



Aerospace structure design using structural response of a payload carried by jet fighter

Engin Metin Kaplan^{1-2*}, Erdem Acar¹, Mehmet Bülent Özer³

¹TOBB University of Economics and Technology, Engineering Faculty, Department of Mechanical Engineering, 06560, Ankara, Turkey

²TÜBİTAK-SAGE, 06261, Mamak, Ankara, Turkey

³Middle East Technical University, Engineering Faculty, Department of Mechanical Engineering, 06680, Ankara, Turkey

Highlights:

- Aerospace structure design of payload equipment using structural response
- Comparison of military specification and test results effects on structural parts used in aerospace application
- Structural optimization based on vibration response

Keywords:

- Structural Optimization
- Store Vibration
- Structural Response
- MIL-STD-810
- Military Specification

Article Info:

Research Article
Received: 17.03.2021
Accepted: 27.09.2021

DOI:

10.17341/gazimmfd.898550

Correspondence:

Author: Engin Metin Kaplan
e-mail:
engin.metin.kaplan@gmail.com
phone: +90 543 403 4651

Graphical/Tabular Abstract

Structural optimization of equipment assembled to payload of aircraft are performed by using the loads: artificial neural network (ANN) prediction, experimental and military specification (MIL-STD-810). The main scope of this study is to calculate the structural response limits that defined in military specification with real environmental conditions and also demonstrate the influence of usage ANN predicted and military specification loads in design purposes. Loads used in this study is taken from physically representative Mark-83 with guidance units. Predefined structural responses in optimization is used as power spectral density (PSD) functions in the frequency domain. Loads for structural design purpose are calculated with random loads using PSD data. Three sigma rule is considered between 20-300 Hz frequency bandwidth. A support structure is optimized according to the ANN predictions, military specification suggestions and experimental design loads.

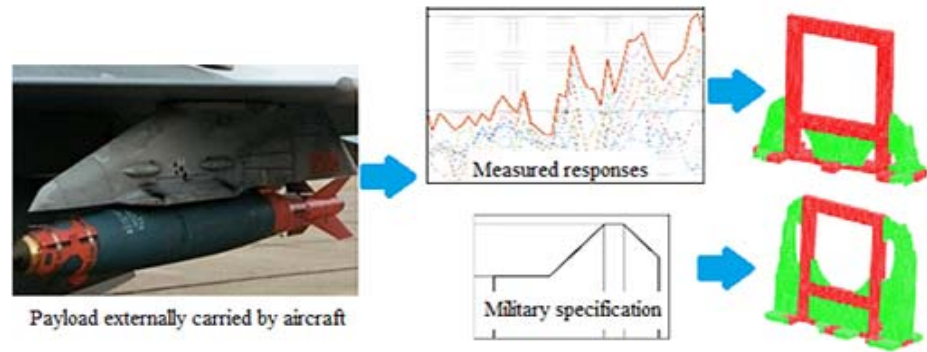


Figure A. Random vibration loads converted to static loads for design purposes

Purpose: The aim of this study is to evaluate the structural responses proposed by military specifications with real test conditions and also compare the effects of usage ANN predicted and military specification loads in design of aerospace structures.

Theory and Methods:

Vibration responses in structural design is used as PSD in the frequency domain. Loads for structural design purposes are calculated with random loads using PSD data between 20-300 Hz frequency bands.

Results:

An aerospace structure is designed according to the ANN predictions, military specification proposal and experimental design loads. Supports designed based on experimental and predicted loads are lighter than the support designed according to the military specification load.

Conclusion:

It was observed that military specification loads exhibit conservatism. This conservatism makes the aerospace structures complex and heavier. Also, more engineering effort and production cost is occurred since the loads are high with respect to real environmental conditions.



Jet uçağı ile taşınan bir faydalı yükün yapısal cevabının havacılık yapıları tasarımında kullanımı

Engin Metin Kaplan^{1-2*}, Erdem Acar¹, Mehmet Bülent Özer³

¹TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi, Mühendislik Fakültesi, Makine Mühendisliği Bölümü, 06560 Söğütözü Ankara, Türkiye

²TÜBİTAK-SAGE, 06261, Mamak, Ankara, Türkiye

³Orta Doğu Teknik Üniversitesi, Mühendislik Fakültesi, Makine Mühendisliği Bölümü, 06680, Ankara, Türkiye

Ö N E Ç İ K A N L A R

- Faydalı yük yapısal cevabının havacılık yapıları tasarımda kullanımı
- Askeri şartnameler ile test sonuçlarının havacılık uygulamalarındaki yapısal parçalara etkilerinin karşılaştırılması
- Titreşim cevabı kullanılarak yapısal optimizasyon yapılması

Makale Bilgileri

Araştırma Makalesi

Geliş: 17.03.2021

Kabul: 27.09.2021

DOI:

10.17341/gazimmfd.898550

Anahtar Kelimeler:

Yapısal eniyileme,
faydalı yük titreşimi,
yapısal cevap,
MIL-STD-810

ÖZ

Jet tipi savaş uçağı ile taşınan bir faydalı yükün içindeki ekipmanların tasarımında yapay sinir ağları (YSA) ile tahmin edilen, deneysel ve askeri şartnamelerin önerdiği yapısal cevaplar kullanılarak eniyileme hesaplamaları yapılmıştır. Çalışmanın asıl amacı askeri şartnamelerin önerdiği cevap limitlerini, deneysel çalışmalar ile beraber değerlendirmek ve YSA kullanılarak tahmin edilen ve askeri şartnameden alınan yapısal cevapların havacılık yapılarındaki etkilerini karşılaştırmaktır. Yapısal cevaplarda güdüm kitine sahip kütle ve geometri eşdeğer Mk-83 harp başlığına ait veriler kullanılmıştır. Eniyileme hesaplarında yükleme koşulu olarak tanımlanan yapısal cevaplar, frekans bandında ivme-güç spektrum yoğunluğu (İGSY) olarak kullanılmıştır. Yapısal tasarımlarda kullanılan rastgele titreşim tabanlı yükler, frekans-İGSY grafiklerinden üç-sigma kuralı ile 20-300 Hz arası veriler dikkate alınarak çıkarılmıştır. Taşıyıcı bir yapısal parça üzerinde YSA tahmini yükleri, test yükleri ve askeri şartname yükleri uygulanarak topoloji eniyilemesi gerçekleştirilmiştir. Eniyileme sonucuna göre YSA tahmini ile elde edilen tasarım, askeri şartnamelerin önerdiği yük ile elde edilen tasarıma göre daha hafif olurken, aynı zamanda yeterli emniyet faktörüne de sahip olduğu gözlenmiştir.

Aerospace structure design using structural response of a payload carried by jet fighter

H I G H L I G H T S

- Aerospace structure design of payload equipment using structural response
- Comparison of military specification and test results effects on structural parts used in aerospace application
- Structural optimization based on vibration response

Article Info

Research Article

Received: 17.03.2021

Accepted: 27.09.2021

DOI:

10.17341/gazimmfd.898550

Keywords:

Structural optimization,
store vibration,
structural response,
MIL-STD-810,
military specification

ABSTRACT

Structural optimization of equipment mounted to payload carried externally by jet type fighter are performed by using the loads: artificial neural network (ANN) prediction, experimental and military specification. The main scope of this study is to evaluate the structural response limits proposed by military specifications with real test conditions and also compare the effects of usage ANN predicted and military specification loads in design of aerospace structures. Data used in this study is taken from physically representative Mark-83 with guidance units. Predefined vibration responses in structural optimization is used as power spectral density functions in the frequency domain. Loads for structural design are calculated with random loads using PSD data. Three sigma rule is considered between 20-300 Hz frequency bands. A support structure is optimized according to the ANN predictions, specification suggestions and experimental design loads. Supports designed based on experimental and predicted loads are observed to be lighter than the support designed according to the specification.

*Sorumlu Yazar/Yazarlar / Corresponding Author/Authors : *engin.metin.kaplan@gmail.com, acar@etu.edu.tr, ozerb@metu.edu.tr /

Tel: +90 543 403 4651

1342

1. GİRİŞ (INTRODUCTION)

Hava aracı yapısal parçaları mümkün olduğunca hafif tasarlanmaya çalışılır. Hava araçlarına takılan faydalı yükler titreşim, şok, gürültü, nem vb. zorlayıcı çevresel koşullara maruz kalabilir [1]. Mekanik parçaların yapısal bütünlüğü titreşim gibi zorlayıcı çevresel koşullar altında kaybolabilir. Ortamdaki titreşim seviyesinin faydalı yük tasarımından önce bilinmesi önemlidir. Ar-Ge projelerinin kavramsal ve ön tasarım aşamalarında titreşim seviyesinin bilinmesi yapısal parçaların tasarımında ve hazır parça tedarikinde gereksinim olarak kullanılabilir. İçerisinde ataletsel ölçüm birimi bulunan güdümlü faydalı yüklerin düşük bir hata ile hedefe ulaşması için gereken aktarım yönlendirme işlemi titreşim değerlerinin bilinmesi ile daha doğru yapılabilir [2]. Askeri şartnameler ve el kitapları, çevresel koşulların ve seviyelerinin tanımlandığı rehberlerdir. Bu şartnamelerde tanımlanan yöntemler ve seviyeler detaylıca çalışılmış test sonuçlarına ve ampirik çıkarımlara dayanır. Faydalı yükler için askeri şartnamelerde tanımlanan seviyeler genel olarak korunumlu olarak kabul edilmektedir [3, 4]. Bu şartnamelerde, eğer kullanıcının elinde test verisi varsa, test verisinin esas alınması tavsiye edilir [5]. Bazı çalışmalarda askeri şartnamelerde tanımlanan titreşim seviyeleri, deneysel olarak elde edilen seviyeler ile karşılaştırılmış ve askeri şartnamelerde tanımlanan seviyelerin yüksek olduğu gözlenmiştir [6, 7]. Askeri şartnamelerdeki yüksek seviyelerin yapısal parça tasarımlarını çok korunumlu tarafta bıraktığı söylenmektedir [8].

