



Estimation of dynamic model of a missile fin with freeplay by using system identification methods

Ali Murat Gültekin¹ , Sinan Kılıçaslan^{2*}

¹Defense Industries Research and Development Institute, The Scientific and Technological Research Council of Turkey, 06261, Ankara, Turkey

²Department of Mechanical Engineering, Faculty of Engineering, Gazi University, 06570, Ankara, Turkey

Highlights:

- An approach easy to apply
- An approach requiring less computational time
- An approach representing the real dynamics better (more accurate)

Keywords:

- Missile fin
- Freeplay dynamics
- System identification
- Force controlled test method
- Displacement controlled test method

Graphical/Tabular Abstract

In this study, an approach which is easy to apply, requiring less computational time and representing the real dynamics better (more accurate) has been developed to estimate the dynamic model of a missile fin with freeplay by using system identification methods.

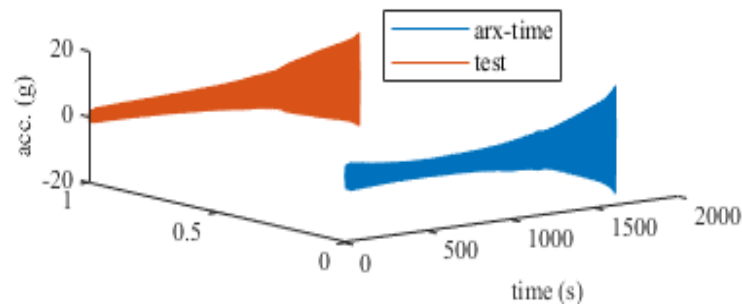


Figure A. Displacement-controlled test output data and simulation result of the time based ARX model used to represent the dynamics of the missile fin with freeplay

Article Info:

Research Article
Received: 24.05.2021
Accepted: 12.11.2021

DOI:

10.17341/gazimmfd.942109

Acknowledgement:

We would like to thank the Defense Industries Research and Development Institute of the Scientific and Technological Research Council of Turkey for their support of this study.

Correspondence:

Author: Sinan Kılıçaslan
e-mail: skilicaslan@gazi.edu.tr
phone: +90 312 582 3408

Purpose: In this study, an approach which is easy to apply, requiring less computational time and representing the real dynamics better (more accurate) has been developed to estimate the dynamic model of a missile fin with freeplay by using system identification methods. Additionally, another aim is to obtain the modal parameters of the system.

Theory and Methods:

First, it has been shown that the dynamics of this system is not linear by using the force-controlled test method. Then, the dynamics of the system were linearized using the displacement-controlled test method. Sinusoidal input was applied in both test methods. By using the time data obtained from both test methods and the frequency data calculated from the time data, the mathematical models of the system were obtained by using auto regressive with exogenous inputs (ARX) and output error (OE). In other words, eight different models expressing freeplay dynamics have been obtained in total. Afterwards, whether the obtained linear models have embedded dynamics or not were checked by examining the correlation of each model within itself. Then, the mathematical model that is most appropriate to the test data obtained by force and displacement controlled test methods was selected as the model that defines the system. After that, the modal parameters of the system have been obtained by using the chosen model.

Results:

Four different models expressing the freeplay dynamics were obtained for each of the force-controlled test data and the displacement-controlled test data. In other words, eight different models expressing freeplay dynamics have been obtained in total. Then, the mathematical model that is most appropriate to the test data obtained by force and displacement-controlled test methods was selected as the model that defines the system. After that, the modal parameters of the system have been obtained by using the chosen model.

Conclusion:

It has been observed that the system identification model obtained from the ARX model using the time data of the displacement-controlled test is the most appropriate model representing the dynamics of the missile fin with freeplay.



Boşluklu füze kanatçığının dinamik modelinin sistem tanımlama metodları kullanılarak tahmin edilmesi

Ali Murat Gültekin¹ , Sinan Kılıçaslan^{2*} 

¹Türkiye Bilimsel ve Teknolojik Araştırma Kurumu, Savunma Sanayii Araştırma ve Geliştirme Enstitüsü, 06261, Ankara, Türkiye

²Gazi Üniversitesi, Mühendislik Fakültesi, Makina Mühendisliği Bölümü, 06570, Ankara, Türkiye

Ö N E Ç İ K A N L A R

- Uygulanması kolay bir yaklaşım
- Daha az hesaplama süresi gerektiren bir yaklaşım
- Gerçek dinamiği daha iyi (daha doğru) temsil eden bir yaklaşım

Makale Bilgileri

Araştırma Makalesi
Geliş: 24.05.2021
Kabul: 12.11.2021

DOI:

10.17341/gazimmfd.942109

Anahtar Kelimeler:

Füze kanatçığı,
boşluk dinamiği,
sistem tanımlama,
kuvvet kontrollü test metodu,
deplasman kontrollü test
metodu

