

UÇAK GÖVDE PANELLERİNDE AKUSTİK YÜKLEME ALTINDA OLUŞAN GERİLMELERİN İSTATİSTİKSEL ENERJİ ANALİZİ İLE İNCELENMESİ

İlker KURTOĞLU ^(a), Mehmet ÇALIŞKAN ^(b)

^(a) Makine Yüksek Mühendisi, ODTU, Makina Müh.Böl. 06800 Ankara, ilker.kurtoglu@outlook.com

^(b) Prof. Dr. ODTÜ, Makina Müh. Böl., 06800, Ankara, caliskan@metu.edu.tr

ÖZET

Bu çalışmada, genel bir uçak gövde paneli için iki farklı İstatistiksel Enerji Analizi (İEA) modeli oluşturulmuş ve paneller üzerinde akustik yüklemeye kaynaklanan gerilmeler incelenmiştir. Birinci modelde giriş çerçeve ve panel elemanları ayrı ayrı oluşturulmuş, ikinci modelde ise giriş ve çerçeve elemanlarının özellikleri gövde elemanlarına yedirilmiştir. Çalkantılı sınır tabakası birincil akustik yükleme olarak alınmıştır. Bu çalkantılı sınır tabakası yüklemesi altında oluşan gerilme düzeyleri hesaplanmıştır. Elde edilen sonuçlar Advisory Group for Aerospace Research and Development (AGARD) organizasyonu tarafından önerilen metodla hesaplananlarla uyumlu bulunmuştur. Ayrıca gerilmeler üzerinde gövde panellerinden içeri ve dışarı doğru oluşan akustik ses yayılımı ve kabin basınçlandırmasının etkisi de incelenmiştir.

Anahtar Kelimeler: İstatistiksel enerji analizi, uçak gövde paneli, yorulma

ABSTRACT

Two generic statistical energy analysis (SEA) models are developed for a piece of skin panels of a propeller aircraft, namely the uniform panel model which includes the frames, stringers and the skin separately and the ribbed panel model in which the frames and stringer properties are smeared into the skin. Turbulent boundary layer (TBL) is taken as the primary acoustic excitation source. Stress levels due to the TBL are calculated using the RMS velocity data of the panels. The results are found to comply with those

obtained by the method proposed by Advisory Group for Aerospace Research and Development (AGARD). Several other effects such as radiation from panels to exterior and interior environment, and the pressurization of the aircraft cabin are also investigated for the stress levels.

Keywords: Statistical energy analysis, aircraft skin panel, fatigue.

1. GİRİŞ

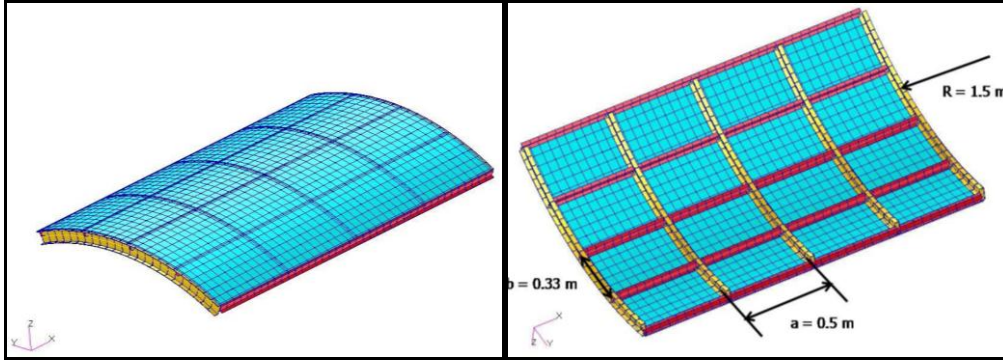
Yükselen jet motoru gürültüsü ile birlikte mühendisler akustik yüklemelerin uçak yapıları üzerindeki etkisini araştırmaktadır. Bu yüksek akustik yüklemeler hava araçlarında akustik yük kaynaklı yorulma problemine neden olabilmektedir. Akustik yüklemelerin etkilerini araştırmak için çeşitli yöntemler geliştirilmiştir [3-7].

İEA yöntemi R.H. Lyon tarafından geliştirilmiştir [1]. Bu yöntem enerji dengesi prensibini kullanarak titreşime maruz kalan yapılar arasındaki güç aktarımını ya da akışını incelemektedir. Bu yöntem, geometrik değişikliklerin ve malzeme özelliklerinin çok az etkili olduğu yüksek frekans bölgesinde daha yaygın olarak kullanılmaktadır. Geometrik değişiklikler ve malzeme özelliklerine karşı hassas olduğu bilinen sonlu elemanlar yöntemi ya da sınır elemanı yöntemi gibi yöntemler yüksek frekans bölgesinde yetersiz kalmaktadır. Kuramsal olarak uygulanabilir olmalarına rağmen basit sistemleri çözebilmek için bile çok sayıda serbestlik derecesi gerektirmektedirler.