Faydalı yüklerin maruz kaldığı titreşim kaynaklı yüklemeler frekans bantlarına göre sınıflandırılabilir. Buna göre çarpıntı (İng. Flutter) 2-30 Hz aralığında gerçekleşirken, ayrılmış akış titreşimi (İng. Buffet) 5-500 Hz arası görülebilir. Hava akışı kaynaklı titreşimler genelde 20-2000 Hz arası meydana gelebilir [9].

Hava aracı ile faydalı yük arasındaki bağlantı görseli Şekil 1'de gösterilmiştir. Salan yapıları faydalı yüklerin uçak altında bağlantısını sağlar [10].



Şekil 1. Uçak-Faydalı yük arayüzü görseli (Subsystem - Aircraft interface view) [11]

Faydalı yüklerin içindeki ekipmanların uçakla taşınması sırasında yapısal cevaplarının çalışıldığı kaynak sayısı sınırlıdır. Genel olarak yüksek frekans cevabının, düşük frekans cevabından daha fazla olduğu gözlenmiştir [12-14]. Bazı araştırmacılar çeşitli çıktıları, uçuş parametreleri kullanarak hesaplamıştır. Aeroelastik kararlılık ve çarpıntı zarfı, aerodinamik sabitler, akustik imza, kontrol yüzeylerinde oluşan kuvvet ve moment değerleri gibi çıktılar uçak hücum açısı, yük faktörleri, dinamik basınç, uçak kütlesi, yan süpürme açısı, yuvarlanma hızı gibi aerodinamik girdiler kullanılarak tahmin edilmiştir [15-18].

Yapısal cevapların YSA kullanarak tahmin edilebildiği bilinmektedir [19]. Bu çalışma yapısal cevap tahminlerinin ışığında yapılacak yapısal tasarımların, askeri standart temel alınarak yapılan tasarımlara göre sahip olacağı avantajlara odaklanmaktadır. Faydalı yük içinde bulunan ekipmanların maruz kaldığı titreşim seviyeleri frekans tabanında sınırlı bant genişliği kullanılarak yapısal yüklerle çevrilmiştir. Deneysel olarak çıkarılan titreşim seviyeleri yerine YSA tahmini ve askeri şartnamelerin önerdiği titreşim seviyelerinin kullanılması durumunun havacılık yapıları üzerinde etkilerini göstermek için bir örnek tasarım çalışması sunulmuştur. Üç farklı yük durumu için aynı başlangıç geometri ve sınır şartları ile yapısal eniyileme yapılmıştır. Literatürde askeri şartnamelerde anılan titreşim seviyelerinin yüksekliğinden bahsedilmiş, fakat bu yüksekliğin yapısal tasarımlara etkilerinin somut çıktılarına rastlanmamıştır [20]. Örnek çalışma, YSA tahmini veya deneysel olarak elde edilen titreşim seviyelerinin, askeri şartnamenin tavsiye ettiği titreşim seviyesi yerine kullanımı sonucunda ciddi kütle kazancı olabileceğini göstermiştir.

Bölüm 2'de Rastgele titreşimler, tolerans limiti, YSA ve askeri şartnameler ile ilgili bilgiler verilmiştir. Bölüm 3'te test kurgusu, veri yönetimi ve YSA tahmini anlatılmıştır. Bölüm 4'te yapısal eniyileme ve analiz sonuçları verilmiştir. Değerlendirmeler, tartışma ve ileriye yönelik çalışmalar ise Bölüm 5'te verilmiştir.

2. TEORİK TEMELLER (THEORETICAL FUNDAMENTALS)

2.1. Rastgele Titreşimler (Random Vibration)

Belirli bir zaman dilimi (T) boyunca oluşan Otokorelasyon ($R_{xx}(T)$, Ing. Autocorrelation) fonksiyonu beklenen değer ($E(x)$, Ing. Expected Value) cinsinden Eş. 1 kullanılarak hesaplanır [21].

$$R_{xx}(T) = E[x(t)x(t+T)] \quad (1)$$

Durağan rastgele bir sürecin güç spektrum yoğunluğu ($P_{xx}(f)$, Ing. Power spectral density) otokorelasyon fonksiyonu cinsinden ayrık-zaman Fourier serisi açılımı olarak Eş. 2 şeklinde ifade edilebilir. Burada f_s örnekleme frekansdır (Hz).

$$P_{xx}(f) = \frac{1}{f_s} \sum_{m=-\infty}^{\infty} R_{xx}(T) e^{-j2\pi T f} \quad (2)$$

Belirli bir frekans bandındaki (f_1 - f_2) verinin ortalama güç spektrum yoğunluğu, İGSY-frekans eğrisinin integrali alınarak Eş. 3'teki gibi hesaplanabilir.

$$P_{[f_1, f_2]} = \int_{f_1}^{f_2} P_{xx}(f) df \quad (3)$$

2.2. Rastgele Titreşimlerin Statik Yük Olarak Değerlendirilmesi

(Random Vibration as Static Loads)

Rastgele titreşim yükleri havacılık yapılarının yapısal tasarımlarında kullanılır. Miles eşitliği, Titreşim spektrum yaklaşımı, İGSY yaklaşımı gibi eşitlikler frekans tabanındaki yükü statik yüke çevirebilir.

2.2.1. Miles eşitliği (Miles equation)

Bu yöntemde tek serbestlik dereceli sistemin baskın frekansı göz önünde bulundurulur. Eş. 4 ve Eş. 5 denklemleri kullanılır. Burada Q yükseltme faktörü olup sönüm oranına bağlıdır. M değeri ise İGSY-frekans eğrisinin eğimini ifade eder. f_i sistemin baskın doğal frekansı, f_1 ise eğimin başladığı frekans değeridir. Eşdeğer statik yük σ_{Tepe} olarak hesaplanır.

$$\sigma_{Tepe} = 3 \sqrt{\frac{\pi}{2} Q f_i (PSD_{f_i})} \quad (4)$$

$$PSD_{f_i} = PSD_{f_1} (f_i/f_1)^{0.3322 M} \quad (5)$$

2.2.2. Titreşim şartnamesi ile hesaplama

(Vibration spec approach)

Bu yöntemde eşdeğer statik yük σ_{Tepe} askeri şartnamelerde verilen ortalama karekök (Grms) değerinin (Bazı şartnamelerde İGSY yerine rms verilebiliyor.) 3 katı olarak alınır. Denklem Eş. 6 ile ifade edilmiştir.

$$\sigma_{Tepe} = 3 (Grms) \quad (6)$$

2.2.3. Tüm bant genişliğinde İGSY integrali

(PSD data over the full bandwidth)

Eş. 7'de verildiği üzere İGSY eğrisinin 20-2000 Hz frekans bandında integralinin karekök değerinin üç katı statik yük gibi ele alınır.

$$\sigma_{Tepe} = 3 \sqrt{\int_{20}^{2000} PSD df} \quad (7)$$

2.2.4. Sınırlı bant genişliğinde İGSY integrali

(PSD data over limited bandwidth)

Bu yaklaşım Eş. 7'ye göre daha sınırlı bir frekans bandının statik yük hesaplamalarında kullanılmasına dayanır. Buna göre 300 Hz'den yüksek frekanslı ivme girdileri olsa bile, gerinim değerlerinin 300 Hz'den sonra etkilenmediği deneysel olarak görülmüştür. Böylece, statik yük

hesaplamalarında gerinimi etkileyecek frekans bandı olarak 20-300 Hz kullanılması değerlendirilmiştir [22].(Eş. 8)

$$\sigma_{Tepe} = 3 \sqrt{\int_{20}^{300} PSD df} \quad (8)$$

2.3. Tolerans Limiti (Tolerance Limit)

Tolerans limiti genellikle çevresel belirsizlikleri gidermek amacıyla kullanılmaktadır. Üst tolerans limiti belirli sayıda veri bulunan bir havuzda, verilere ekstra bir pay ekleyerek ölçümsel farklılıkları örtmeye ve ölçüm alınmayan noktalardaki kayıpları korunumlu hale getirmek için kullanılır. Korunumun seviyesini kapsama (Beta, *Ing. Coverage*) ve güvence seviyesi (Gama, *Ing. Confidence*) belirler [23].

