

SIMULACION DE PANELES DAÑADOS EN MODELOS ESTRUCTURALES GLOBALES

M. Chimeno Manguán¹, J. López Díez¹, I. Armendáriz Benítez²

¹ Departamento de Vehículos Aeroespaciales, E.T.S. de Ingenieros Aeronáuticos,
Universidad Politécnica de Madrid,
Plaza del Cardenal Cisneros 3,
28040 Madrid, España.
E-mail: marcos.chimeno@upm.es jesus.lopez.diez@upm.es

² Departamento de Materiales, Instituto Nacional de Técnicas Aeroespaciales - INTA,
Carretera de Ajalvir km 4,
28850 Torrejón de Ardoz (Madrid), España.
E-mail: armendarizbi@inta.es

RESUMEN

Los modelos numéricos de elementos estructurales, como paneles, que representan el comportamiento estructural tras haber sufrido el impacto de un objeto que deteriora su comportamiento a resistencia suelen emplearse para deducir el valor límite de la resistencia que debe admitirse para los elementos estructurales de los cuales forman parte.

Si bien la resistencia a compresión y tracción de un elemento estructural después de haber sufrido un impacto por un objeto con baja energía, suelen determinarse experimentalmente, y los valores medidos se emplean para definir los admisibles, la simulación numérica comienza a emplearse para reducir el número de ensayos necesarios. Puesto que los modelos empleados para la determinación de la resistencia después de impacto suelen ser muy detallados, su incorporación en modelos globales resulta numéricamente poco eficaz.

En este trabajo se propone emplear elementos de adaptación de mallas para integrar modelos detallados, con mallas de gran densidad, dentro de modelos globales con mallas cuya densidad sea compatible con el modelo estructural de la aeronave o de un elemento completo. Se propone realizar modelos detallados de la zona afectada por el impacto, introduciendo las propiedades mecánicas tras un impacto de baja velocidad, e integrar esta subestructura dentro del modelo global. Se analizan distintas técnicas de adaptación de mallas, y diferentes modelos de elementos de adaptación, para integrar modelos locales dentro de globales sin incrementar de forma considerable el tamaño del modelo global.

ABSTRACT

Numerical models of structural elements, such as panels, which represent the structural behaviour after have been impacted by an object that reduce its strength, are often used to deduce the limit value of structural strength that must be admitted in the structural elements in which are involved.

While residual strength in compression and traction loads of an structural element after a low velocity impact use to be determined experimentally, the numerical simulation starts to be used to decrease the number of tests required. Given that the models analyzed for the determination of the residual strength after impact use to be very detailed ones, its inclusion in global models is not numerically efficient.

This paper propose to use mesh adaptation elements to integrate detailed models, with high mesh density, in global models with meshes which density is compatible with the structural model of the aircraft, or with one full element. It is proposed to make detailed models of the affected area by the impact, introducing the mechanical properties after a low velocity impact, and integrate this substructure in the global model. Several mesh adaptation techniques and adaptation element types are analyzed to integrate local models in global models without increase the size of the whole model.

PALABRAS CLAVE: Resistencia Residual, Simulación numérica, Elementos de Interface, Adaptación de mallas

1. INTRODUCCIÓN

En la actualidad, los materiales compuestos se emplean cada vez más dentro de la industria aeronáutica. En los últimos tiempos estos materiales se están introduciendo en elementos de responsabilidad principal haciendo necesario un mayor conocimiento de su comportamiento.

Uno de los principales problemas (y diferencias con los materiales metálicos) reside en el comportamiento tras un impacto [1,2,3]. En el caso de un impacto de baja velocidad, donde el daño producido no es apreciable (BVID), las propiedades mecánicas del material se ven afectadas.

Esto hace que en los últimos tiempos se este trabajando en el análisis de las propiedades residuales [3,4,5]. Este análisis se realiza experimental realizando ensayos de compresión y tracción después de impacto (CAI y TAI).

Las condiciones de contorno de los ensayos indicados son diferentes a las de operación del elemento estructural afectado por lo que es necesario analizar el problema mediante la simulación numérica. Esto conduce a grandes densidades de malla.

Para no aumentar considerablemente el coste numérico de la simulación se propone realizar un modelo detallado del elemento afectado y su integración posterior en el modelo global [6].

