

# 2007년도 한국군사과학기술학회 종합학술대회

- 체계공학 부문
- 정보기술 부문
- 소재·공정 부문
- 센서·신호처리 부문
- 생명·환경 부문
- 에너지 부문
- 제어 부문
- 구조·기기 부문
- 유체공학 부문
- 추진 부문
- 국방로봇 부문
- 해양 부문
- 기타 부문



2007년도

한국군사과학기술학회

종합학술대회

일자 : 2007. 8. 16.(목)~8. 17.(금)

장소 : 한국해양대학교(부산)



주최 :  한국군사과학기술학회



한국해양대학교 수중운동체 특화연구센터



국방과학연구소

## 구조·기기 부문

- 축소모델을 이용한 비레, 비비레 감쇠 구조물의 진동해석 ..... 827  
조맹효, 최동수(서울대)
- 받음각 효과를 고려한 발사체 날개단면의 초음속/극초음속 비선형 유체유발진동 해석 ..... 831  
김유성, 김동현, 윤명훈, 양건명(경상대)
- 구동장치의 동특성과 비선형성을 고려한 조종면이 있는 날개의 아음속 서보공탄성 해석 ..... 837  
이승준, 이 인(KAIST), 신원호[삼성전기(주)], 신영석(국과연)
- 다양한 날개/외부 장착물 조합에 따른 플러터 특성 평가 ..... 841  
강래형, 이승준, 이 인, 한재홍(KAIST)
- 다양한 반응면 근사 기법을 이용한 복합재 평판의 신뢰도 및 민감도 해석 ..... 845  
이석제, 김인걸, 장문호(충남대), 주영식(국과연)
- Lagrangian to Eulerian 메핑이론 기초 ..... 849  
이민형, 김준호, 김은영(세종대)
- 시간영역에서의 접는 날개 비선형 공탄성 해석 ..... 853  
이동민, 김정영(국과연)
- Quartz 관성 센서 제작을 위한 저온 SoQ(Silicon-on-Quartz) 접합 공정 개발 ..... 857  
황영석, 정형균, 김용권(서울대), 현익재, 백창욱(중앙대)
- RTV88 단순접착 조인트의 파단 특성 연구 ..... 861  
추연석, 조태민, 이민정, 엄재성, 이병채(KAIST), 양해석, 이세환(국과연)
- 내열접착제 RTV88의 인장시험 및 유한요소해석을 위한 재료 모델 구성 ..... 865  
이민정, 조태민, 추연석, 엄재성, 이병채(KAIST), 양해석, 이세환(국과연)
- 차륜차량의 동력장치에 대한 상대 피로 손상도 연구 ..... 869  
이상호, 이정환, 구상화(국과연)
- 굽힘 하중을 받는 원통형 접착조인트의 응력해석 ..... 873  
이세환, 양해석, 신영석, 박태학(국과연)
- 위상최적화 기법을 이용한 광 기구 시스템의 구조 성능 개선 ..... 876  
박대웅[삼성탈레스(주)]
- 함정탐재 송수신시스템의 충격해석 및 실험 ..... 880  
이석규, 정화영, 김진천[LIG넥스원(주)]
- 항공기 구조물의 조류충돌 해석 연구 ..... 884  
공창덕, 이승현, 박현범, 최수현(조선대)

# 다양한 날개/외부 장착물 조합에 따른 플러터 특성 평가

## Evaluation of Flutter Characteristics for Various Wing/store Configurations

강래형 이승준 이인 한재홍

Lae-Hyong Kang Seung-Jun Lee In Lee Jae-Hung Han

한국과학기술원 항공우주공학과, 대전 305-701

(발표자 연락처 : jaehunghan@kaist.ac.kr)

**ABSTRACT** Modern attack aircraft are required to carry various external stores mounted at different locations on the wing. Sometimes the attachment of stores to an aircraft wing leads to flutter speed reduction and it's very severe aeroelastic problem. In this paper, therefore, the flutter stability to the various wing/store configurations was investigated.

**Keyword** : Flutter, Aeroelasticity, Wing/Store, Vibration

### 1. 서론

현대 전투기는 다양한 전투 목적에 맞춰 여러 조합의 외부 장착물(폭탄, 미사일, 보조연료탱크 등)을 탑재하여 임무를 수행해야 한다(그림 1). 또한, 기존 항공기에 새로 개발된 외부 장착물을 탑재해야 하는 경우도 발생하게 된다.