Normal Tolerans Limiti (NTL) ölçüm sayısı, kapsama oranı ve güvence seviyesine göre ölçüm yapılan ivme verilerine ekstra bir faktör eklemek için kullanılmıştır. NTL yalnızca normal dağılıma sahip değişkenler için kullanılabilir. Yapısal cevapların istatistiksel dağılımı genellikle normal dağılıma sahip değildir. Bununla beraber yapısal cevapların logaritmik dönüşümü normal dağılım özelliği gösterir [24]. Yapısal cevapların (x) Eş. 9'daki gibi logaritmik dönüşümleri alınır.

$$y = \log_{10} x \quad (9)$$

NTL Eş. 12'deki gibi hesaplanır. Burada y_{ort} , y değerlerinin ortalaması s_y ise y değerlerinin standart sapması olup Eş. 10 ve Eş. 11'de hesaplanmıştır. k_f normal tolerans faktörünü ifade eder [25]. Ters logaritmanın alınması ile yapısal cevapların NTL ilave edilmiş seviyeleri Eş. 13'te verildiği gibi hesaplanır.

$$y_{ort} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n y_i \quad (10)$$

$$s_y = \sqrt{\frac{1}{n-1} \sum_{i=1}^n (y_i - \bar{y})^2} \quad (11)$$

$$NTL_y(n, \beta, \gamma) = y_{ort} + k_{f, n, \beta, \gamma} s_y \quad (12)$$

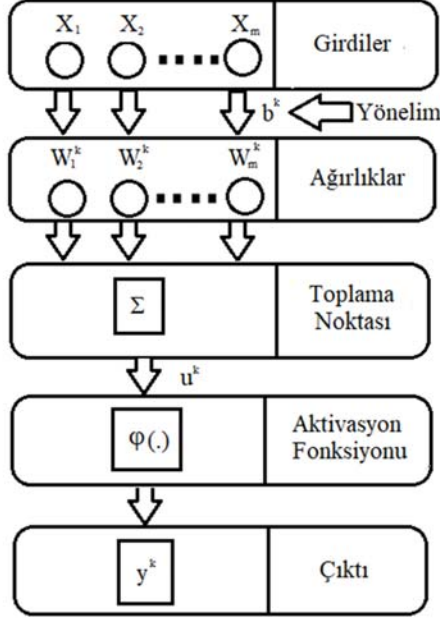
$$NTL_x(n, \beta, \gamma) = 10^{NTL_y(n, \beta, \gamma)} \quad (13)$$

2.4. Yapay Sinir Ağları (Artificial Neural Network)

YSA, örüntü tanılama, deneysel veri analizi, kontrol gibi konulara yenilikçi bir yaklaşım sağlamaktadır. Girdi-çıkı ilişkisi kurarak, doğrusal olmayan problemlere yüksek hesaplama hızları ile kısa sürede çözüm sunmaktadır [26]. Tek nöronlu bir YSA'nın şematik görüntüsü Şekil 2'de verilmiştir. Eş. 14'te verildiği üzere x_i girdi değerleri, w_i girdi değerlerinin ağırlıkları ve toplam noktası YSA'nın üç temel unsurudur. b_k yönelim parametresi, u_k ise girdilerin ağırlıklı toplamıdır. Çıkı değeri olan y_k ise aktivasyon fonksiyonu kullanılarak elde edilir.

$$u^k = \sum_{i=1}^m w_i^k x_i$$

(14)



Şekil 2. Tek nöronlu bir YSA'nı şematik görünümü (Schematic display of a network with a single neuron)

İleri beslemeli geri yayımlı YSA algoritması Levenberg-Marquardt eğitim fonksiyonu ile havacılık uygulamalarında sıkça kullanılmaktadır. Bu algoritmanın basit eğitiminin avantajının yanında, kolay yakınsama özelliği öne çıkmaktadır [27].

2.5. Askeri Şartname (Military Specification)

MIL-STD-810 jet uçağı ile taşınan bir faydalı yükün içerisinde bulunan ekipmanların maruz kaldığı titreşim seviyelerini test spektrumu olarak tanımlayan bir askeri şartnamedir. Bu şartnamede hangi model uçağın kullanıldığına dair kesin bir bilgi bulunmamaktadır. Askeri şartnamede bahsedilen faydalı yük ekipmanları titreşim seviyesi Şekil-3'te verilmiştir. W_1 ve W_2 arasındaki değerde oluşan eğrinin eğimi olarak 3db/oktav ya da 6db/oktav

kullanılması tavsiye edilmektedir [28]. Titreşim seviyesi dört parametre ile tanımlanabilir: W_1 , W_2 , f_1 ve f_2 .

W_1 , W_2 , f_1 ve f_2 parametreleri Eş. 15-Eş. 22'de hesaplanmaktadır. M değeri uçuş esnasındaki Mach sayısını ifade edip, Eş. 17'de verilen K değerinin hesaplanmasında kullanılır. Eş. 16 ve Eş. 20'de verilen H ve C değerleri sabit olup sırasıyla 559 ve 254 değerlerine sahiptir. Eş. 16'da verilen q parametresi Eş. 22'de verildiği üzere ilgili uçuş koşullarındaki dinamik basıncı ifade eder. Eş. 22'de bulunan V_a ilgili ortamdaki yerel ses hızı olup, ρ_0 ise ortamdaki havanın yoğunluğudur. Faydalı yük yoğunluğu ρ olarak ifade edilip, 641 ile 2403 kg/m³ arasında çıkmaması durumunda uç değerlerin kullanılması tavsiye edilir. Eş. 20'de verilen t değeri faydalı yükün ortalama et kalınlığı olup, R değeri ise ortalama faydalı yük yarıçapıdır. f_1 değerinin 100-2000 Hz arasına sınırlandırılması tavsiye edilmektedir. Serbest düşmeli faydalı yüklerde f_1 değerinin 125 Hz alınması tavsiye edilmiştir. W_1 ve W_2 'yi oluşturan A_1 , A_2 , B_1 , B_2 , C_1 , C_2 , D_1 , D_2 , E_1 ve E_2 değerleri açıklamaları ile beraber Tablo 1'de verilmiştir. Aerodinamik kirli (AK) terimi geometrileri küt burunlu, üzerinde keskin köşe, derin oyuk vb. unsurları bulunduran bazı faydalı yükler için tanımlanmıştır. Bu tür unsurlara sahip olan faydalı yüklerde titreşim seviyelerini yüksek tutmaya yarayan sabitler kullanılmaktadır.

$$W_1 = 0,005 \times K \times A_1 \times B_1 \times C_1 \times D_1 \times E_1 \quad (15)$$

$$W_2 = H \times (q/\rho)^2 \times K \times A_2 \times B_2 \times C_2 \times D_2 \times E_2 \quad (16)$$

$$M \leq 0,90 ; K = 1 \quad (17)$$

$$0,90 \leq M \leq 1 ; K = -4.8 \times M + 5,32 \quad (18)$$

$$M \geq 1 ; K = 0,52 \quad (19)$$

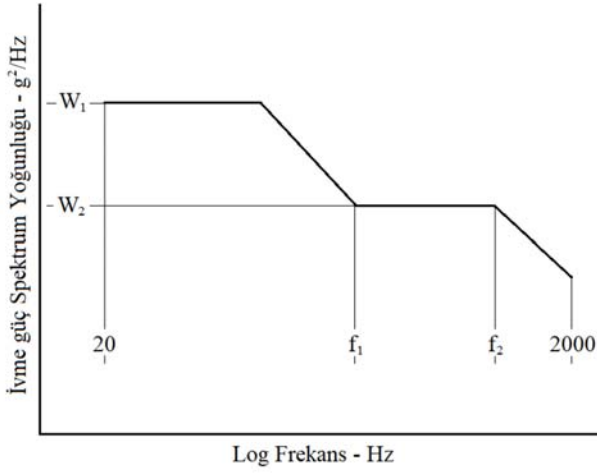
$$f_1 = 10^5 \times C \times (t / R^2) \quad (20)$$

$$f_2 = f_1 + 1000 \quad (21)$$

$$q = \left(\frac{1}{2}\right) \times \rho_0 \times V_a^2 \times M^2 \quad (22)$$

Tablo 1. Askeri şartname parametreleri ve değerleri (Military specification parameters and their values) [29]

Parametre açıklamaları	P_1	P_2
Tekil faydalı yük (AT)	$A_1=1$	$A_2=1$
Özel adaptör kullanımı ile yan yana faydalı yük (AT)	$A_1=1$	$A_2=2$
Özel adaptör kullanımı ile arka arkaya faydalı yük (AT)	$A_1=1$	$A_2=4$
Motorlu faydalı yükün arka askı kulpu arkası bölge	$B_1=1$	$B_2=4$
Faydalı yükün arka askı kulpu önündeki bölge	$B_1=1$	$B_2=2$
Motoru olmayan faydalı yükün arka askı kulpu arkasındaki bölge	$B_1=1$	$B_2=1$
Tekil veya özel adaptör kullanımı ile yan yana faydalı yük (AK)	$C_1=2$	$C_2=4$
Özel adaptör kullanımı ile arka arkaya faydalı yük (AK)	$C_1=1$	$C_2=2$
Diğer faydalı yük (AK)	$C_1=1$	$C_2=1$
Sac malzeme gibi ince cidarlı kuyruk/kontrol kanatçığına sahip faydalı yük	$D_1=8$	$D_2=16$
Motora sahip faydalı yük	$D_1=1$	$D_2=1$
Diğer faydalı yük	$D_1=4$	$D_2=4$
İçinde jel tipi parçacıklar bulunan yangın söndürme tipi faydalı yük	$E_1=0,5$	$E_2=1$
Diğer faydalı yük	$E_1=1$	$E_2=1$