Se proponen diferentes metodologías de adaptación de mallas para la integración de ambos modelos: transición de malla, elementos elásticos de interpolación (RSPLINE) [7,8] y elementos de interface [9,10].

2. MODELO DE ELEMENTO DAÑADO

Para evaluar los diferentes elementos de adaptación se propone una geometría de análisis que representa un daño típico en estructuras de material compuesto. El elemento estructural analizado es un panel cuadrado de 200 mm x 200 mm, correspondiente a una estructura quasi-isotrópica de material compuesto, de 2 mm de espesor, con el siguiente apilado $[0/+45/90/-45]_{2S}$ de laminas T300/976. Las propiedades mecánicas de las láminas se recogen en la tabla 1.

Tabla 1. Propiedades mecánicas de la lámina de T300/976

| | |
|----------------------------------|--------|
| E_{11} (MPa) | 135200 |
| E_{22} (MPa) | 9241 |
| G_{12} (MPa) | 6276 |
| ν_{12} | 0.318 |
| ρ_{XY} (kg/m ³) | 1535.7 |

Las propiedades globales del material compuesto, a partir de la teoría clásica de laminados se recogen en la tabla 2.

Tabla 2. Propiedades mecánicas del material compuesto.

| | |
|----------------------------------|--------|
| E_X (MPa) | 53310 |
| E_Y (MPa) | 53310 |
| G_{XY} (MPa) | 20580 |
| ν_{XY} | 0.295 |
| ρ_{XY} (kg/m ³) | 1535.7 |

La geometría seleccionada es la correspondiente al ensayo tradicional para CAI. El panel de material compuesto se empotra en dos lados opuestos, donde se aplica la carga de compresión, y se encuentra simplemente apoyado en los otros dos lados.

El daño en materiales compuestos por impactos de baja velocidad se componen de dos zonas de daño diferenciadas; un área de daño central circular (ADC) localizada directamente debajo del impacto y un área de daño externa (ADE) menos dañada que se expande radialmente rodeando la primera. El daño de la primera zona es debido directamente al impacto mientras que el segundo se debe a la propagación del daño anterior.

La geometría de daño analizada en el presente trabajo responde al impacto de un impactador estándar semiesférico de 12 mm de diámetro. Se modeliza entonces una zona central de daño de 6 mm de radio y una corona circular de daño secundario de 2 mm de espesor. Un esquema de la geometría indicada se muestra en la figura 1.

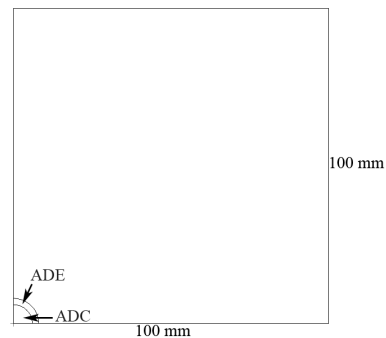


Figura 1. Geometría analizada, con dos zonas de daño.

El daño producido en las dos zonas indicadas se representa mediante una degradación de las propiedades mecánicas del material. Para la zona central de daño directo se considera una degradación del 50 % de las propiedades. En la zona de daño externa las propiedades mecánicas son un 70% de las del material sin dañar.

3. ADAPTACIÓN DE MALLA

Sobre el modelo de elemento dañado presentado se estudia la adaptación de malla con diferentes elementos de transición. También se estudia la influencia de la posición de la transición de malla respecto a la zona dañada.

Se propone realizar la transición de malla en tres posiciones diferentes: En el límite de la zona dañada y a una distancia de una y dos veces la dimensión del daño (8 mm). La posición de la transición de malla, en función de la distancia a la zona dañada, en distancias del tamaño del daño, se representa en la figura 2.

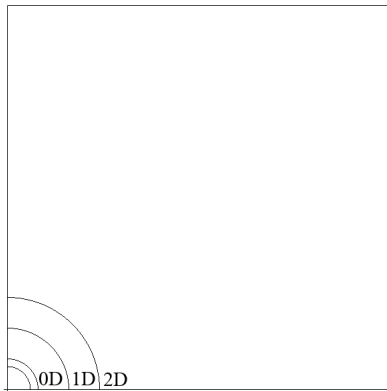


Figura 2. Posiciones de la transición de malla.