이런 날개/외부 장착물 조합에서 때때로 예기치 않은 구조적 불안정성이 발생할 수 있다. 이는 비행 안정성을 저하시켜 결과적으로 비행 성능 감소의 주된 원인이 될 수 있으며, 전투기의 전투 능력을 크게 저하시키게 된다.

따라서 항공기 날개와 외부 장착물간의 상호 영향에 대한 평가가 필요하며 비행 적합성 평가도 이루어져야 한다[1,2]. 특히, 전투기의 기동시 동적 안정성에 가장 중요한 부분을 차지하는 플러터 안정성에 대한 연구가 이루어져야 한다.

본 논문에서는 외부 장착물이 부착된 항공기 날개에 대하여 플러터 안정성 해석을 수행하였으며 외부 장착물이 존재하지 않는 단순 날개의 경우와 고정식 및 비연계 파일린이 부착된 날개에 대하여 플러터 안정성 평가를 수행, 비교하였다. 또한 비연계 파일린의 강성 변화에 대한 플러터 안정성 평가도 수행하였다. 이런 해석을 통하여 실험적으로 일일이 평가하기 힘든 공력탄성학적 불안정성을 미리 파악하여 날개/외부 장착물간의 부적절한 조합을 미연에 방지할 수 있으리라 생각된다.

### 2. 공탄성 해석 기법

공탄성 해석을 수행하기 위해서는 비정상 공기력과 날개 구조의 모델링, 그리고 주파수 영역 및 시간 영역에서의 해석 방법이 필요하다.



그림 1. 다양한 외부 장착물.

본 논문에서는 DHM (Doublet Hybrid Method) [3]을 이용하여 공기력을 구하였으며, 구조 모델링은 MSC/NASTRAN 을 사용하여 수립하였다. 주파수 영역 해석은 V-g 방법을 사용하여 수행하였으며 플러터 속도와 플러터 주파수를 구하였다. 시간 영역에서의 날개의 응답을 계산하기 위해서는 상태공간에서의 공탄성 방정식을 시간 적분해야 하고, 이를 위해서는 여러 환산 진동수에서 계산된 공기력 상관계수를 상태공간에서의 함수로 근사화 하는 것이 필요하다. 본 연구에서는 Karpel 의 최소상태변수 근사법[4]을 사용하였다.

구조 선형성을 가정한 탄성체의 운동방정식은 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$[M]\{\ddot{u}\} + [C]\{\dot{u}\} + [K]\{u\} = \{F(t, u, \dot{u})\} \quad (1)$$

여기서,  $[M]$ 은 질량행렬,  $[C]$ 는 감쇠행렬,  $[K]$ 는 강성행렬,  $\{u\}$ 는 변위벡터,  $\{F(t, u, \dot{u})\}$ 는 외력벡터이다. 변위 벡터  $\{u\}$ 를 운동방정식의 고유 모드 벡터  $\{\phi_i\}$ 로 이루어진 행렬  $[\Phi]$ 와 일반화된 좌표계  $\{u\}$ 의 선형조합으로 표현할 수 있다고 가정하면 다음과 같은 선형변환을 정의할 수 있다.

$$\{u\} = [\Phi]\{\underline{u}\} \quad (2)$$

식 (1)을 식 (2)에 대입하고,  $[\Phi]^T$  를 곱하면 일반화된 좌표계에서의 공탄성 방정식을 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$[GM]\{\ddot{u}\} + [GC]\{\dot{u}\} + [GK]\{u\} = \{\bar{F}\} \quad (3)$$

여기서,  $[GM]$  은 일반화된 질량행렬,  $[GC]$  는 일반화된 감쇠행렬,  $[GK]$  는 일반화된 강성행렬, 그리고  $\{\bar{F}\}$  는 일반화된 공기력 벡터이다. 일반화된 공기력 벡터의  $i$  번째 항은 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\bar{F}_i(t) = \frac{1}{2} \rho U_\infty \iint \Delta p(x, y, t) \phi_i(x, y) dx dy \quad (4)$$