İEA, yüksek frekans bölgesinde modal (titreşim biçim) yoğunluğu yüksek olan yapılarda oldukça kullanışlıdır. Bu çalışmada akustik yüklemelerden kaynaklı gerilmelerin hesaplanması için İEA yöntemi ile Karczub ve Norton [2] tarafından geliştirilen hız-gerinim ilişkisinin esas alındığı hibrid bir yöntem anlatılmıştır.

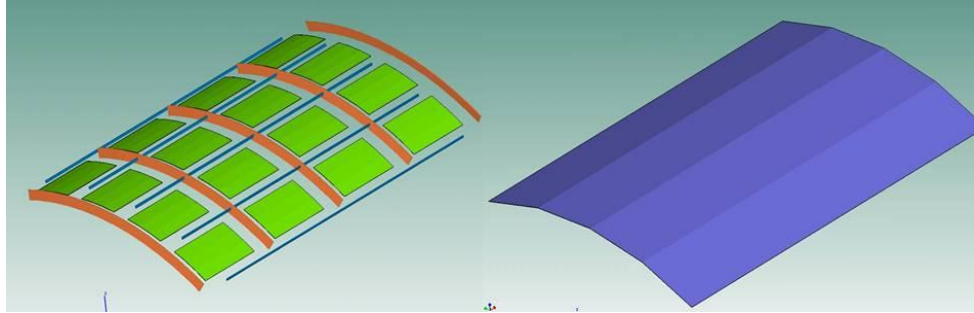
2. MODEL GELİŞTİRİLMESİ

İEA modellerinin hazırlanması sırasında kullanılan uçak gövde paneli sonlu eleman geometrisi Şekil 1'de verilmiştir.



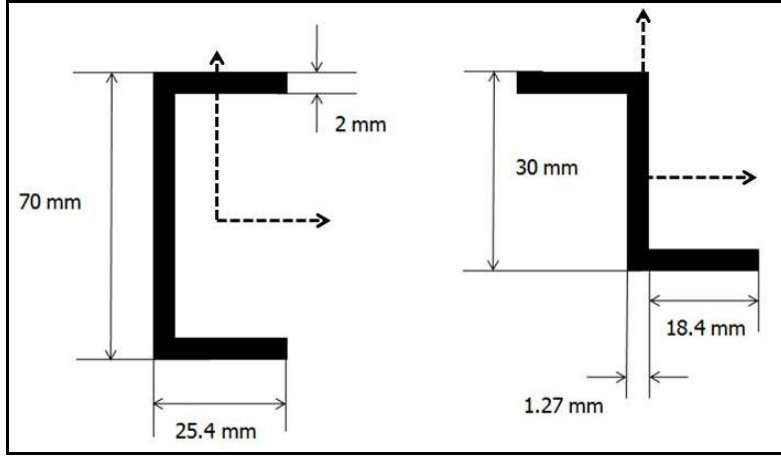
Şekil 1. Uçak gövde paneli sonlu eleman modeli

Bu sonlu eleman modelleri kullanılarak iki farklı İEA modeli geliştirilmiştir. İlk modelde çerçeve ve kiriş elemanları ile gövde kabuk elemanları ayrı ayrı modellenmiştir. İkinci modelde ise bu elemanların özellikleri gövde paneline yedirilerek tek bir İEA elemanı oluşturulmuştur. İkinci model Bremner [8] tarafından önerilen güçlendirilmiş panel formülasyonu ile oluşturulmuştur. Oluşturulan modeller Şekil 2'de gösterilmiştir.



Şekil 2. Gövde paneli İEA modelleri.

Çerçeve ve kiriş yapılarının kesitleri Şekil 3'de, bu iki yapıya ait geometrik özellikler ise Çizelge 1'de gösterilmiştir.



Şekil 3. Çerçeve ve ırğa kesitleri

Çizelge 1. Çerçeve ve ırğa geometrik özellikleri.

Parametre	Kiriş	Çerçeve
I_{xx} (mm ⁴)	1.474×10^4	8.004×10^4
I_{yy} (mm ⁴)	7.361×10^3	4.169×10^4
Q (mm ⁴)	72.01	311.5
J (mm ⁴)	2.120×10^4	1.787×10^5
Kesit alanı (mm ²)	97	233.6
Çevre (mm)	136.1	237.6

3. ANALİZ ÇALIŞMALARI VE SONUÇLAR

Analiz çalışmalarında yükleme senaryolarının oluşturulabilmesi için bazı varsayımlar yapılmıştır. Bu varsayımlar sırasıyla şöyledir:

1. Ön kısımda bulunan panellerin merkez noktaları uçağın burnundan 2 metre uzakta kabul edilmiştir. Bu nedenle güçlendirilmiş panel modelinin merkez noktası uçağın burnundan 2,75 metre uzaklıktadır.
2. Uçağın 200 m/s (720 km/h) hızda seyir halinde olduğu kabul edilmiştir.