Para realizar la adaptación de malla entre la zona del elemento dañada, con gran densidad de malla, y la zona externa del elemento, se proponen tres metodologías de adaptación:

a) Adaptación de malla: Con esta metodología existe una transición no discreta, existiendo una zona de transición en la que los elementos varían de la densidad de malla alta a la zona de menor densidad de malla.

b) Elementos elásticos de interpolación (RSPLINE): La transición se produce de modo discreto a lo largo de una curva. Se introduce un elemento elástico que interpola los desplazamientos de los nodos fronterizos de las dos zonas de diferente densidad de malla.

c) Elementos de interface: Estos elementos, que conectan las dos regiones de diferente densidad de malla, permiten la aplicación de principios energéticos variacionales para compatibilizar los campos de desplazamientos de ambas regiones de malla.

Para los diferentes modelos de adaptación de malla y posición de la transición de malla se estudian dos modelos en función de la relación de tamaño entre la malla fina de la zona dañada y la malla más grosera de la zona externa del elemento estructural. Se presentan los resultados para una relación de malla 1:2 y 1:4. El modelo de referencia de malla fina en todo el elemento

y dos ejemplos de las relaciones de malla se muestran en la figura 3.

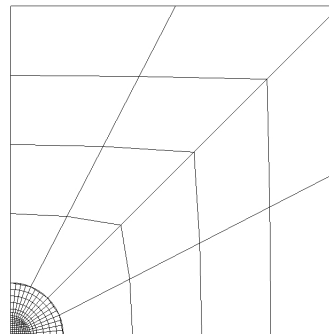
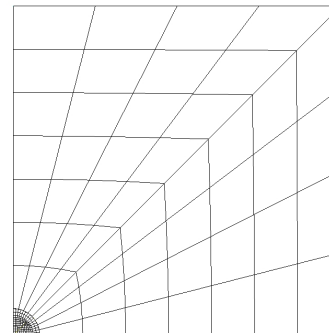
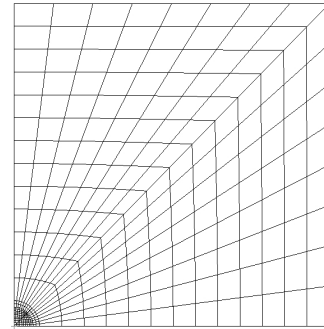


Figura 3. Visión general de la malla de referencia (0D) y los mallados con relación 1:2 (0D) y 1:4 (1D)

El tamaño de los diferentes modelos (en número de elementos) se recogen en la tabla 3 así como el tamaño relativo con el modelo de referencia correspondiente.

Tabla 3. Tamaño de los modelos estudiados en número de elementos

| | Modelo | 0D | 1D | 2D |
|-----|----------------|--------------|--------------|--------------|
| | Referencia | 336 | 384 | 432 |
| 1:2 | Adaptación | 200 (60%) | 256 (66%) | 312 (72%) |
| | RSPLINE | 184 (55%) | 240 (63%) | 296 (68%) |
| | Elm. Interface | 156 (46%) | 220 (57%) | 284 (66%) |
| 1:4 | Adaptación | 144 (43%) | 208 (54%) | 272 (63%) |
| | RSPLINE | 144 (43%) | 208 (54%) | 272 (63%) |
| | Elm. Interface | 144 (43%) | 208 (54%) | 272 (63%) |

4. RESULTADOS

La influencia de las diferentes metodologías de adaptación se estudia a través de dos análisis del elemento estructural dañado: un análisis del comportamiento lineal del elemento a través de los modos y frecuencias propias del mismo y un análisis no lineal que representa el ensayo de compresión después de impacto con la simulación del pandeo del panel dañado.

El comportamiento de los diferentes modelos de adaptación de malla se analiza en comparación con el comportamiento del modelo analizado para el modelo de referencia a través de las frecuencias propias y las cargas de pandeo adimensionalizadas con las correspondientes al modelo de referencia.