여기서,  $\Delta p$  는 날개의 아랫면과 윗면의 압력차이며,  $\phi_i$  는  $i$  번째 모드 벡터이다. 해석하고자 하는 날개의 운동을 조화운동 ( $\{\underline{u}(t)\} = \{\bar{u}\} e^{i\omega t}$ ) 이라고 가정하면, 식 (3) 으로부터 다음과 같은 주파수 영역의 공탄성 방정식을 얻을 수 있다.

$$-\omega^2 [GM]\{\bar{u}\} + i\omega [GC]\{\bar{u}\} + [GK]\{\bar{u}\} = q[\bar{Q}(k)]\{\bar{u}\} \quad (5)$$

여기서,  $q$  는 동압을 나타내며,  $[\bar{Q}(k)]$  는 주파수 영역에서의 일반화된 공기력 상관 계수 행렬로 정의된다. 앞서 언급하였듯이 본 논문에서는 DHM 을 이용하여 공기력 상관 계수 행렬을 구하였으며, 주파수 영역 해석을 수행하였다. 또한 시간 영역에서의 날개의 응답을 계산하기 위해서 식 (6)으로 표현되는 Karpel 의 최소상태변수 근사법을 사용하였다.

$$\bar{Q}(s) = P_1 \bar{s}^2 + P_2 \bar{s} + P_3 + D(sI - \bar{R})^{-1} E \bar{s} \quad (6)$$

여기서,  $\bar{s} = (b/U_\infty)s = jk$  이며  $k$  는 환산진동수이다. 공기력 근사화에 의해 추가되는 상태변수  $x_a$  를 포함하여 일련의 계산을 거쳐 최종상태방정식을 구성하면 식 (7) 을 얻을 수 있다. 본 연구에서는 10 개의 모드좌표와 공기력의 근사화로부터 발생한 12 개의 상태변수를 사용하였다.

$$\begin{Bmatrix} \dot{x} \\ \dot{x} \\ \dot{x}_a \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} -[M]^{-1}[C] & -[M]^{-1}[K] & -[M]^{-1}[D] \\ [I] & [0] & [0] \\ [E] & [0] & [\bar{R}] \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} x \\ x \\ x_a \end{Bmatrix} + \begin{Bmatrix} -[M]^{-1}\{f\} \\ \{0\} \\ \{0\} \end{Bmatrix} \quad (7)$$

### 3. 공탄성 해석 모델

날개에 외부 장착물이 부착된 해석 모델로서 그림 2 에 나타낸 사각 평판 날개와 원통 외부 장착물 모델을 선정하여 외부 장착물에 의한 날개의 공력탄성학적 특성이 어떻게 변하는지 살펴보았다. 구조물의 치수는 날개가  $600 \times 300 \times 5 \text{mm}^3$  이며 원통 외부 장착물의 단면반경이 25mm, 길이가 500mm, 날개와 외부 장착물 사이 거리가 50mm 로 설정하였다. 구조물의 물성치는 표 1 에 나타내었다.

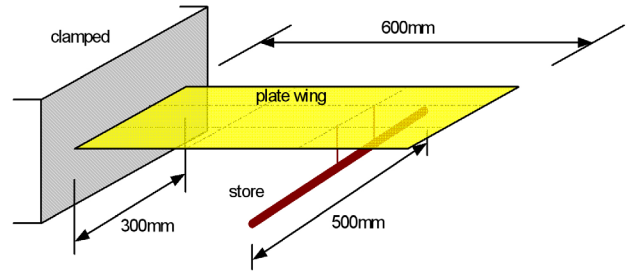


그림 2. 사각 평판 날개 및 원통형 외부 장착물 모델.

표 1. 날개 및 외부 장착물의 물성치

	탄성계수	밀도	푸아송비
평판 날개	72GPa	2700kg/m <sup>3</sup>	0.33
원통 외부 장착물	72GPa	1700kg/m <sup>3</sup>	0.33

선정한 날개/외부 장착물 모델을 기본 모델로 하여 외부 장착물의 부착위치와 외부 장착물의 무게중심의 위치, 파일린 부착 위치 등에 대한 플러터 특성을 살펴보았다. 본 논문에서 수행한 공탄성 해석 결과는 모두 마하수 0.7 에서 해수면 조건을 적용하여 해석한 결과이다. 공기력 계산시 외부 장착물의 공기력은 무시하였다.