ÖZ

Bu çalışmada boşluklu füze kanatçığının dinamik modelinin sistem tanımlama metodları kullanılarak tahmin edilmesi ve sistemin modal parametrelerinin elde edilmesi için uygulanması kolay, hesaplama süresi kısa ve gerçek dinamik davranışı temsiliyeti daha iyi (hassas) olan bir yaklaşım geliştirilmiştir. Önce, kuvvet kontrollü test metodu ve deplasman kontrollü test metodu kullanılarak elde edilen zaman verileri ve zaman verilerinden hesaplanan frekans verileri yardımıyla sistemin matematiksel modelleri harici girişli özbağlanım (auto regressive with exogenous inputs) (ARX) ve çıkış hatası (output error) (OE) metodları kullanılarak elde edilmiştir. Sonra, elde edilen modellerin gömülü dinamiğe sahip olup olmadığı her bir modelin kendi içindeki korelasyonuna bakılarak kontrol edilmiştir. Daha sonra, kuvvet ve deplasman kontrollü test metodlarıyla elde edilen test verilerine en iyi uyum sağlayan matematiksel model, sistemi tanımlayan model olarak seçilmiştir. Bundan sonra, seçilen model kullanılarak sistemin modal parametreleri elde edilmiştir. Sonuç olarak, deplasman kontrollü testin zaman verileriyle ARX modelinden elde edilen sistem tanımlama modelinin, boşluklu füze kanatçığının dinamiğini temsil eden en uygun model olduğu görülmüştür.

Estimation of dynamic model of a missile fin with freeplay by using system identification methods

H I G H L I G H T S

- An approach easy to apply
- An approach requiring less computational time
- An approach representing the real dynamis better (more accurate)

Article Info

Research Article
Received: 24.05.2021
Accepted: 12.11.2021

DOI:

10.17341/gazimmfd.942109

Keywords:

Missile fin,
freeplay dynamics,
system identification,
force controlled test method,
displacement controlled test
method

ABSTRACT

In this study, an approach which is easy to apply, requiring less computational time and representing the real dynamis better (more accurate) has been developed to estimate the dynamic model of a missile fin with freeplay by using system identification methods. First, by using the time data obtained from the force-controlled test method and displacement-controlled test method and the frequency data calculated from the time data, the mathematical models of the system were obtained by using auto regressive with exogenous inputs (ARX) and output error (OE) methods. Afterwards, whether the obtained models have embedded dynamics or not were checked by examining the correlation of each model within itself. Then, the mathematical model that is most appropriate to the test data obtained by force and displacement controlled test methods was selected as the model that defines the system. After that, the modal parameters of the system have been obtained by using the chosen model. As a result, it has been observed that the system identification model obtained from the ARX model using the time data of the displacement-controlled test is the most appropriate model representing the dynamics of the missile fin with freeplay.

1. GİRİŞ (INTRODUCTION)

Füzeler, askeri güç açısından oldukça önemli mühimmatlardan birisidir. Füze kanatçığı ise, füzenin yüksek manevra ve isabet yeteneğine sahip olması açısından oldukça önemlidir. Üretim, işleme, montaj vb. aşamalar sırasında yapılan hatalar nedeniyle kanatçık ile füzenin bağlantı yerinde boşluk oluşabilir. Boşluklu füze kanatçığı, karmaşık ve modellenmesi zor olan bir dinamiğe sahiptir. Boşluklu füze kanatçığının modellenmesi, son yıllarda araştırmacıların dikkatini çekmeye başlamıştır. Bu konuda yapılan son çalışmalardan aşağıda bahsedilmiştir.

Shin vd. [1] doğrusal olmamanın tahrikçi üzerindeki etkilerini ve kontrol kanatçığının aeroelastik karakteristiklerini araştırmışlardır. Durağan olmayan aerodinamik kuvvetler için yinelemeli geleneksel artan sönümlenme yaklaşımı olan V-g (hıza karşılık sönümlenme) metodunu ve çiftli melez metodunu kullanmışlardır. Modal parametreleri elde etmek için sanal kütle metodunu kullanmışlardır. Shin vd. [2] tahrikçisi olan bir kontrol kanadının doğrusal olmayan aeroelastik özelliklerini, yapısal doğrusal olmamayı da dikkate alarak yinelemeli V-g yöntemini kullanarak incelenmişlerdir. Tahrikçinin yük bağlantılarında bulunan yapısal doğrusal olmama durumunu, boşluk dinamiği olarak modellemişlerdir. Doğrusal olmayan çarpıntı analizleri ile, çarpıntı özelliklerinin önemli ölçüde yapısal doğrusal olmamaya (doğrusal olmayan boşluk dinamiğine) ve tahrikçinin etkilerine bağlı olduğunu gösterilmişlerdir. Seo vd. [3] yapısal doğrusalsızlıklara sahip bir füze kontrol kanatçığının doğrusal olmayan aeroelastik özelliklerini incelemişlerdir. Yunuslama ve dalma hareketlerindeki doğrusal olmama durumunu ele almışlardır. Yinelemeli V-g yöntemini aeroelastik analiz için kullanmışlardır ve boşluklu doğrusal olmama durumunu, tanımlayıcı fonksiyon yöntemini kullanarak doğrusallaştırmışlardır. Na vd. [4] boşluklu doğrusal olmayan bir yapı içeren yuvarlanan sarmallı kanatçıkların aeroelastik özelliklerini araştırmışlardır. Aerodinamik kuvvetleri, Euler denklemlerini çözerek hesaplamışlardır. Çarpınma hızını hesaplamak için V-g yöntemini, aeroelastik analizde kullanmışlardır.