Şekil 3. Askeri şartnamede verilen faydalı yük ekipmanı titreşim seviyesi grafiği

(Military specification vibration level for store equipment's)

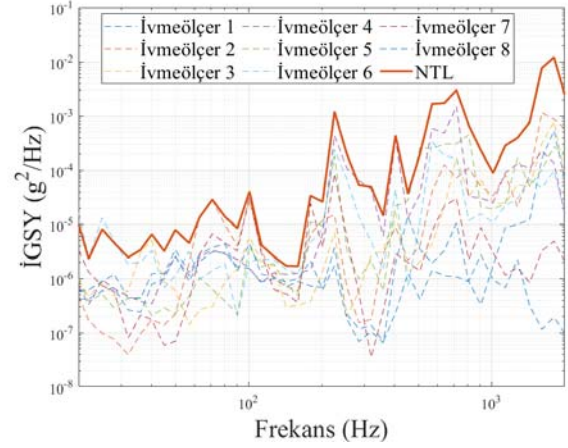
3. ENİYİLEMEDE KULLANILAN YAPISAL CEVAPLARIN ELDE EDİLMESİ (STRUCTURAL RESPONSES USED IN OPTIMIZATIONS)

3.1. Veri analizi ve ölçer enstrümantasyonu (Instrumentation and data analysis)

Askı kulpları arasındaki bölgede faydalı yük içerisinde sekiz adet ivmeölçer konulmuştur. Ölçümlendirme yapılan faydalı yük görseli, ivmeölçer şematik konumları Şekil 4'te verilmiştir.

3.2. Tolerans limiti hesaplaması (Tolerance limit estimation)

İvme verilerinin 12500-35000 ft uçak irtifası 0,5-0,9 Mach sayısında toplanmıştır. İGSY ve tolerans limiti değerleri ivme veriler kullanılarak 1 s süreler için oluşturulmuştur. Frekans değerleri için 2-1/6 oktav bandı kullanılmıştır [19]. Yapılan işlemler örnek bir durum için anlatılmıştır. Şekil 5'te frekans bandında tüm ölçerlerin İGSY değerleri ve bu değerlerden türetilen NTL spektrumu görülmektedir.



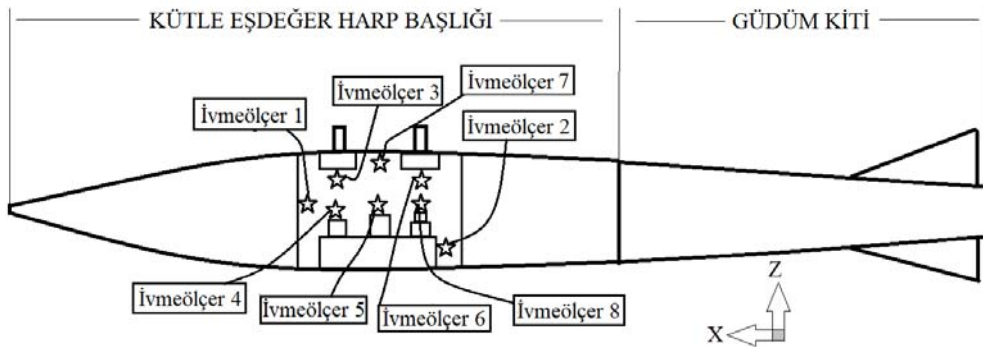
Şekil 5. Örnek bir durum için İvmeölçer ve NTL İGSY-frekans grafiği

(Power spectral density for accelerometers and NTL)

Düşük frekanstaki genlik değeri W_1 , yüksek frekanstaki genlik değeri W_2 , f_1 ve f_2 değerleri tüm test koşulları için belirlenmiştir. İGSY grafiklerinden NTL elde edilmiş, NTL-frekans grafiğinden askeri şartnamede anılan titreşim spektrumuna benzer tipte düzgün zarf (İng. Smoothed envelope) grafiği oluşturulmuştur. Düzgün zarf grafiği aynı zamanda elektrodinamik sarsıcılar ile yapılan yer testlerinde de kullanılan test spektrumu olarak bilinmektedir. Şekil 5'de verilen örnek durum için oluşturulan düzgün zarf grafiği Şekil 6'da verilmiştir.

3.3. Verilerin Doğrulanması (Validation of Data)

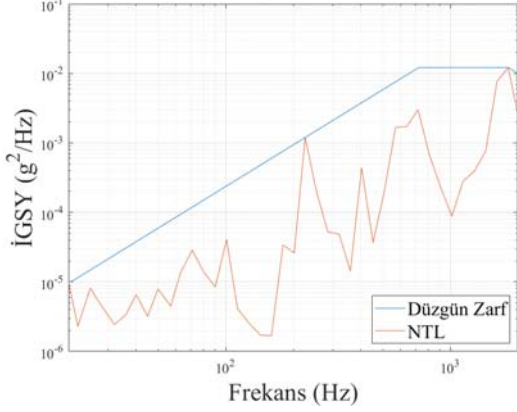
Havacılık yapılarında meydana gelen titreşimlerin uçuş esnasında dinamik basınç ile doğru orantılı olarak arttığı bilinmektedir [30-33]. Değişik uçakların davranışında da benzer trend görülmüştür [34]. Deneysel olarak yapılan bir çalışmada uçağa bağlanan faydalı yük için İGSY-frekans grafiğinin integrali alınmış, ivme seviyesinin toplam ortalama karekök (grms) olarak Mach sayısı ve uçuş irtifası cinsinden çıkarılmıştır [35]. Bu grafiğin üzerine, test sonuçlarının İGSY-frekans grafiklerinin GRMS değerleri



Şekil 4. Ölçümlendirilen faydalı yük içindeki ivmeölçerlerin şematik konumlarını gösteren görsel [19]

(Schematic view of accelerometer location in instrumented payload)

eklenmiş ve Şekil 7’de verilmiştir. Sonuçlara dikkat edildiğinde literatür verisinin 2000-30000 ft arasında toplandığı, test sonuçlarının literatür verisinin arasında kaldığı görülmektedir. Bu doğal bir sonuç olup, test verilerinin dinamik basınç değerlerinin bu aralıkta kaldığı söylenebilir.

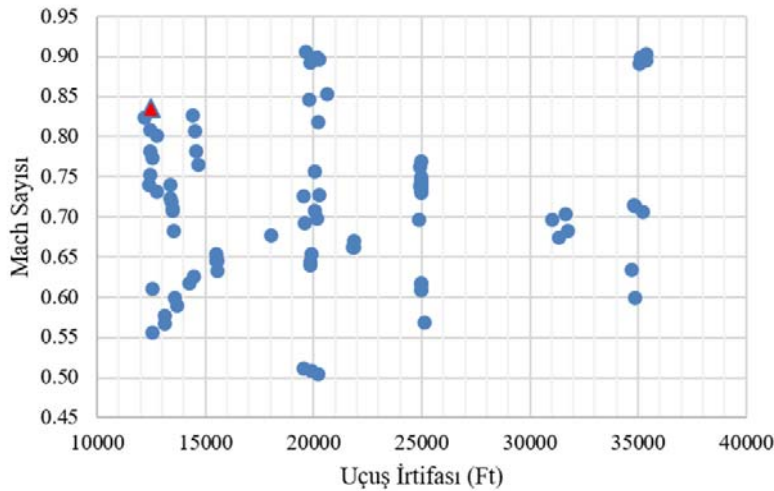


Şekil 6. Örnek bir durum için NTL ve NTL’ye uygun düztgün zarf İGSY-frekans grafiği

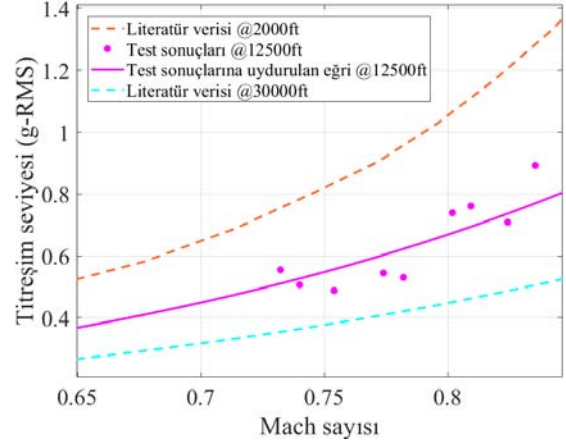
(Power spectral density for NTL and smoothed envelope)

3.4. Uçuş Durumlarında Eğitim ve Test Koşulları (Training and Test Sets of Flight Conditions)

YSA’larda kullanılan eğitim ve test noktalarından oluşan veri havuzu uçuş irtifası ve uçak Mach sayısı cinsinden Şekil 8’de verilmiştir. Yetmiş beş eğitim noktası, sekiz test noktası bulunmaktadır. Veriler iki yıl boyunca eğitim uçuşlarında toplanan geçek uçuş verileridir. Sekiz test noktasında da deneysel veriler bulunmakta olup, YSA performansı bu noktalarda sınanmıştır. Sekiz test noktası rasgele seçilmiştir. En zorlayıcı yüklem koşulu T2 olup üçgen şekil olarak Şekil 8’de verilmiştir.