날개 구조 모델은 MSC/PATRAN 으로 설계한 다음, MSC/NASTRAN 으로 모드 해석을 수행하였다. 구조해석시 6×3 4 절점 쉘 요소로 나누어 해석을 수행하였으며, 외부 장착물을 장착하는 파일린 중 앞단은 강체로 고정하고 뒷단은 해석 목적에 따라 스프링(비연계 파일린) 또는 강체(고정식 파일린)로 설정하여 해석을 수행하였다. 뒷단 파일린에 스프링을 적용하는 경우에는 스프링 요소를 선형 스프링으로 가정하고 평판 날개에 수직방향에 대한 강성값만 가진다고 가정하였다.

### 4. 해석 결과

우선 외부 장착물의 무게 중심의 위치와 부착 위치에 대한 플러터 특성을 비교하여 보았다. 이 때 파일린은 인접한 두 노드로 구성이 되며, 외부 장착물 무게 중심이 앞단에 있는 경우부터 중간, 끝단에 있는 경우에 대해 해석을 수행하였다.

외부 장착물의 무게 중심이 앞/뒤 두 파일린의 중간

위치 보다 앞쪽에 있는 경우, 중간에 일치하는 경우, 뒤쪽에 있는 경우에 대해 플러터 동압비를 비교하여 그림 3 에 나타내었다. 이 해석 결과는 뒤쪽 파일런이 강체로 연결된 경우이다. 플러터 동압비는 외부 장착물을 단 날개 모델의 플러터 동압을 날개만 있는 모델의 플러터 동압으로 나눈 값이다. 즉, 플러터 동압을 비교함으로써 순수 날개만 있는 경우에 비해 외부 장착물을 부착한 경우에 동압이 어떻게 변하는지 한눈에 살펴볼 수 있으며 만약 이 값이 1 보다 작은 경우에는 외부 장착물에 의한 영향으로 플러터 특성이 나빠진다는 것을 의미한다.

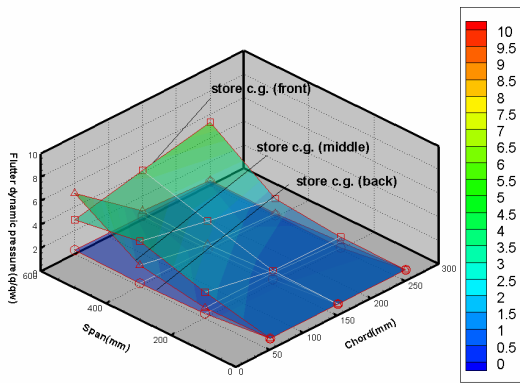


그림 3. 외부 장착물의 무게중심에 따른 플러터 동압 비교.

그림 3 에서 알 수 있듯이 외부 장착물의 무게 중심이 앞쪽에 있을수록 공력탄성학적 특성이 좋아짐을 알 수 있고 반대로 외부 장착물의 무게 중심이 뒤쪽에 있으면 공력탄성학적으로 불안정해짐을 알 수 있다. 이는 기존 전투기 개발 사례 중 F-15 의 수평 꼬리 날개에 플러터 안정성 향상을 위해 날개 끝단 앞전부에 추가 질량을 부가한 연구사례[1]와 비교하여 볼 때 의미 있는 결과로 여겨진다.

다음으로 외부 장착물의 무게에 대한 영향을 살펴보았다. 앞서 언급한 기본 모델의 외부 장착물 무게와 날개무게의 비  $M_s/M_w=0.69$  이며, 날개 무게를 고정한 상태에서 외부 장착물의 무게를 변화시켜 가면서 플러터 해석을 수행하여 그림 4 에 나타내었다. 그림 4 에서 외부 장착물의 무게가 무거울수록 플러터 특성이 조금씩 향상됨을 알 수 있다.

이 외에도 기본 모델에서 파일런의 길이에 대한 플러터 특성을 살펴보고 그림 5 에 나타내었다. 날개와 외부 장착물 모델이 동일한 가운데 날개로부터 외부 장착물이 멀리 장착이 되면 플러터 특성이 나빠짐을 알 수 있었다.