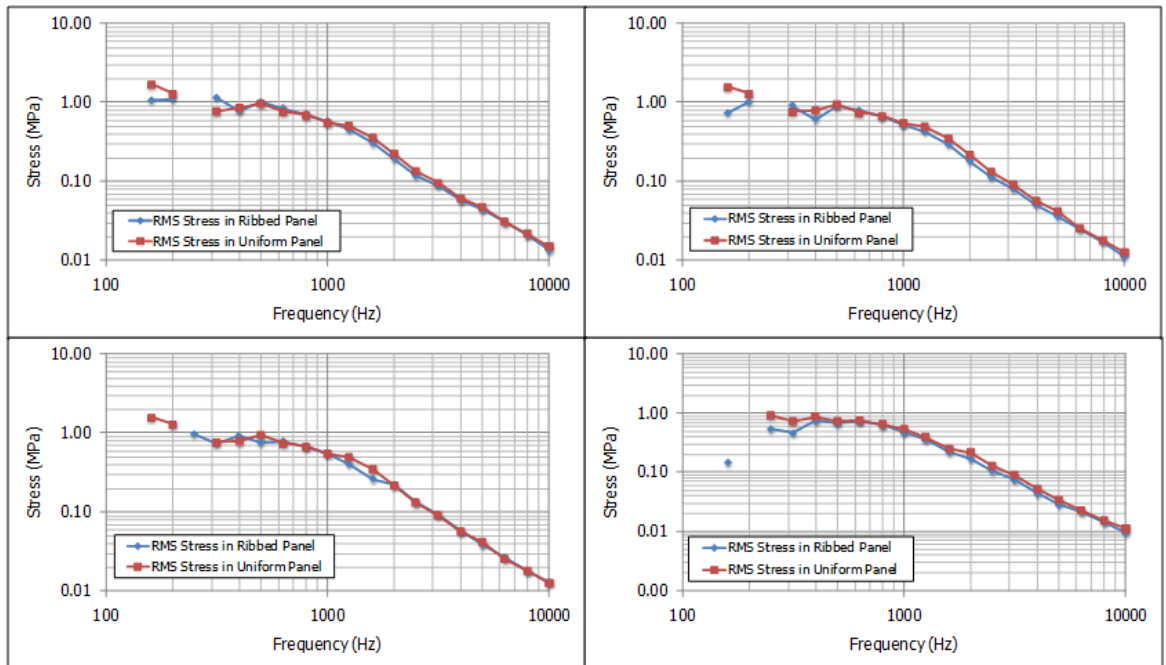
3. Çalkantılı sınır katmanı uygulanabilmesi için taşıma hızı serbest akış hızının %75'i olarak kabul edilmiştir.
4. Gerilme seviyelerinin lineer bölgede olduğu kabul edilmiştir. Bu sayede Hooke kanunu uygulanabilecektir.

Analizlerde ESI Software tarafından geliştirilen VA One™ 2008 yazılımı kullanılmıştır.

Yapılan çalışmalarda 4 farklı yükleme koşulu incelenmiştir. Bu yükleme koşulları:

1. Sadece çalkantılı(turbülanslı) sınır katmanı koşulu uygulanması
2. Birinci yükleme durumuna ek olarak panellerden dışarıya radyasyonla yayılan gürültünün hesaba katılması
3. İkinci yükleme durumuna ek olarak kabin basınçlandırmasının hesaba katılması
4. Üçüncü yükleme durumuna ek olarak kabin içine yayılan gürültünün hesaba katılması.

Analizler 1/3 oktav bandında yapılmıştır. Analizlerde elde edilen gerilmelerin frekansa bağlı olarak dağılımı Şekil 4'te verilmiştir. Sol üst köşede birinci senaryo, sağ üst köşede ikinci senaryo, sol alt köşede üçüncü senaryo ve sağ alt köşede dördüncü senaryo sonuçları bulunmaktadır.



Şekil 4. Analiz sonuçları [9].