Şekil 8. İrtifa ve Mach sayısı cinsinden veri havuzu [19] (Data pool in Mach number and attitude)



Şekil 7. Uçağı bağı faydalı yük için literatürde bulunan titreşim seviyesinin test sonuçları ile karşılaştırılması [19] (Comparison of experimental and literature of payload vibration severity attached to aircraft)

3.5. YSA Tolerans limiti Tahmini Sonuçları (ANN tolerance limit results)

Sekiz test durumda W_1 , W_2 , f_1 ve f_2 için yapılan YSA tahmini sonuçları Tablo 3 ve Tablo 4’te verilmiştir. Ortalama hata ve standart sapma hesaplamasında Eş. 10 ve Eş. 11 kullanılmıştır. Tablo 3’e dikkat edildiğinde, YSA’nın W_1 tahmini için 2 numaralı uçuşta %55,4, 3 numaralı uçuşta %37,13 hata bulunduğu göze çarpmaktadır. W_2 tahmininde ise en yüksek hata miktarları, 2, 4 ve 6 numaralı uçuşta sırası ile %26,24, %26,73 ve %36,25 çıkmıştır. Tablo 4’te verilen frekans değerleri tahmininde ise 3 numaralı uçuş durumunda f_1 ve 2 numaralı uçuşta ise f_2 tahmininin hata oranlarının sırası ile %40,75 ve %122,86 çıktığı görülmektedir. Bu noktalarda hata oranlarının yüksek çıkmasının nedeni olarak ilgili uçuş durumunda ilgili parçanın frekans cevabının farklı olması gösterilebilir. Nitekim diğer test noktalarında genlik

Tablo 3. Test koşullarında YSA tahmini W_1 ve W_2 değerleri ve test sonuçları (Uçuşta elde edilen ölçümlerin sonucu) ile karşılaştırması [19] (ANN predictions of W_1 and W_2 at test points and comparison with test results)

No	Test Sonucu		YSA Tahmini		Yüzde Hata	
	W_1 (g ² /Hz)	W_2 (g ² /Hz)	W_1 (g ² /Hz)	W_2 (g ² /Hz)	W_1 (g ² /Hz)	W_2 (g ² /Hz)
1	3.52E-05	0,0279	3.71E-05	0,0269	5,4	3,48
2	4.43E-04	0,2506	1.98E-04	0,1848	55,4	26,24
3	2.74E-05	0,0499	3.75E-05	0,0497	37,13	0,5
4	6.1E-05	0,0214	4.76E-05	0,0157	22,05	26,73
5	4.22E-05	0,0459	4.98E-05	0,0512	18,04	11,58
6	1.48E-04	0,0748	1.45E-04	0,1019	1,99	36,25
7	1.83E-05	0,0045	1.82E-05	0,0049	0,82	8,41
8	5.12E-05	0,0116	4.98E-05	0,0108	2,7	7,11
Ortalama Hata					17,94	15,04
Hatanın Standart Sapması					19,73	12,96

Tablo 4. Test koşullarında YSA tahmini f_1 ve f_2 değerleri ve test sonuçları ile karşılaştırması [19] (ANN predictions of f_1 and f_2 at test points and comparison with test results)

No	Test Sonucu		YSA Tahmini		Yüzde Hata	
	f_1 (Hz)	f_2 (Hz)	f_1 (Hz)	f_2 (Hz)	f_1 (Hz)	f_2 (Hz)
1	570	1303	584	1585	2,44	21,63
2	570	725	680	1616	19,35	122,86
3	972	1810	576	1557	40,75	13,96
4	640	751	483	779	24,6	3,74
5	667	1810	555	1529	16,87	15,51
6	652	1810	634	1671	2,72	7,7
7	419	1810	400	1586	4,42	12,38
8	304	1810	318	1733	4,71	4,23
Ortalama Hata					14,48	25,25
Hatanın Standart Sapması					13,64	39,89

(W_1 , W_2) ve frekans (f_1 , f_2) değerlerinin tahmininde hata oranlarının düşük olduğu görülmektedir.

3.6. Test Noktalarında YSA Performansı (Performance on Test Cases)

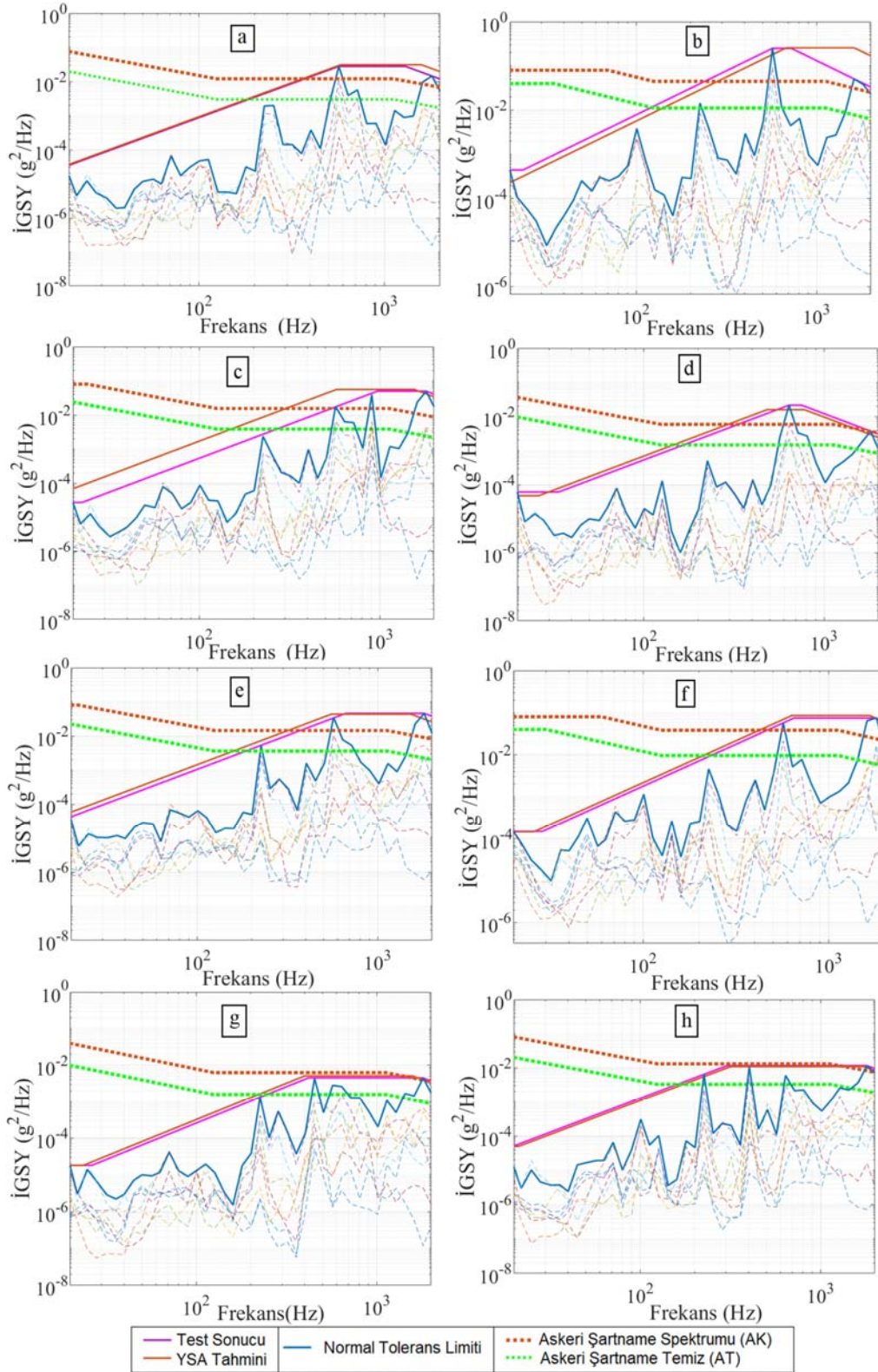
YSA tahmini sonucu elde edilen düzgün zarf spektrumları, askeri şartnamenin önerdiği spektrumlar ve test sonuçları kullanılarak elde edilen spektrumlar Şekil 9'da verilmiştir. Grafiklere ayrıca ivmeölçerlerden elde edilen İGSY verileri de eklenmiştir. Grafikler incelendiğinde tüm koşullarda YSA tahmini spektrumların askeri şartnamenin önerdiği spektrumlarına göre gerçek durum olan test sonucunda elde edilen grafiğe daha yakın olduğu görülmektedir. Askeri şartnamelerin önerdiği spektrumlara bakıldığında tüm test noktaları için W_1 değerinin test sonucundan yüksek çıktığı görülmektedir. Bu durum askeri şartnamenin düşük frekanslı İGSY'leri çok korunumlu tarafta bıraktığını göstermektedir. Askeri şartnamede W_1 değerinin W_2 değerinden tüm test noktaları için yüksek çıktığı görülmüştür. Askeri şartname sonucu W_2 değeri test noktası 7 ve 8 için aerodinamik kirli durumda gerçek duruma yakın çıkmıştır. Askeri şartname verileri düşük frekansta abartılı bulursa da, yüksek frekans bölgesinde tekil ivmeölçer verileri incelendiğinde, test noktası 2'de 570 Hz civarı elde edilen cevap hariç, tüm ivmeölçerlerin cevaplarını kapsadığı görülmektedir. Bununla beraber askeri şartname aerodinamik kirli spektrumu, sadece test noktası 7 ve 8'de yapısal cevaplardan

oluşturulan NTL verisini kapsamakta, diğer test noktaları için yetersiz kalmaktadır. Frekans değerleri için YSA tahmini askeri şartnameye göre daha doğru çıkmıştır. Bunun nedeni askeri şartnamede serbest düşüş özelliği gösteren faydalı yükler için frekans değerlerinin f_1 için 125 Hz, f_2 için 1125 Hz olarak kullanılması olabilir [19].