Wu vd. [5] kanatçık tahrik sisteminin çarpıntı karakteristiğini belirlemek için aerodinamik kuvvetleri, sarsıcı yardımıyla yarı fiziksel olarak uygulamışlardır. Monfared vd. [6] iki serbestlik dereceli boşluk tipi doğrusal olmayan kanatçığın çarpıntı analizini yapmışlardır. Yang vd. [7] bir tahrikçi-kanat sisteminin çarpıntı özelliklerini, yapısal doğrusal olmamayı ve elektrik motorunun dinamik katılığını göz önüne alarak araştırmışlardır. Dinamik denklemleri elde etmek için, bileşen modu ikame yöntemini kullanmışlardır. Kontrol komutu sıfır olduğunda, doğrusal olmayan boşluk yapısına önyüklemeye içeren çarpıntı karakteristiklerini elde etmek için, tanımlayıcı fonksiyon yöntemini ve yinelemeli yöntemi kullanmışlardır. Abdelkefi vd. [8] iki serbestlik dereceli bir aeroelastik sistemde boşluk tipi doğrusal olmama halinin analizini yapmışlardır. Sistem, doğrusal olmayan bir

burulma yayı tarafından desteklenen rijit bir kanattan oluşmaktadır. Arevalo ve Garcia-Fogeda [9] yerel yapısal doğrusalsızlıklara sahip bir füze tipi kanat/gövde konfigürasyonunun aeroelastik analizini yapmışlardır. Füze kanadının yapısal boşluk tipi doğrusal olmayan davranışı olduğunu ele almışlardır. Candon vd. [10] yüksek dereceli spektrumları kullanarak iki boyutlu bir yunuslama/dalma aeroelastik kanat sisteminin, yunuslamadaki boşluk doğrusalsızlığını gözönüne alarak sayısal benzetimler yapmışlardır. Fichera ve Ricci [11] kontrol yüzeyi boşluğunun etkisini araştırmak için, kontrol zincirinde boşluk bulunan bir T-kuyruğunun aeroelastik rüzgâr tüneli modelini geliştirmişlerdir. Tian vd. [12] boşluk ve aerodinamik yapıların doğrusal olmayan davranışlarının, aeroelastik kanatçıkların dinamik davranışları üzerindeki etkisini incelemişlerdir. Aerodinamik yüklemeyi elde etmek için kalınlık oranını, hücum açısını ve süpürme açısını içeren bir aerodinamik kanat modeli kullanmışlardır. Aerodinamik ısınmanın etkisini, eşdeğer bir sıcaklık modeli olarak ele almışlardır.

Kim ve Tahk [13] elektromekanik tahrikçinin dinamik modelini deneysel olarak incelemişlerdir. Elektromekanik sistemin dinamik katılığını, doğrusal olmayan parametre tahmini kullanarak elde etmişlerdir. Lu vd. [14] aeroelastik analiz için boşluk ve sürtünmeyi dikkate alarak kanatçık tahrik sisteminin modellemişlerdir.

Ning vd. [15] rüzgâr tüneli testleri ve sayısal benzetim ile boşluk içeren katlanabilir kanatçık için çarpıntı analizi yapmışlardır. Serbest arayüz bileşen modu sentezi metodunu kullanarak doğrusal olmayan aeroelastik analiz için denklemleri elde etmişlerdir. He vd. [16] katlanır kanadın aeroelastik özelliklerini araştırmışlardır. Bağlantıları, boşluklu doğrusal olmayan yapısı olan üç burulma yayı ile temsil etmişlerdir. Isıl etkileri dikkate alan temel denklemleri, sonsuz plaka eğri yöntemini ve değiştirilmiş doğrusal piston teorisini birleştirerek elde etmişlerdir.

Wu vd. [17] modelleme ve tanımlama tekniklerini doğrusal olmayan çok serbestlik dereceli yapılar için kullanmışlardır. Mod sentez metodunu kullanarak alt yapılardan ve üç doğrusal olmayan bağlantıdan oluşan katlanır bir kanat için dinamik denklemleri elde etmişlerdir. Ma vd. [18] boşluklu katlanır kanadın dinamik modelini sistem tanımlama yöntemi kullanarak ifade etmişlerdir. Boşluklu lineer olmayan sistem için direk parametre tahmin yöntemini kullanmışlardır. Yukai vd. [19] boşluklu titreşen yapıların sistem tanımlamasını yapabilmek için alt uzay yöntemine dayalı bir tahmin prosedürü geliştirmişlerdir. Merkezi boşluklu ve ofset boşluklu yapıların tahminini yapmışlardır.

Boşluk yapısının karmaşık bir yapıya sahip olması, füze dinamiğini ifade eden denklemlerin, klasik yöntemlerle elde edilmesini zorlaştırmaktadır. Buna ek olarak, klasik yöntemlerle elde edilen denklemlerin gerçek sistemin dinamiğini temsil etme hassasiyetleri düşüktür. Ayrıca diğer taraftan, boşluk yapısı, kanatçığın füzeye monte edilme