4.1 Comportamiento lineal

Las frecuencias adimensionales para los primeros modos propios se muestran en las figuras 4 y 5, para las transiciones de malla en la frontera de la zona dañada y a una y dos veces la dimensión del daño

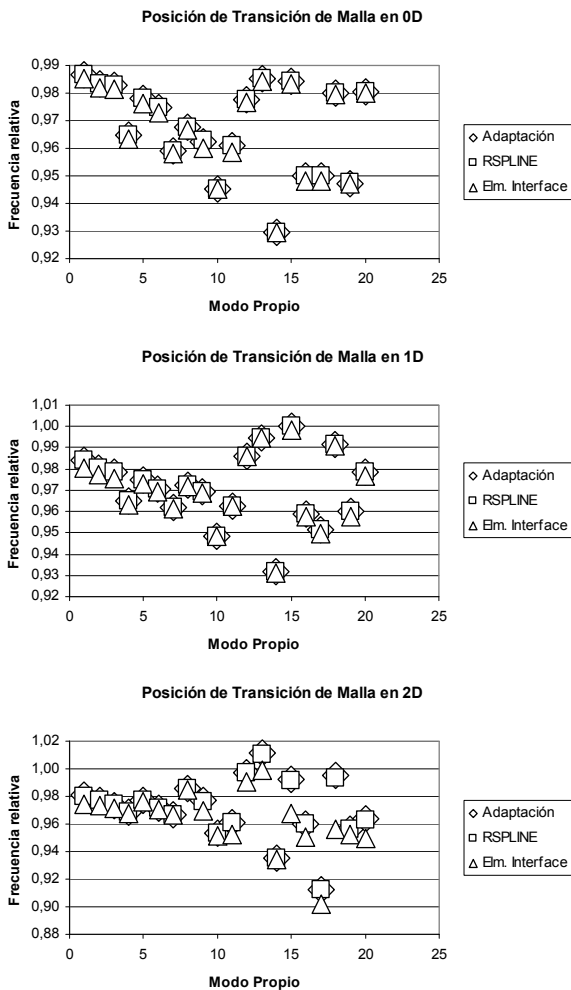


Figura 4. Frecuencias propias adimensionalizadas para la relación de malla 1:2 y las diferentes posiciones de la transición de malla

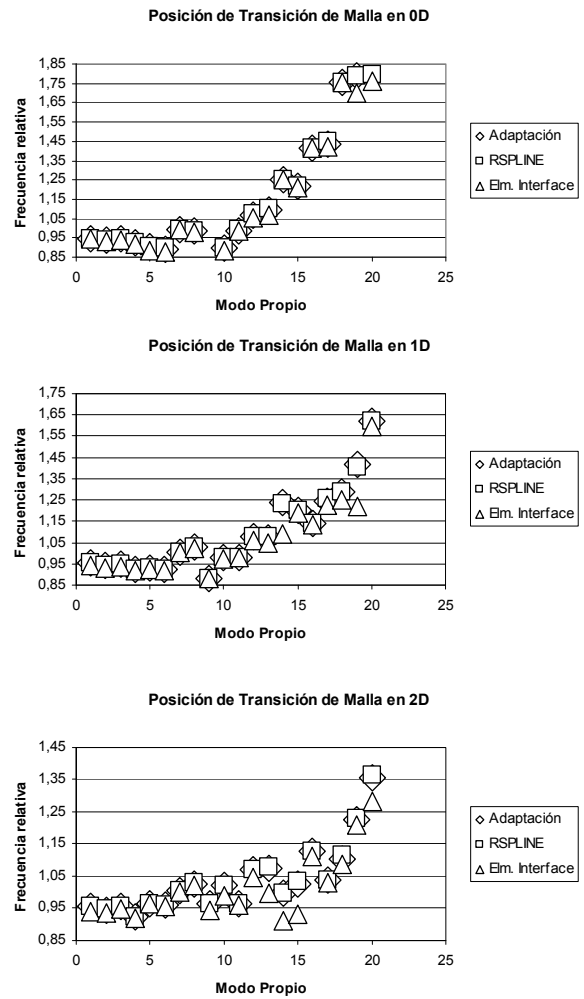
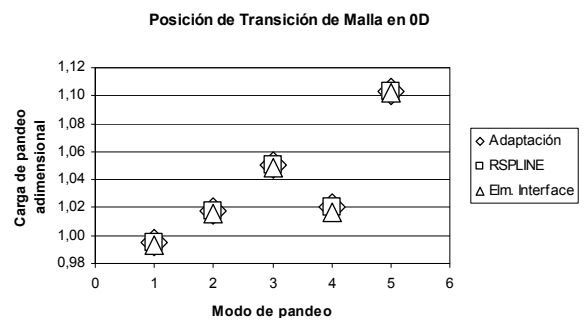


Figura 5. Frecuencias propias adimensionales para la relación de malla 1:4 y las diferentes posiciones de la transición de malla

4.2 Comportamiento no lineal

Las cargas de pandeo del modelo correspondientes a los primeros cinco modos de pandeo se muestran en las figuras 6 y 7. Se representa el valor de la carga adimensionalizado con el correspondiente para el modelo de referencia.