4. SONUÇLAR VE TARTIŞMALAR (RESULTS AND DISCUSSIONS)

4.1 Askeri Şartname, YSA Tahmini ve Test Sonuçları ile bir Yapısal Tasarım Örneği (Structural Design Case Study using Specification, ANN Prediction and Experimental Loads)

Şekil 8'de görüldüğü üzere test noktası 2, en yüksek dinamik basınç ihtiva eden nokta olduğu için en kritik durum olarak seçilmiştir. Yapısal parça tasarımı bu noktadaki İGSY yükleri kullanılarak yapılmıştır. Rastgele yüklerin statik olarak değerlendirilmesinde yöntem olarak Sınırlı bant genişliğinde İGSY integrali kullanılmıştır. Bu yöntem düşük frekanslı verilerin yapısal parçalar için daha kritik olduğunu öne sürer. Bu yöntemde göre hesaplanan statik yüklemeler Tablo 5'te verilmiştir. Yüklere dikkat edildiğinde askeri şartnamenin yüksek olduğu görülmektedir. Bunun nedeni askeri şartnamenin düşük frekans genliğini yüksek olarak hesaplamasıdır.



Şekil 9. Sonuçlar (a) Durum 1, (b) Durum 2, (c) Durum 3, (d) Durum 4, (e) Durum 5, (f) Durum 6, (g) Durum 7, (h) Durum 8 [19] (Results, (a) Case 1; (b) Case 2; (c) Case 3; (d) Case 4; (e) Case 5; (f) Case 6; (g) Case 7; (h) Case 8)

Bir ekipman tutucusu parçasının Tablo 5’te verilen yükler altında tasarımları paket eniyileme programı VRAND Genesis ile yapılmıştır [36]. Yük üzerine 1,5 kat güvenlik

faktörü eklenmiştir. Tutucu malzemesi olarak havacılık sektöründe sıklıkla kullanılan alüminyum seçilmiştir [37]. Hesaplamalarda alüminyum alaşımı olarak 5000 serisinin

özellikleri kullanılmıştır. Bu malzemenin elastik modülü 70 GPa, yoğunluğu 2,8 g/cm³, poisson oranı 0,33 seçilmiştir. Malzeme akma dayanımı 123 MPa'dır [38]. Ekipman parçası çelik olup, elastik modülü 210 GPa, yoğunluğu 7,8 g/cm³, poisson oranı ise 0,3 olarak seçilmiştir. [39]. Tablo 6'daki yükler atalet yükü olarak tüm yönlerde verilmiştir. Topoloji eniyilemesinde hedef fonksiyon olarak kütle azaltımı seçilmiş olup, sınır olarak ise von Mises gerilmesinin akma dayanımının üstüne çıkmaması tanımlanmıştır.

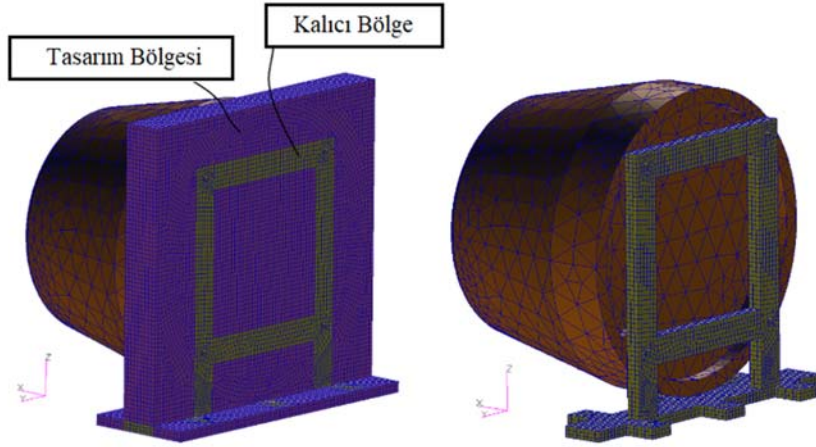
Tablo 5. Yüklerin karşılaştırması (Load comparison)

Askeri Şartname(g)	YSA tahmini(g)	Test sonucu(g)
12,8	8,7	9,2

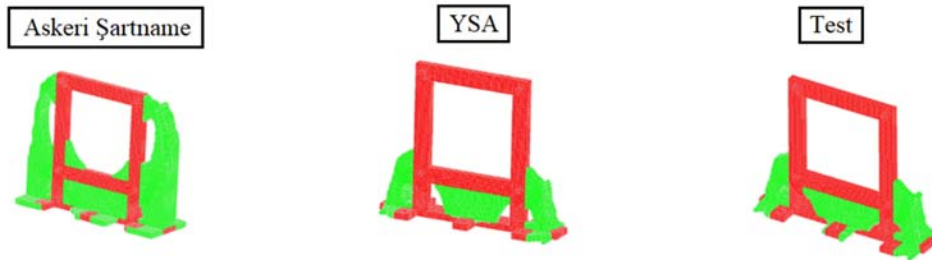
Ekipman tutucusunun sonlu elemanlar modeli görseli Şekil 10'da verilmiştir. Kırmızı renkli parça ekipmandır. Tutucu parça z ekseninde alt taraftan faydalı yüke bağlanırken, x ekseninde ön taraftan ise ekipmanı tutmaktadır. Bağlantı bölgelerinde esnemez elemanlar kullanılmıştır. Tutucu parçasında esnemez elemanlar arasında sürekli bir geçişin olması için bu bölgeler arası eniyilemenin dışında bırakılmıştır. Bu bölge sarı ile gösterilen kısım olup, geriye kalan hacim tasarım bölgesi olarak tutularak eniyilemeye çalışılmıştır. Tutucu parçasını alt bölümünde bulunan deliklerde yer alan düğüm noktalarının tüm serbestlik dereceleri sıfırlanmıştır. Ekipman on düğüm noktalı

tetrahedron elemanlardan oluşurken, tutucu parçası ise 8 düğüm noktalı hegzagonal elemanlardan oluşmaktadır. Tutucu üzerinde tasarım bölgesi kütlesi 8 kg, esnemez elemanlar arasındaki kalıcı bölgenin kütlesi ise 2 kg'dır. Üç farklı yükleme durumuna göre üç farklı geometri eniyileme sonucu ortaya çıkmıştır. Bu geometrilerin kütle dağılımı görselleri Şekil 11'de verilmiştir. Burada yeşil ile gösterilen bölge tasarım bölgesi olup, kırmızı ile gösterilen bölge ise kalıcı bölgedir. Şekil 11'e dikkat edildiğinde askeri şartname yüküne göre tasarlanan yapının en çok kütleyle sahip olduğu görülmektedir. Askeri şartname yükü ile yapılan eniyileme sonucu yapı 3,2 kg kütleyle sahipken, YSA tahmini yük kullanılarak yapılan eniyileme sonucu ortaya çıkan yapının kütlesi 1,1 kg'dır. Kütle değeri test sonucu yüke göre yapıldığında 1,3 kg çıkmıştır.

Üç farklı yükleme sonucu yapılarıdaki von Mises gerilme dağılımları Şekil 12'de verilmiştir. Şekildeki görseller incelendiğinde YSA ve test yükleri sonucu oluşan gerilme dağılımlarının birbirlerine benzediği görülmektedir. Bunun nedeni iki yüklemenin meritebe olarak birbirine yakın olmasıdır. Bununla beraber askeri şartname yüklemesinde yüksek gerilmelerin daha geniş bir alana yayıldığı görülmektedir. Bu yaygın ve görece yüksek gerilme dağılımı yapıda daha fazla gerinim enerjisi oluştuğunu göstermektedir. Bunun nedeni olarak Tablo 6'da hesaplanan askeri şartname yükünün YSA ve test yüküne göre fazla olması gösterilebilir.



