D)을 활용하여 AGARD 445.6 날개 형상에 대하여 난류 유동점성 효과를 고려한 플러터해석을 수행하였다. 해석 시스템을 활용하여 아음속, 천음속, 초음속 영역에 대해서 동적 공탄성 해석을 수행하였으며, 세 가지의 난류모델을 적용하여 예측된 플러터 경계를 실제 풍동실험 결과와 비교 및 검증하였다. 본 연구 결과를 바탕으로 이 효과를 고려하여 비행체의 정밀한 플러터 경계예측이 가능할 것으로 판단된다.

후 기

본 연구는 방위사업청과 국방과학연구소(UD070041AD)의 지원으로 수행된 연구결과의 일부입니다.

Reference

- [1] E. M. Lee-Rausch., J. T. Batina., "Calculation of AGARD Wing 445.6 Flutter using Navier-Stokes Aerodynamics", AIAA-93-3476, 1993.
- [2] R. J. Beaubien., F. Mitzsche. and D. Feszty., "Time and Frequency Domain Flutter Solutions for the AGARD 445.6 Wing", Paper IF-102, IFASD, 2005.
- [3] 김동현, 이인, "미소교란 방정식을 이용한 3차원 항공기 날개의 천음속 플러터 해석", 한국항공우주학회지, 제26권, 제7호, pp. 85~95, 1998.
- [4] Kim, D. H., Park, Y. M., Lee I. and Kwon O. J., "Nonlinear Aeroelastic Computation of a Wing/Pylon/Finned-Store Using Parallel Computing", AIAA Journal, Vol. 43, No. 1, pp. 53~62, January, 2005.
- [5] 권혁준, 박수형, 김경석, 김종윤, 이인, 권장혁, "병렬화된 오일러 코드를 이용한 3차원 날개의 천음속 플러터 해석", 한국항공우주학회지, 제33권, 제10호, pp. 10~16, 2005.
- [6] Poyan Pahlavanloo, "Dynamic Aeroelastic Simulation of the AGARD 445.6 Wing using Edge", Defence and Security, Systems and Technology, April 2007.
- [7] 김동현, 오세원, 김현정, "CFD/CSD 통합 연계기법을 이용한 3차원 곡면날개의 가상 플러터 시험", 한국소음진동공학회지, 제16권, 제4호, pp. 355~365, 2006년 4월.
- [8] 김동현, 오세원, 박웅, "스태이터-로터 상호간섭 및 점성효과를 고려한 케이스케이드의 유체유발 진동해석", 한국소음진동공학회지, 제16권, 제10호, pp. 1083~1090, 2006년 10월.
- [9] Yates, E. C. Jr., "Agard Standard Aeroelastic Configulations for Dynamic Response Candidate Configuration 1. - Wing 445.6", NASA-TM-100492, August 1987.