şartları, üretim hassasiyetleri, füze uçuş şartları gibi farklı etkenlere bağlı olarak her bir gerçek füze için farklı karektere sahip olabilmektedir. Bu sebeplerden dolayı, boşluklu füze kanatçığının dinamiğini daha iyi temsil eden denklemleri elde edebilmek için, sistem tanımlama metodlarının kullanılması önem kazanmaktadır. Buna rağmen, bu konuda önceki paragraflarda verilen çalışmalardan görüldüğü üzere, boşluklu füze kanatçığının dinamiğini sistem tanımlama metodları kullanılarak elde eden çalışmalar çok azdır [17-19]. Dolayısıyla, boşluklu füze kanatçığı dinamiğinin, sistem tanımlama metodları kullanılarak elde edilmesi üzerine çalışmalar yapılmasına ihtiyaç duyulmaktadır. Bu çalışmada boşluklu füze kanatçığının dinamik modelinin sistem tanımlama metodları kullanılarak tahmin edilmesi ve sistemin modal parametrelerinin elde edilmesi için uygulanması kolay, hesaplama süresi kısa ve gerçek dinamik davranışı temsiliyeti daha iyi (hassas) olan bir yaklaşım geliştirilmiştir. Önce, kuvvet kontrollü test metoduyla bu sistemin dinamiğinin doğrusal olmadığı gösterilmiştir. Daha sonra, deplasman kontrollü test metodu kullanılarak sistemin dinamiği doğrusallaştırılmıştır. Her iki test metodunda da sinüsoidal giriş uygulanmıştır. Her iki test metodundan elde edilen zaman verileri ve zaman verilerinden hesaplanan frekans verileri yardımıyla sistemin matematiksel modelleri harici girişli özbağlanım (auto regressive with exogenous inputs) (ARX) ve çıkış hatası (output error) (OE) metodları

kullanılarak elde edilmiştir. Yani toplam olarak boşluk dinamiğini ifade eden sekiz farklı model elde edilmiştir. Sonrasında, elde edilen modellerin gömülü dinamiğe sahip olup olmadığı her bir modelin kendi içindeki korelasyonuna bakılarak kontrol edilmiştir. Daha sonra, kuvvet ve deplasman kontrollü test metodlarıyla elde edilen test verilerine en iyi uyum sağlayan matematiksel model, sistemi tanımlayan model olarak seçilmiştir. Bundan sonra, seçilen model kullanılarak sistemin modal parametreleri elde edilmiştir. Sonuç olarak, deplasman kontrollü testin zaman verileriyle ARX modelinden elde edilen sistem tanımlama modelinin, boşluklu füze kanatçığının dinamiğini temsil eden en uygun model olduğu görülmüştür.

2. MATEMATİKSEL ALTYAPI (MATHEMATICAL BACKGROUND)

2.1. Sistem Tanımlama (System Identification)

Sistem tanımlama, ele alınan sistemin dinamik davranışını ifade eden matematiksel modelin gerçek sistemden elde edilen deneysel veriler kullanılarak tahmin edilmesidir. Sistem tanımlama için zaman uzayında, frekans uzayında ve hem zaman hem de frekans uzayında geliştirilmiş metodlar bulunmaktadır. Bu metodlardan temel olanlarının avantaj ve dezavantajları Tablo 1'de karşılaştırılmıştır [20].

Tablo 1. Sistem Tanımlama metodlarının karşılaştırılması (Comparison of system identification methods)

Uzay	Metod Tipi	Avantajlar	Dezavantajlar
Zaman	İstatiksel Zaman Serileri Metodları	Basit kullanımı vardır. Modal parametreler matematiksel modelden doğrudan elde edilebilir. Düşük gürültülü sinyallerle başedebilir.	Doğrusal ve durağan matematiksel modele sahiptir. Doğruluk, gürültü seviyesine bağlıdır. Modelin mertebesinin seçilmesi zaman alabilir.
	Serbest Sönüm Metodları	Filtreleme özellikleri vardır. Ham çevresel tepkileri işleyebilir. Basittir. Uygulanması kolaydır.	Çoklu faz diyagramına sahiptir. Hesaplama yükü fazladır. Gürültüye karşı duyarlıdır. Çoğunlukla durağan cevaplar içindir.
	Stokastik Altuzay Tanımlaması Metodları	Gürültü bağışıklığı vardır. Yakın modları ayırdedilebilir. Biraz durağan olmayan sinyalleri işleyebilir.	Ağır hesaplama yükü vardır. Kalibrasyona ihtiyacı vardır. Suni modlara sebep olabilir.
Frekans	Fourier Transform Tabanlı Metodlar	Basit kullanımı vardır. Modal parametreler matematiksel modelden doğrudan elde edilebilir. Kullanımı kolaydır (Tepe toplama metodu). Mod sayısının önceden bilinmesi gerekmez. Filtreleme özellikleri vardır (Frekans cevap fonksiyonu).	Sabit çözünürlüğü vardır. Sadece durağan sinyallerle başedebilir. Gürültüye karşı duyarlıdır. Yakın modları ayırdedemez. Giriş zorlaması, frekans cevap fonksiyonu tahmini için mevcut olmalıdır. Eğer zorlama harmonikse, tahmin edilen doğal frekans kayabilir (Frekans uzayı ayrıştırması).
	Yüksek Çözünürlüklü Metodlar	Gürültü bağışıklığı vardır. Yakın modları ayırdedilebilir.	Hesaplama yükü vardır. Kalibrasyon gereklidir.
Zaman/ Frekans	Hilbert Huang Transformu ve Çeşitleri	Uyarlanabilir yöntemdir. Basit kullanımı vardır. Bireysel modlar çıkarılır. Kullanıcı etkileşimi gerekli değildir.	Mod karışıklığına sebep olabilir. Ampirik mod ayrıştırması varyantlarının kalibrasyona ihtiyaçları vardır. Hesaplama yükü ve doğruluğu seçilen algoritmaya bağlıdır. Ampirik mod ayrıştırması (düşük); takım ampirik mod ayrıştırması (yüksek).
	Kör Kaynak Ayrımı	Frekans bileşenlerini ayırmada iyi bir hassasiyete sahiptir. Düşük enerjili modları ayırdedebilir.	Yüksek seviyedeki gürültüde gömülü sinyal için ön filtreleme fazı gereklidir. Yüksek sönüm oranlarını hassas olarak tahmin edemeyebilir.
	Olasılık Metodları	Yakın modları ayırdedilebilir. Daha önceden bilinen bilgiler dahil edilebilir. Gürültü sebebiyle bozulmuş ve eksik verileri işleyebilir.	Yüksek hesaplama yükü vardır. Kalibrasyon ihtiyacı bulunmaktadır.