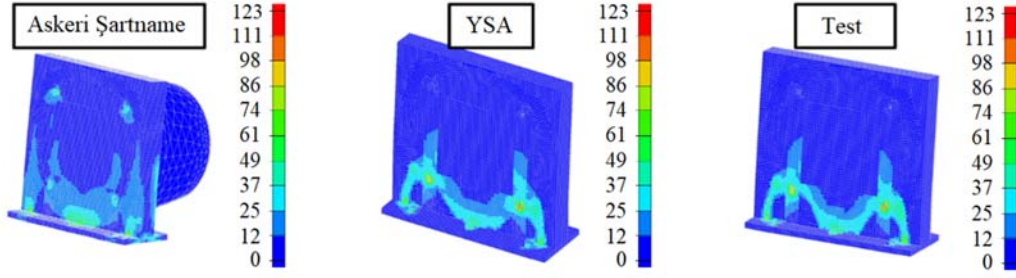
Şekil 10. Yapısal tasarım örneği sonlu elemanlar modeli (Finite element model of case study on structural design)



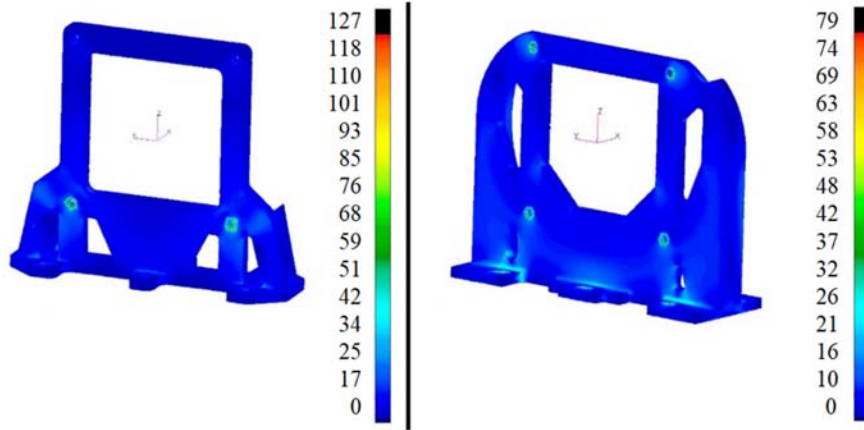
Şekil 11. Yapıların kütle dağılımı (Mass distribution of geometries)

YSA tahmini ve askeri şartnamelerdeki yükler kullanılarak yapılan eniyilemeler sonucu ortaya çıkan geometrilere test sonucu elde edilen yük uygulanarak sonlu elemanlar modeli incelemeleri yapılmıştır. Bu inceleme MSC Nastran paket programı kullanılarak yapılmıştır [40]. Yüklemelerde yine 1,5 kat güvenlik faktörü bulunmaktadır. YSA geometrisi kullanılıp, test yükü verilen durum Şekil 13'de sol tarafta verilmiş olup von Mises gerilmesi değer 127 MPa'dır. Bu sonuç elde edilirken bölüntüleme hassasiyet çalışması yapılmıştır [41]. İlgili modelde kullanılan eleman sayısı

608745'tir. Yapısal hesaplama sonucu ortaya çıkan 127 MPa gerilme değeri, malzeme akma dayanımı olan 123 MPa'a yakın olup, tasarım yüklemeye mertebesine göre uygundur. Bunun nedeni YSA yükleri ile test yüklerinin mertebeye yakın olmasıdır. Askeri şartname geometrisine test yükleri ile yapılan analiz sonucu von Mises gerilmesi dağılımı ise Şekil 13'te sağ tarafta verilmiştir. Askeri şartname yükleri yüksek olduğu için, bu yükte çalışan yapıda mukavim bir yapı çıkmıştır. Bu mukavim yapıya test yükü uygulandığında ise von Mises gerilme dağılımının 79 MPa

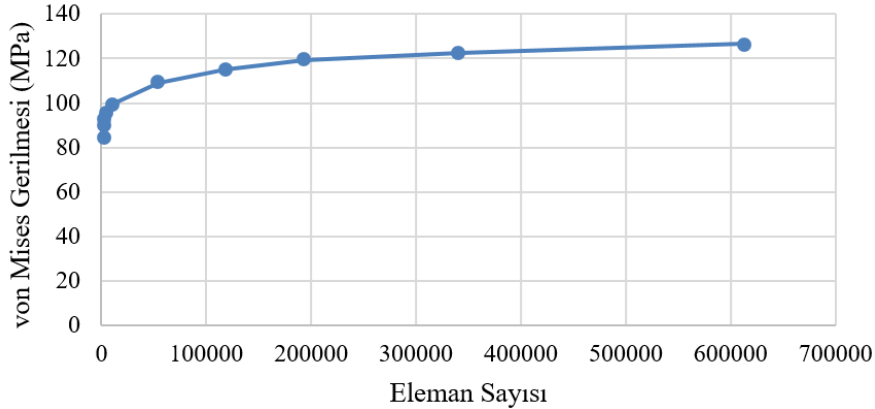


Şekil 12. Yapılarda meydana gelen von Mises gerilme dağılımı (Von Mises stress values of different geometries)

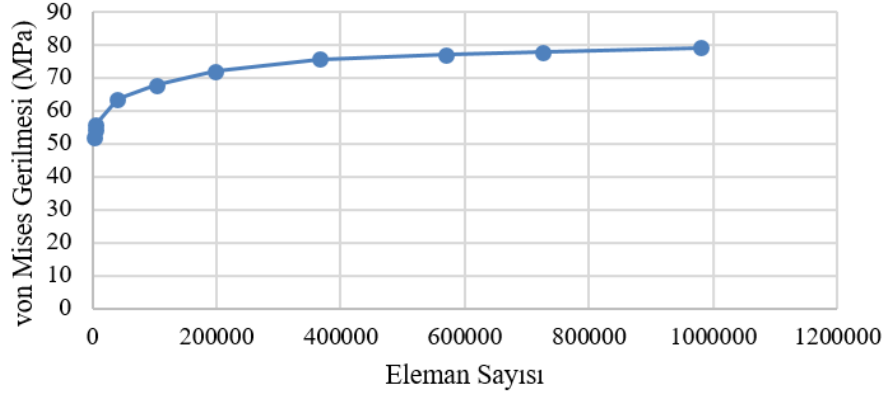


Şekil 13. Test yükleri ile yapılan sonlu elemanlar analizi sonucu yapılarda meydana gelen von Mises gerilme dağılımı, (a) YSA Geometrisi, (b) Askeri şartname geometrisi

(Von Mises stress values of different geometries under test loads, (a) ANN geometry, (b) Military specification geometry)



Şekil 14. Test yükleri ile YSA geometrisine yapılan sonlu elemanlar analizi bölüntüleme hassasiyet çalışması (Mesh sensitivity result of YSA geometry finite element analysis)



Şekil 15. Test yükleri ile Askeri şartname geometrisine yapılan sonlu elemanlar analizi bölüntüleme hassasiyet çalışması
(Mesh sensivity result of military specification geometry finite element analysis)

mertebelelerinde çıktığı görülmüştür. Yapısal analiz çalışmasında bölüntüleme hassasiyet çalışması yapılmış olup en sık bölüntülemenin kullanıldığı hesaplamada von Mises gerilmesi değeri 79.1 MPa değerine çıkmıştır. Askeri şartname sonucu ortaya çıkan yapının fazla güvenli olduğu görülmektedir. Ortaya çıkan yapı geometrilerine dikkat edildiğinde askeri şartname yüklemesi sonucu oluşan yapının üst kısımlarında ayrıca federler olduğu görülmektedir. Bu federlerin yapıdaki gerilmeleri düşürmek için oluşturulduğu görülmektedir. Askeri şartname ve YSA geometrilerinde test yükleri uygulandığında elde edilen gerilme değerleri için yapılan bölüntüleme hassasiyeti çalışması sonucu elde edilen sonuçlar sırasıyla Şekil 14 ve 15'te verilmiş olup, gerilme değerlerinde yakınsama elde edildiği görülmektedir.

5. SONUÇLAR (CONCLUSIONS)

Bu çalışmada havacılık yapılarının tasarımında deneysel ve askeri şartnamenin önerdiği yapısal cevapların kullanımının havacılık yapısal tasarımları üzerine somut etkileri gösterilmiştir. Deneysel olarak hesaplanan yapısal cevaplar için dört farklı parametre olarak frekans tabanında hesaplanan veriler kullanılmıştır. Dört farklı parametre tahmininin kullanımının, literatürde görülen ve titreşim seviyesinin şiddetini sadece RMS cinsinden tahmin eden yöntemlere göre daha gerçekçi olduğu söylenebilir. Deneysel hesaplanan yapısal cevap verilerinde bulunan tolerans limitlerinin kullanılması, ölçüm alınmayan noktalardaki hassasiyet kaybının giderilmesi için önemli olduğu değerlendirilmektedir. Tüm test noktalarında YSA tahminlerinin askeri şartnameye oranla daha iyi sonuç verdiği görülmüş, bu girdilerin yapısal tasarımlarda kullanımının kütesel olarak maliyeti ortaya konmuştur. Eniyileme sonuçları, havacılık ekipmanları tasarımlarında askeri şartname kullanımının, yapıları kalın ve ağır yaptığını göstermiştir. Bunun yerine önerilen yöntem kullanıldığında yapıların hafiflediği ve aynı zamanda gerilme kısıtlarının sağlandığı görülmüştür.

Çalışmanın bu konuda yer alan deneysel verilere dayalı bilgi eksikliğini gidermek için faydalı olabileceği

değerlendirilmektedir. Ar-Ge projelerinin özellikle başlangıç aşamalarında askeri şartnameler ile yapılan değerlendirmelerin korunumlu olduğu gösterilmiştir. Bunların yerine test verilerine dayalı akıllı algoritmaların kullanımı sonucunda tasarım ve tedarik maliyetlerinin düşmesi, test sürelerinin kısılması muhtemeldir.