해석한 결과를 요약하면, 외부 장착물이 날개 아래쪽에 강체로 연결된 경우 외부 장착물의 무게 중심이 앞쪽에 있을수록, 외부 장착물의 무게가 좀더 무거울수록, 외부 장착물과 날개 사이의 길이가 짧을수록 플러터 특성이 좋아짐을 알 수 있었다.

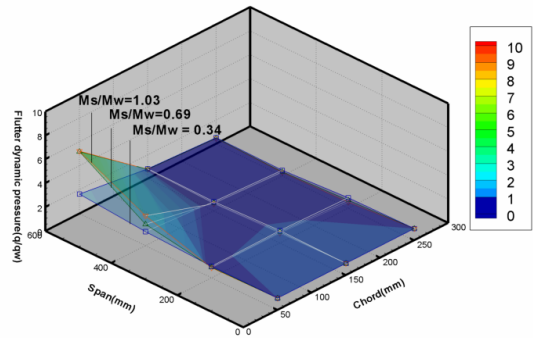


그림 4. 외부 장착물의 무게에 따른 플러터 동압 비교. (무게 중심: 중간)

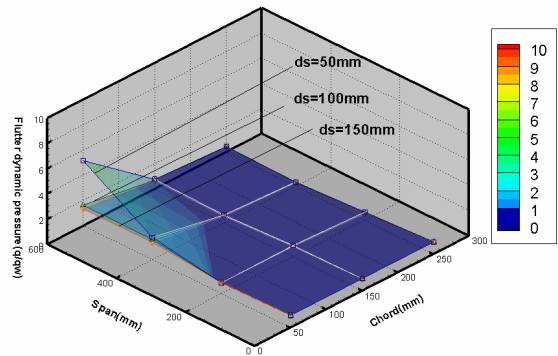


그림 5. 날개와 외부 장착물간의 거리에 따른 플러터 동압 비교. (무게 중심: 중간)

### 5. 실제 항공기 모델에 적용

앞선 해석 결과를 토대로 좀더 세분화된 해석을 위하여 F-5 날개에 GBU-8/B 외부 장착물이 부착된 1/7.39 축소 모델을 사용하여 해석을 수행하였다. 날개 모델의 치수는 그림 6 에 나타내었으며 외부 장착물의 단면반경은 31.1mm, 길이는 491.2mm 이다. 날개와 외부 장착물의 물성치는 표 1 에 나타낸 값과 동일하며 구조 해석식 15×8 4 절점 쉘 요소로 나누어 해석을 수행하였다. 앞선 사각 평판 날개의 해석 결과와 유사하게 외부 장착물의 무게중심이 앞전에 있을수록 플러터 특성이 좋아짐을 확인할 수 있었다(그림 7).

그림 8 에는 외부 장착물이 날개의 61.25% 위치에 장착된 모델에 대해 뒤쪽 파일런의 강성값에 대한 플러터 경계 변화를 살펴보았다. 파일런의 강성에 의해 플러터 속도가 변화한다는 사실을 알 수 있으며 파일런 강성에 의한 영향도 날개/외부 장착물 구성에서 중요하다는 사실을 알 수 있다.

뒤쪽 파일런 강성이 1000N/mm 인 경우에 대해 시간 영역에 대해 해석을 수행하여 그림 9 에 나타내었다. 플러터 속도보다 낮은 속도 영역에서는 진동이 발생하다 감소하는 것을 알 수 있으며 플러터 속도보다 높은 속도 영역에서는 진동이 점점 커짐을 알 수 있다.

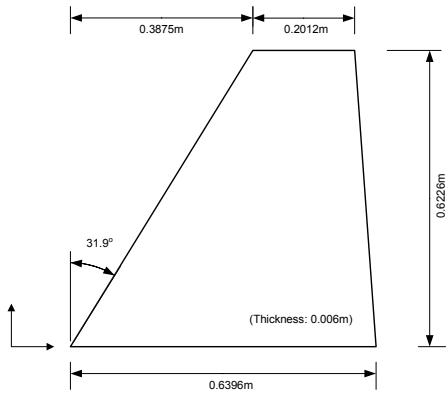


그림 6. F-5 날개의 1/7.39 축소 모델.