Sistem tanımlamada ayrıca parametrik ve parametrik olmayan sistem tanımlama stratejileri kullanılmaktadır. Parametrik sistem tanımlama da fiziksel sistemle en uyumlu modelin parametrelerinin tahmin edilmesi gerekmektedir. Parametlerin tahmin edilmesinde kullanılan iki ana metod ise Tablo 2’de verilmiştir [21]. Parametrik olmayan sistem tanımlamada ise model parametreleri tahmin edilmemektedir. Buna karşılık, sistem modeli zaman gecikmesi ya da frekansın fonksiyonu olarak ifade edilebilir. Parametrik olmayan sistem tanımlama ile elde edilen grafikler (örneğin, frekans cevap fonksiyonu, darbe cevap fonksiyonu, güç spektral yoğunluğu, korelasyon fonksiyonu vb.) bazen modal parametre tahmini için doğrudan kullanılsa da çoğunlukla parametre tanımlamada önışlem olarak kullanılır [21]. Zayıf sönümlü sistemin birçok darbe cevap fonksiyonu ve korelasyon fonksiyonu bulunmaktadır. Ayrıca, zayıf sönümlü sistemin, limitlenmiş frekans aralığındaki frekans cevap fonksiyonu ve güç spectral yoğunluğu çoğu enerjiyi içermektedir. Bu sebeple, frekans boyutu tabanlı sistem tanımlamalar da yeterince doğru sonuç verebilir. Sönüm oranı %0,3’ten yüksek olduğunda frekans uzayı metotları daha uygundur, bununla beraber sönüm oranı %5’ten aşağı ise zaman uzayı metotları daha uygundur [22]. Çoğu yapı için sönüm oranı bu aralık içinde olduğundan iki metod da kullanılabilir. Rasgele giriş halinde, parametrik olmayan zaman uzayı tahminleri parametrik olmayan frekans uzayı tahminlerine göre daha doğrudur. Eğer blok uzunluğu örnekleme sayısından küçükse sızıntı hatası Fourier dönüşümü sebebiyle ihmal edilemez. Sonlu gürültüsüz giriş ve çıkış verisi kullanılarak, başlangıç şartları bilinmese bile parametrik olmayan darbe cevap fonksiyonu ve parametrik olmayan zaman uzayı tahmini tam olarak tahmin edilebilir.

İstatiksel zaman serileri metodlarından olan ve doğrusal zamanla değişmeyen (DZD) sistemlerin tanımlanması için kullanılan ARX ve OE modelleri, karmaşık olmayan bir yapıya sahip olmaları ve kolay bir şekilde uygulanabilmeleri dolayısıyla tercih edilecektir.

2.1.1. ARX modeli (ARX model)

ARX modeli basitliği ve kolay bir şekilde uygulanabilirliği dolayısıyla sistem tanımlama problemlerinde yaygın bir şekilde kullanılmaktadır. Bu model ile DZD sistemlerin tanımlamaları tahmin edilir. Sistem parametleri de doğrusal parametre tahmin etme yöntemleri ile belirlenir. ARX modelinin matematiksel ifadesi Eş. 1’deki gibi verilebilir.

$$C(q)y(t) = \sum_{i=1}^{n_u} D_i(q)u_i(t-n_{k_i}) + e(t) \quad (1)$$

Burada $y(t)$ sistem çıkışı, n_u sistemdeki toplam zorlayıcı sayısını, $u_i(t-n_{k_i})$ i. zorlayıcıya karşılık sistem girişini, $e(t)$ beyaz gürültü bozucu girişini ve n_{k_i} giriş gecikmesini temsil etmektedir.