TEŞEKKÜR (ACKNOWLEDGEMENT)

Bu çalışmanın tamamı TÜBİTAK-SAGE tarafından desteklenmiştir.

KAYNAKLAR (REFERENCES)

1. Hall P.S., Vibration Test Level Criteria for Aircraft Equipment, Air Force Wright Aeronautical Lab, Ohio, A.B.D., 1980.
2. Pehlivanoglu A.G., Ercan Y., Investigation of Flexure Effect on Transfer Alignment Performance, The Journal of Navigation, 66 (1), 1-15, 2013.
3. Burkhard A.H., Maurer O.F., Development and Use of Dynamic Qualification Standards for Air Force Stores, 53rd Meeting of The Advisory Group for Aerospace and Development (AGARD), 1, 1-7, Hollanda, 27 Eylül-2 Ekim, 1981.
4. Van Tongeren J.H., Maas R., Derivation of shaker spectra for structural certification from helicopter flight test vibration measurements, International Conference on Noise and Vibration Engineering, Session DT, Leuven-Belçika, 1759-1773, 20-22 Eylül, 2010.
5. MIL-STD-8591, Airborne Stores, Suspension Equipment and Aircraft-Store Interface (Carriage Phase), A.B.D., 2005.
6. Nevis H.N., Brignac W.J., Dynamic Qualification Testing of F-16 Equipment, 53rd Meeting of The Advisory Group for Aerospace and Development (AGARD) Session 2-Applications, Hollanda, 15, 5-9, 27 Eylül-2 Ekim, 1981.
7. Kim J., Park S., Eun W., Vibratory loads and response prediction for a high-speed flight vehicle during launch events, International Journal of Aeronautical & Space Science, 17 (4), 551-564, 2016.

8. Lalanne C., *Mechanical Vibration and Shock Analysis, Specification Development*, John Wiley & Sons, New York, A.B.D, 2013.
9. Runyan H.L., Some Recent Information on Aircraft Vibration due to Aerodynamic Sources. *Journal of Acoustic Society A.*, 44 (1), 364-370, 1968.
10. O'Bannon D.E., *Mau-12A/ A Bomb Ejector Rack Stress Analysis*, Air Force Weapons Laboratory, New Mexico A.B.D., 1964.
11. Cumhurbaşkanlığı Savunma Sanayii Başkanlığı, Türk Savunma Sanayii Ürün Kataloğu, Güdümlü, Hassas Güdüm Kiti 82, <http://www.ssb.gov.tr/urun katalog/tr>, Yayınlanma tarihi 2019, Erişim tarihi Şubat 10, 2021.
12. Steininger M., Haidl G., *Vibration Qualification of External A/C Stores and Equipment*, 53rd Meeting of the Advisory Group for Aerospace and Development (AGARD), Hollanda, 9, 1-14, 27 Eylül-2 Ekim, 1981.
13. Corda S., Franz R.J., *In-Flight Vibration Environment of the NASA F-15B Flight Test Fixture*, NASA Dryden Flight Research Center, California, A.B.D., 2002.
14. Sevy R.W., Haller M.N., *Computer Program for Vibration Prediction of Fighter Aircraft Equipment's*, Report for Combined Environments Test Group Environmental Control Branch Vehicle Equipment Division, Wright Aeronautical Laboratories, Ohio, A.B.D., 1977.
15. Yıldız E.N., *Aeroelastic stability Prediction Using Flutter Flight Test Data*. Doktora Tezi, ODTÜ, Fen Bilimleri Enstitüsü, Ankara, 2007.
16. Kutluay Ü., Mahmutyazıcıoğlu G., Platin B., *An Application of Equation Error Method to Aerodynamic Model Identification and Parameter Estimation of a Gliding Flight Vehicle*, AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference, Chicago-A.B.D, 5724-5732, 10-13 Ağustos, 2009.
17. Quarante V., Dimino I., *Experimental Training and Validation of a System for Aircraft Acoustic Signature Identification*, AIAA Journal of Aircraft, 44 (4), 1196–1204, 2007.
18. Halle M. Thielecke F., *Flight Load Estimation Using Local Networks*, 29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences (ICAS), 2017-24. St Petersburg-Rusya, 7-12 Eylül, 2014.
19. Kaplan EM, Acar E, Özer MB., *Development of a method for maximum structural response prediction of a store externally carried by jet fighter*, *Proceeding of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, 09544100211022244, (2021).
20. Das B.K., Kumar P., *Tailoring of Specifications for Random Vibration Testing of Military Airborne Equipment's from Measurement*, *International Journal of Research in Engineering and Technology*, 4 (12), 293-299, 2015.
21. Newland D.E., *An Introduction to Random Vibrations, Spectral & Wavelet Analysis*, Courier Corporation, New York, A.B.D, 2012.
22. Chung Y.T., Krebs D.J., Peebles J.H., *Estimation of Payload Random Vibration Loads for Proper Structural Design*, AIAA /ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference and Exhibit, Seattle-A.B.D., 1667-1677, 16-19 Nisan 2001.
23. Edwards T.S., *Probability of Future Observations Exceeding One-Sided, Normal, Upper Tolerance Limits*, AIAA Journal of Spacecraft and Rockets, 52 (2), 622-625, 2015.
24. Piersol A.G., *Vibration and Acoustic Test Criteria for Captive Flight of Externally Carried Aircraft Stores*, Wright Aeronautical Laboratories, Ohio, A.B.D., 1971.
25. Bowker A.H., Lieberman, G.J., *Engineering Statistics*, 2nd ed., Prentice-Hall, Englewood Cliffs, New Jersey, A.B.D., 1972.
26. Paksoy A., Aradağ S., *Artificial Neural Network Based Prediction of Time-Dependent Behavior for Lid-Driven Cavity Flows*, *Isı Bilimi ve Tekniği Dergisi* 35 (2), 1-18, 2015.
27. Sharan A., Vijayaraju K, James D., *Synthesis of In-Flight Strains Using Flight Parameters for a Fighter Aircraft*, *Journal of Aircraft*, 50 (2), 469-477, 2013.
28. Piersol A.G., *Procedures to Compute Maximum Structural Response from Predictions or Measurements at Selected Points*, *Shock and Vibration*, 3 (3), 211-221, 1996.
29. Department of Defense Test Method Standard, *Environmental Engineering Considerations and Laboratory Tests*, Department of Defense, Method 514.6, A.B.D., 2008.
30. Jerome S.C., Baca M.K., Skousen T.J., *The Derivation of Maximum Predicted Environments for Externally Carried Stores from a Small Number of Flight Tests*, 84th Shock and Vibration Symposium, Atlanta-A.B.D., 4-8 Kasım, 2013.
31. AECTP 200, *Environmental Conditions*. North Atlantic Treaty Organization: Nasa Standardization Agency (NSA), A.B.D., 2006.
32. Draher J.F., *Aircraft Equipment Random Vibration Test Criteria Based on Vibrations Induced by Turbulent Airflow Across Aircraft External Stores*, Air Force Wright Aeronautical Lab., Wright Aeronautical Laboratories, Ohio, A.B.D., 1983.
33. Kartman A.E., *Empirical Prediction of Missile Flight Random Vibrations*, The Bendix Corporation, *Shock and Vibration Bulletin*, The Shock and Vibration Information Center, 41 (4), 1-15, 1970.
34. Kaplan E.M., Özer M.B., *Experimental Investigation of Flight and Physical Parameters Affecting the Vibration Response Severity of Subsystem Carried by Jet Aircraft*, 9th Ankara International Aerospace Conference, Ankara-Türkiye, 20 -22 Eylül 2017.
35. Wafford J.H., *Application of Mil-Std-810 Dynamic Requirements to USAF Avionics Procurements*, 48rd Structures and Materials Panel Meeting, Williamsburg, Session 2-Applications, 5, 1-15. Ohio, A.B.D., 1979.
36. VR&D GENESIS, *Structural Analysis and Optimization Commercial Software*, Vanderplaats Research & Development, Inc., Colorado-USA, 2010.
37. Kılıç S., Kaçar İ., Öztürk F., *New Trend in Aerospace Industry AL-Li Based Alloys*, *Journal of the Faculty of*

- Engineering and Architecture of Gazi University, 34 (1), 275-296, 2019.
- 38.** Dansk Standard Association, EN 485-2, Aluminum and Aluminum Alloys – Sheet, Strip and Plate – Part 2: Mechanical Properties, Danimarka, 2005.
- 39.** Aydın M., Köklü U., A Study of Ball End Milling Forces by Finite Element Model with Lagrangian Boundary of Orthogonal Cutting Operation, Journal of the Faculty of Engineering and Architecture of Gazi University, 33 (2), 517-527, 2018.
- 40.** MSC NASTRAN, Finite Element Solver, MSC Software Cooperation, California-A.B.D., 2018.
- 41.** Daş T.M., Yılmaz A., Vibration Analysis of Cracked Circular Curved Beams, Journal of the Faculty of Engineering and Architecture of Gazi University, 33 (3), 783-791, 2018.