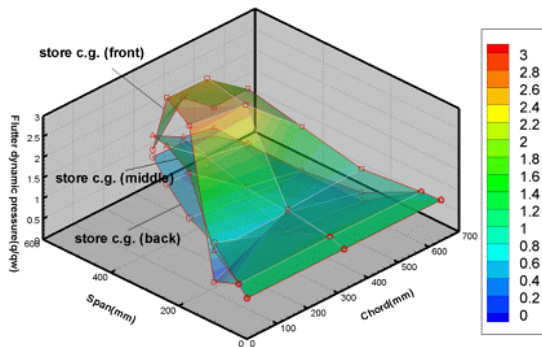


그림 7. 외부 장착물의 무게중심에 따른 플러터 동압 비교.

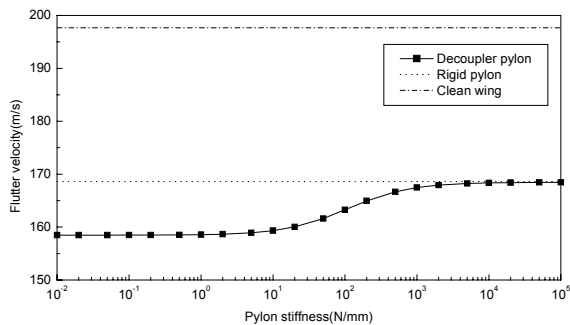


그림 8. 파일런 강성 변화에 따른 플러터 속도 비교.

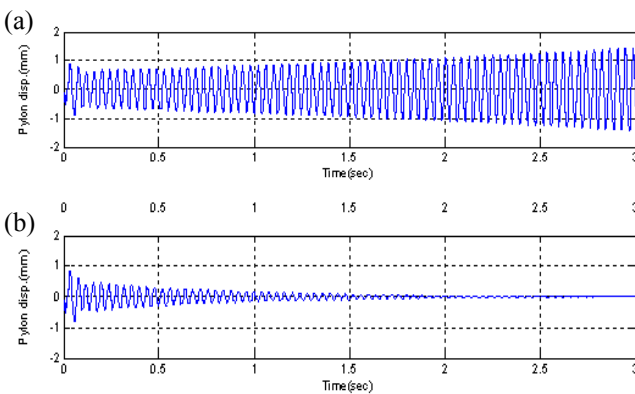


그림 9. 파일런의 시간 응답. (a: 플러터 속도의 1.01 배 속도, b: 플러터 속도의 0.99 배 속도)

### 6. 결론

본 논문에서는 날개/외부 장착물 조합에 따른 전투기 날개의 진동 특성을 살펴보고 전투기의 공력탄성학적 안정성 확보를 위한 외부장착물의 조건에 대해 검토하였다. 그 결과, 외부장착물의 무게중심이 앞단에 있을수록, 부착 위치가 날개 앞부분에 있을수록, 날개와 외부장착물 사이 거리가 좁을수록 항공기 구조물이 공력탄성학적으로 안정된다는 사실을 알 수 있었다. 또한, 파일런 강성 변화에 따라 플러터 속도가 변화할 수 있음을 알 수 있었다. 이 연구 결과는 적절한 날개/외부장착물 조합을 구성하는 데 사용할 수 있으며, 향후 새로 개발될 무기체계와 기존의 항공기 날개와의 비행 안정성 평가에도 적용될 수 있을 것으로 판단된다.

### 후기

본 연구는 방위사업청과 국방과학연구소의 지원으로 수행되었으며, 이에 대해 깊이 감사를 드립니다. (계약번호 UD060009AD)

### 참고문헌

[1] 김동현, 이인, “외부장착물이 있는 항공기 날개의 플러터 수동제어,” 한국항공우주학회지 제 28 권 제 1 호, pp.46-55, (2000).  
 [2] W.H. Reed, J.T. Foughner and H.L. Runyan, “Decoupler Pylon: A Simple, Effective Wing/Store Flutter Suppressor,” Journal of Aircraft, Vol.17, No.3, pp.206-211, (1980).  
 [3] W. Eversman and D.M. Pitt, “Hybrid Doublet Lattice/ Doublet Point Method for Lifting Surfaces in Subsonic Flow,” Journal of Aircraft, Vol.28, No.9, pp.572-578, (1991).  
 [4] M. Karpel and C. D. Wieseman, “Modal Coordinates for Aeroelastic Analysis with Large Local Structural Variations,” presented at the European Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics, Aachen, Germany, April (1991).