$C(q) = 1 + c_1q^{-1} + \dots + c_{n_c}q^{-n_c}$ ve $D_i(q) = d_{i1} + d_{i2}q^{-1} + \dots + d_{i n_{d_i}}q^{-n_{d_i}+1}$ şeklinde ifade edilir. Burada q gecikme operatörünü, n_c sistemdeki kutup sayısını, n_d sistemdeki sıfır sayısının bir fazlasını, c_k ($k=1, \dots, n_c$) ve d_{ji} ($j=1, \dots, n_d$, $i=1, \dots, n_u$) sistem parametrelerini temsil etmektedir. c_k ve d_{ji} sistem parametreleri, θ vektörü olarak $\theta^T = [c_1 \dots c_{n_c} \ d_{11} \dots d_{n_d n_u}]$ şeklinde ifade edilebilir. Benzer şekilde y ve u değişkenleri de φ vektörü olarak $\varphi^T(t) = [-y(t-1) \dots -y(t-n_c) \ u(t-n_k) \dots u(t-n_d-n_k+1)]$ şeklinde ifade edilebilir. θ ve φ için verilen denklemler kullanılarak her bir zaman anı için tahmin edilen çıktı verileri, $\hat{y}(t|\theta)$, ve gerçek çıktı verileri, $y(t)$, sırasıyla $\hat{y}(t|\theta) = \varphi^T(t)\theta$ ve $y(t) = \hat{y}(t|\theta) + \varepsilon(t|\theta)$ şeklinde temsil edilebilir. Burada $\varepsilon(t|\theta)$ her bir zaman anı için gerçek model ile tahmin edilen model arasındaki farklılıktan dolayı oluşan hatayı temsil etmektedir.

2.1.2. OE modeli (OE model)

OE modeli de basitliği ve kolay bir şekilde uygulanabilmesi dolayısıyla sistem tanımlama problemlerinde yaygın bir şekilde kullanılmaktadır. Bu model ile de DZD sistemlerin tanımlamaları tahmin edilir. Sistem parametleri de doğrusal olmayan parametre tahmin etme yöntemleri ile belirlenir. OE modelinin matematiksel ifadesi Eş. 2’deki gibi verilebilir.

$$y(t) = \sum_{i=1}^{n_u} D_i(q)/G_i(q) u_i(t-n_{k_i}) + e(t) \quad (2)$$

Burada $y(t)$ sistem çıkışı, n_u sistemdeki toplam zorlayıcı sayısını, $u_i(t-n_{k_i})$ i. zorlayıcıya karşılık sistem girişini, $e(t)$ beyaz gürültü bozucu girişini ve n_{k_i} giriş gecikmesini temsil etmektedir.

$D_i(q) = d_{i1} + d_{i2}q^{-1} + \dots + d_{i n_{d_i}}q^{-n_{d_i}+1}$ ve $G_i(q) = 1 + g_{i1}q^{-1} + \dots + g_{i n_{g_i}}q^{-n_{g_i}}$ şeklinde ifade edilir. Burada q gecikme operatörünü, n_g sistemdeki kutup sayısını n_d sistemdeki sıfır sayısının bir fazlasını, d_{ki} ($k=1, \dots, n_d$; $i=1, \dots, n_u$) ve g_{ji} ($j=1, \dots, n_g$; $i=1, \dots, n_u$) sistem parametrelerini temsil etmektedir. d_{ki} ve g_{ji} sistem parametreleri θ vektörü olarak $\theta^T = [g_{11} \dots g_{n_g n_u} \ d_{11} \dots d_{n_d n_u}]$ şeklinde ifade edilebilir. Benzer şekilde y ve u değişkenleri de φ vektörü olarak $\varphi^T(t) = [-y(t-1) + e(t-1) \dots -y(t-n_g) + e(t-n_g) \ u(t-n_k) \dots u(t-n_d-$

Tablo 2. Parametre tahmin metodları (Parameter estimation methods)

Metod	Açıklama	Özel Durumlar
Tahmin Hatası Metodu	İstatistiksel metotlar ve sayısal optimizasyon kullanılmaktadır. Tahmin modelin ve ölçülen çıktının arasındaki farkı minimize eder.	(Ağırlıklandırılmış) doğrusal en küçük kareler Maksimum olabilirlik Bayesian çıkarımı
Enstrümantal Değişken Metodu	Görülmeyen ve istenmeyen dinamikleri çıkartmak için gözlemlenen verilerden (enstrümantal değişken) matrisler kurar.	(Ağırlıklandırılmış) doğrusal en küçük kareler Alt uzay tanımlaması

n_k+1] şeklinde ifade edilebilir. θ ve φ için verilen denklemler kullanılarak her bir zaman anı için tahmin edilen çıktı verileri, $\hat{y}(t|\theta)$, ve gerçek çıktı verileri, $y(t)$, sırasıyla $\hat{y}(t|\theta)=\varphi^T(t)\theta+\varepsilon(t)$ ve $y(t)=\hat{y}(t|\theta)+\varepsilon(t|\theta)$ şeklinde temsil edilebilir.

2.1.3. ARX ve OE matematiksel modellerinin karşılaştırılması (Comparison of ARX and OE mathematical models)

ARX ve OE matematiksel modellerinin avantaj ve dezavantajları Tablo 3'te verilmiştir [21].