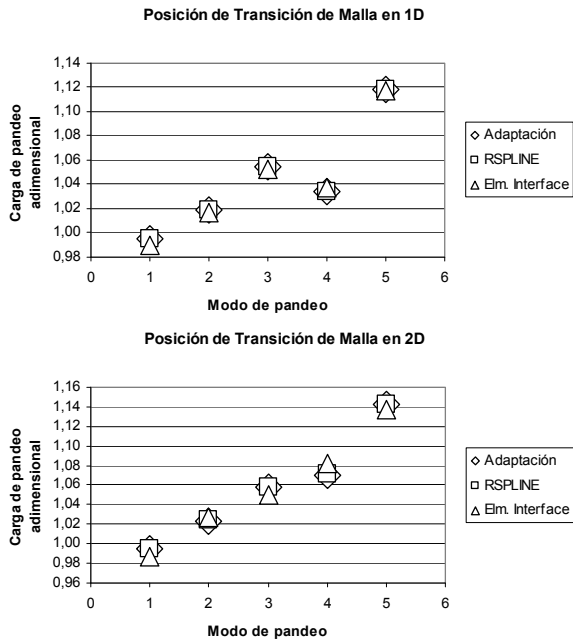


Figura 6. Cargas de pandeo adimensionales para la relación de malla 1:2 y las diferentes posiciones de la transición de malla

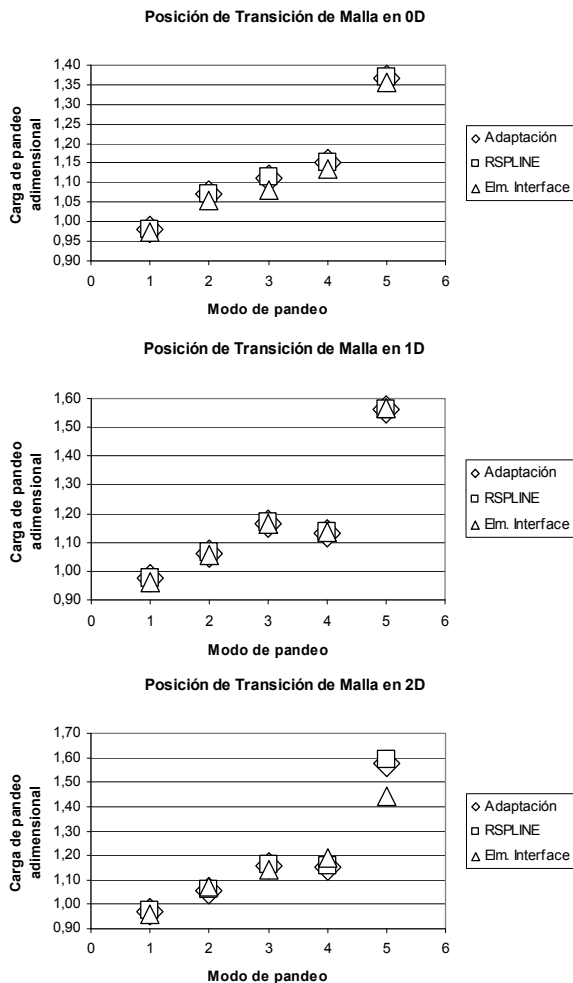


Figura 7. Cargas de pandeo adimensionales para la relación de malla 1:4 y las diferentes posiciones de la transición de malla

5. ANÁLISIS

A partir de los resultados mostrados en las anteriores gráficas, se pueden obtener las siguientes conclusiones sobre las diferentes metodologías de adaptación de mallas analizadas.