Sonuçlar incelendiğinde bazı merkez frekanslarda sıfır gerilme olduğu görülmektedir. Bunun nedeni bu bölgelerde yapıda herhangi bir mod bulunmaması ya da VA One™ yazılımının bu frekans bölgesinde mod tespit edememesidir. Bu durum ilgili bölgelerde yapının enerji barındıramamasına neden olmaktadır. Birinci senaryo için ortalama karekök gerilme normal panel modelinde 2,96 MPa, güçlendirilmiş panel modelinde ise 2,70 MPa olarak hesaplanmıştır. AGARD yöntemi ile, iki farklı geometri ve iki farklı çalkantılı sınır katmanı dağılımı olduğu için iki farklı hesaplama yapılmıştır. Güçlendirilmiş panel modeli için yapılan hesaplamada ortalama karekök(karesel ortalama karakökü) gerilme 2,39 MPa, diğer panel için yapılan hesaplamada ise 2,48 MPa elde edilmiştir. Güçlendirilmiş panel modelinde AGARD yöntemine göre %12,8 daha yüksek bir sonuç elde edilmiştir. Normal panel modelinde ise bu hata payı %18,8'dir.

AGARD yöntemi diğer yükleme koşullarını içermediği için analiz sonuçları sadece kendi içinde karşılaştırılmıştır. Analiz sonuçları Çizelge 2'de özetlenmiştir.

Çizelge 2. Analiz sonuçları

Senaryo	Normal Panel	Güçlendirilmiş Panel	Fark (%) (ref: Güçlendirilmiş Panel)
2	2.83	2.31	+22.5
3	2.15	1.84	+16.8
4	2.08	1.71	+21.6

Çizelge 2'de verilen sonuçlar incelendiğinde normal panel modelinin güçlendirilmiş panel modeline göre daha yüksek gerilmeler verdiği ve dolayısıyla daha güvenli tarafta kaldığı görülecektir.

4. DEĞERLENDİRME

Bu çalışmada bir uçağın gövde panellerinde akustik yükleme ile oluşan gerilmelerin İEA ve [2]'de anlatılan yöntemin birleştirilmesi ile tahmin edilmesi anlatılmıştır. Çalışmada ilk olarak basit bir yükleme biçimi AGARD yöntemi ile karşılaştırılmış ve gerilmeler ortalama %16 hata payı ile elde edilmiştir. Malzeme yorulması göz önüne alındığında %16'lık gerilme hata payı ömür

tahminlerinde daha büyük hatalara yol açacaktır. Ancak bu çalışmada anlatılan yöntem özellikle iki farklı tasarım arasında karar vermek için yapılacak karşılaştırma çalışmalarında rahatlıkla kullanılabilir.

Detay tasarım aşamasında kullanılabilmesi için yöntemin geliştirilmeye ihtiyacı vardır. Özellikle bazı frekans aralıklarında mod bulunmaması ya da tespit edilememesi yöntemin uygulanabileceği frekans aralığının daha üst seviyelerde olduğunu göstermektedir.

Yapılan analizler incelendiğinde üst frekans sınırının 10 kHz olarak belirlendiği görülecektir. Bu da gerilmelerde modal hatalara ek olarak bir hata kaynağı oluşturmaktadır. Modal hataların giderilmesi için çok sıkı ağ yapısına sahip sonlu eleman modelleri oluşturularak modal yoğunluğun hesaplanması ve analizlerde VA One™ tarafından hesaplanan modal yoğunluk yerine kullanıcı tarafından hesaplanan modal yoğunluğun kullanılması sağlanabilir.

KAYNAKÇA

- [1] Lyon RH (1975) Statistical Energy Analysis of Dynamical Systems: Theory and Applications. MIT Press, USA.
- [2] Karczub DG, Norton MP (2000) Correlations between Dynamic Strain and Velocity in Randomly Excited Plates and Cylindrical Shells with Clamped Boundaries. Journal of Sound and Vibration 230(5): 1069-1101.
- [3] Climent H, Casalengua J (1994) AGARD Conference Proceedings 549: Impact of Acoustic Loads on Aircraft Structures. Application of the PSD Technique to Acoustic Fatigue Stress Calculations in Complex Structures.
- [4] Blevins RD (1989) An Approximate Method for Sonic Fatigue Analysis of Plates and Shells. Journal of Sound and Vibration 129(1): 51-71.
- [5] Choi ST, Vaicaitis R (1989) Nonlinear Response and Fatigue of Stiffened Panels. Probabilistic Engineering Mechanics 4 (3).
- [6] Benchechou B, White RG (1997) Acoustic Fatigue and Damping Technology in FRP Composites. Composite Structures 37(3): 299-309.
- [7] Sun JQ, Miles RN (1991) Acoustic Fatigue Life Prediction for Nonlinear Structures. Journal of Sound and Vibration 150(3): 531-535.
- [8] Bremner P.G (1994) Vibro-Acoustics of Ribbed Structures: A Compact Modal Formulation for SEA Models. NoiseCon94 Proceedings.
- [9] Kurtoğlu İ. (2009) Acoustically Induced Stress Analysis of Center Fuselage Skin Panels of a Basic Training Aircraft Using Statistical Energy Analysis, MSc Thesis, METU.