2.2. En Küçük Kareler Metodu (Least Squares Method)

ARX ve OE modellerinde parametre tahmini için en küçük kareler metodu kullanılacaktır. En küçük kareler metodunda, regresyon analiziyle hataların karelerinin toplamı minimize edilerek model parametreleri tahmin edilir. Doğrusal ve doğrusal olmayan olmak üzere iki çeşit en küçük kareler metodu vardır. Doğrusal en küçük kareler metodunun kullanılabilmesi için matematiksel modelin hem değişkenlerde hem parametrelerde doğrusal olması gerekmektedir. Diğer durumlarda doğrusal olmayan en küçük kareler metodu kullanılır. Tahmindeki hataların toplamı, maliyet fonksiyonuyla ifade edilir. En küçük kareler metodunda kullanılan karesel maliyet fonksiyonu aşağıdaki Eş. 3'teki gibi ifade edilebilir.

$$E(\theta)=\sum_{t=1}^N (y(t)-\hat{y}(t|\theta))^2 = \sum_{t=1}^N \varepsilon^2(t|\theta) \quad (3)$$

Burada $E(\theta)$ maliyet fonksiyonunu, N veri sayısını, $\hat{y}(t|\theta)$ tahmin edilen çıktı verilerini ve $y(t)$ gerçek çıktı verilerini temsil etmektedir. Maliyet fonksiyonunun maksimum ya da minimum değerini elde edebilmek için Eş. 15'in θ parametre vektörü elemanlarına göre kısmi türevi alınıp sıfıra eşitlenirse Eş. 4'teki denklem elde edilir.

$$\hat{\theta} = \left[\sum_{t=1}^N \varphi(t)\varphi^T(t) \right]^{-1} \left[\sum_{t=1}^N \varphi(t)y(t) \right] \quad (4)$$

Burada $\hat{\theta}$ optimum parametre tahmin vektörünü temsil eder. Maliyet fonksiyonunun minimum olması için maliyet

fonksiyonunun ikinci türevi Eş. 5'te verildiği gibi pozitif tanımlı olmalıdır.

$$\partial^2 E / \partial \theta^2 = \sum_{t=1}^N \varphi(t)\varphi^T(t) > 0 \quad (5)$$

ARX model parametreleri doğrusal olduğu için parametre tahmininde doğrusal en küçük kareler metodu kullanılır. OE model parametreleri ise doğrusal olmadığı için parametre tahmininde doğrusal olmayan en küçük kareler metodu kullanılır. Doğrusal olmayan en küçük kareler optimizasyon metodunda yinelemeli teknikler kullanılır.

2.3. Eşdeğer Doğrusallaştırma (Equivalent Linearization)

ARX ve OE modelleri kullanılarak sistem tanımlaması yapılabilmesi için ve klasik modal analiz metodunun kullanılabilmesi için, ele alınan sistem davranışının doğrusal bir yapıya sahip olması ya da doğrusal bir yapıya dönüştürülebilmesi gerekmektedir. Füze kanatçığının boşluk dinamiğinin eklemeli ayrılabilir doğrusal olmayan denklemlerle ifade edilebileceği kabul edilmiştir. Eklemeli ayrılabilir doğrusal olmayan sistemin hareket denklemi Eş. 6'daki gibi temsil edilebilir.

$$m\ddot{y} + f(y, \dot{y}) = m\ddot{y} + c\dot{y} + ky + f_{nl}(y, \dot{y}) = x(t) \quad (6)$$

Burada m kanatçığın kütleliğini, $f(y, \dot{y})$ kanatçıkta oluşan iç kuvvetleri, c füze ile kanatçık arasındaki viskoz sönüm katsayısını, k füze ile kanatçık arasındaki katılık katsayısını, y kanatçığın deplasmanını, $x(t)$ kanatçığa uygulanan harici kuvveti, t zamanı, $f_{nl}(y, \dot{y})$ hareket denkleminin doğrusal olmayan kısmını ifade etmektedir. Eklemeli ayrılabilir sistemin eşdeğer doğrusallaştırılmış modeli Eş. 7'deki gibi ifade edilebilir.

$$m_{eq}\ddot{y} + c_{eq}\dot{y} + k_{eq}y = x(t) \quad (7)$$

Burada m_{eq} kanatçığın eşdeğer kütleliğini, c_{eq} füze ile kanatçık arasındaki eşdeğer viskoz sönüm katsayısını, k_{eq} füze ile kanatçık arasındaki eşdeğer katılık katsayısını temsil etmektedir. Eklemeli ayrılabilir sistemin eşdeğer doğrusallaştırılmış modelinin frekans cevabı transfer fonksiyonu Eş. 8'deki gibi elde edilebilir.

Tablo 3. ARX ve OE modellerinin avantaj ve dezavantajları (Advantages and disadvantages of ARX and OE models)

Ortak Payda Ailesi	Avantajlar	Dezavantajlar
ARX	Doğrusal regresyon tekniği kullanılır. Sonsuz mertebeli bir model herhangi sonlu mertebe bir modele yakınsayabilir. Parametrik olmayan metotlarla kullanılabilir. Örneğin, frekans cevap fonksiyonu, darbe cevap fonksiyonu, güç spektral yoğunluğu vb.	Ölçülmemiş giriş ya da ölçüm hatası belirtilemez. Gürültülü sinyalde sonlu mertebe verisi kaymaya sebep olur.
OE	Beyaz gürültü içeren sinyaller için uygundur. Giriş ölçüm bilgisi yoksa fonksiyonel olabilir. Parametrik olmayan metotlarla kullanılabilir. Örneğin, frekans cevap fonksiyonu, darbe cevap fonksiyonu, güç spektral yoğunluğu vb.	Doğrusal olmayan regresyon tekniği kullandığı için hesaplama yükü fazladır.

$$H_{eq}(\omega) = 1/(-m_{eq}\omega^2 + ic_{eq}\omega + k_{eq}) \quad (8)$$

Burada H_{eq} kanatçığa uygulanan giriş ile çıkış arasındaki eşdeğer frekans cevabı transfer fonksiyonunu, ω kanatçığın boşluk dinamiğinin açısal frekansını ifade etmektedir.