5.1 Comportamiento lineal

La relación de malla 1:2 proporciona mejores resultados que la relación 1:4 para el rango de alta frecuencia, como corresponde al menor tamaño general de los elementos finitos del modelo.

Para el rango de frecuencias donde la resolución de la malla proporciona resultados adecuados (baja frecuencia para la relación 1:4 y todo el rango de frecuencias para la relación 1:2) se obtienen resultados consistentemente menores que los del modelo de referencia sin elementos de interface.

Respecto a la influencia de la posición de la transición de malla se observa:

Cuanto mayor es la relación de mallas, mayor es la influencia de la posición de la transición de malla en el modelo: Para la relación de malla 1:4 se produce una variación en el error un orden de magnitud mayor que para la relación de malla 1:2

Cuanto mayor es la relación de malla, una posición de la transición de malla más alejada proporciona resultados coherentes para mayores frecuencias (al disminuir el tamaño medio de elemento en todo el modelo).

Si se observa los resultados para el modelo con la transición de malla a una distancia de un tamaño de daño (1D) el modelo de relación de malla 1:4 proporciona un error en los primeros modos propios del orden del 5%, frente al error medio del modelo 1:2 que es del orden del 3%. Sin embargo el modelo de relación 1:4 supone una reducción en el tamaño del modelo (en número de elementos) del 56% frente al 65% del modelo de relación de mallas 1:2.

5.2 Comportamiento no lineal

Los resultados de los modelos con adaptación de mallas son menos sensibles a la posición de la transición de malla en su comportamiento no lineal. Como se puede ver en los resultados anteriores, no se aprecia una variación importante en el error para las cargas de pandeo con la posición de la transición de malla.

De nuevo se observa que los resultados obtenidos con la adaptación de mallas mediante elementos de interface proporcionan valores de las cargas de pandeo consistentemente menores que con las otras técnicas de adaptación de mallas.

También se observa que todas las metodologías de adaptación de mallas estudiadas proporcionan valores de las cargas de pandeo mayores que los modelos de referencia.

En este caso, la tendencia de los elementos de interface a reducir la carga de pandeo del modelo frente a las otras metodologías proporciona resultados más aproximados a los valores de referencia aunque no compense la tendencia indicada en el párrafo anterior.

AGRADECIMIENTOS

Los autores desean agradecer la financiación para el presente trabajo al Ministerio Educación y Ciencia bajo el contrato de investigación DPI2005-08276. El trabajo se integra dentro del convenio de colaboración entre el INTA, EADS/MTAD y la UPM.

REFERENCIAS

- [1] G.A.O. Davies y X. Zhang, *Impact damage prediction in carbon composite structures*, *International Journal of Impact Engineering*, Vol. 16, No. 1, pp. 149-170, 1995.
- [2] X. Zhang, L. Hounslow y M. Grassi, *Improvement of low-velocity impact and compression-after-impact performance by z-fibre pinning*, *Composite Science and Technologies* 66, pp. 2785-2794, 2006.
- [3] A.R. Chambers, M.C. Mowlem y L. Dokos, *Evaluating impact damage in CFRP using fibre optic sensors*, *Composite Science and Technologies* 67, pp. 1235-1242, 2007.
- [4] Ever J. Barbero y John Tomblin, *A damage mechanics model for compression strength of composites*, *International Journal of Solids Structures*, Vol. 33, No. 29, pp. 4379-4393, 1996.
- [5] Xiaodong Tang, Zhen Shen, Puhui Chen y Michael Gaedke, *Methodology for residual strength of damaged laminated composites*, 38th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference and Exhibit, AIAA-1997-1220, 1997.
- [6] M.A. Aminpour, J.B. Ranson y S.L. McCleary, "Coupled analysis of independently modelled finite element sub-domains", 33rd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, AIAA-92-2235-CP, 1992.
- [7] *MSC/NASTRAN 2005. Quick Reference Guide Version 70.5*, The MacNeal-Schwendler Corporation, Los Angeles, California.
- [8] *MSC/NASTRAN 2003. Linear Static Analysis, User's Guide Ransom*, The MacNeal-Schwendler Corporation, Los Angeles, California.
- [9] J.b. Ransom, S.L. McCleary y M.A. Aminpour, "A new interface element for connecting independently modelled substructures", 34rd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, AIAA-93-1503-CP, 1993.