Doğrusal olmayan sistemlerin frekans cevap fonksiyonları girişin genliğine bağlı olduğu için, herhangi bir doğrusallaştırma belirli bir giriş seviyesinde geçerlidir. Buna ek olarak, frekans cevap fonksiyonu formu giriş tipine bağlı olduğu için, farklı giriş tipi durumunda farklı frekans cevap fonksiyonu formu elde edilir. Bu çalışmada sistemi test etmek için sinüs tarama tipi giriş tercih edilmiştir.

2.4. Deplasman Kontrollü Test (Displacement Controlled Test)

Deplasman kontrollü test doğrusal olmayan sistemlerin doğrusallaştırılması için kullanılan bir tekniktir. Deplasman kontrollü test ile doğrusallaştırma harmonik denge tekniği kullanılarak yapılabilir. Harmonik denge tekniği kullanılarak doğrusal olmayan sistemlerin durağan durum cevabı elde edilir. Sistemin sadece doğrusal olmayan katılığı gözönüne alındığında harmonik dengeleme metoduna göre sistemin dinamiği Eş. 9'daki gibi ifade edilebilir.

$$m\ddot{y} + c\dot{y} + f_s(y) = X\sin(\omega t - \phi) \quad (9)$$

Burada m kanatçığın kütleini, c füze ile kanatçık arasındaki viskoz sönüm katsayısını, y kanatçığın deplasmanını, X giriş genliğini, ω giriş kuvvetinin açısal frekansını, ϕ faz farkını, $f_s(y)$ ise doğrusal olmayan geri çağırıcı kuvveti ifade eder. Eğer giriş, faz kaydırmalı sinüs ise, harmonik dengenin deneme çözümü olan $y = Y\sin(\omega t)$ doğrusal olmayan $f_s(y)$ 'i sağlar. Doğrusal olmayan geri çağırıcı kuvvet $f_s(y)$ 'in sinüsün doğrusal kombinasyonlarının toplamı şeklinde yazılabileceği varsayılmıştır. Bu kombinasyonların toplamı elde edilirken sadece temel frekans ve katları dikkate alınmaktadır. Dolayısıyla, $f_s(y)$ Fourier serisi kullanılarak ifade edildikten sonra sadece temel frekans ve katları dikkate alınacaktır. Bu durumda Eş. 10'daki denklem elde edilir.

$$f_s(Y\sin(\omega t)) = a_0 + a_1\cos(\omega t) + b_1\sin(\omega t) \quad (10)$$

Burada $a_0 = 1/2\pi \int_0^{2\pi} f_s(Y\sin(\omega t))d(\omega t)$, $a_1 = 1/\pi \int_0^{2\pi} \cos(\omega t)f_s(Y\sin(\omega t))d(\omega t)$ ve $b_1 = 1/\pi \int_0^{2\pi} \sin(\omega t)f_s(Y\sin(\omega t))d(\omega t)$ şeklinde ifade edilir. Eğer geri çağırıcı kuvvetin tek fonksiyon olduğu kabul edilirse $a_0 = a_1 = 0$ olacaktır. Dolayısıyla Eş. 10 aşağıdaki şekli alır.

$$f_s(Y\sin(\omega t)) \approx b_1\sin(\omega t) = k_{eq}Y\sin(\omega t) \quad (11)$$

Burada k_{eq} eşdeğer katılığı temsil eder ve $k_{eq} = 1/\pi Y \int_0^{2\pi} f_s(Y\sin\theta)\sin\theta d\theta = f(Y)$ şeklinde verilir. θ ise $\theta = \omega t$ şeklinde verilir. Dolayısıyla Eş. 11 aşağıdaki şekilde ifade edilebilir.

$$f_s(y) \approx k_{eq}y \quad (12)$$

Sistemin sadece doğrusal olmayan sönümü gözönüne alındığında harmonik dengeleme metoduna göre sistemin dinamiği Eş. 13'teki şekilde ifade edilebilir.

$$m\ddot{y} + f_d(\dot{y}) + ky = X\sin(\omega t - \phi) \quad (13)$$

Burada $f_d(\dot{y})$ doğrusal olmayan sönüm kuvvetini ifade eder. Eğer giriş, faz kaydırmalı sinüs ise, harmonik dengenin deneme çözümü olan $y = Y\sin(\omega t)$ doğrusal olmayan $f_d(\dot{y})$ 'i sağlar. Doğrusal olmayan $f_d(\dot{y})$ 'in sinüsün doğrusal kombinasyonlarının toplamı şeklinde yazılabileceği varsayılmıştır. Bu kombinasyonların toplamı elde edilirken sadece temel frekans ve katları dikkate alınmaktadır. Dolayısıyla $f_d(\dot{y})$ Fourier serisi kullanılarak ifade edildikten sonra sadece temel frekans ve katları dikkate alınacaktır. Bu durumda Eş. 14'teki denklem elde edilir.

$$f_d(\omega Y\cos(\omega t)) = a_0 + a_1\cos(\omega t) + b_1\sin(\omega t) \quad (14)$$

Eğer sönüm kuvvetinin tek fonksiyon olduğu kabul edilirse $a_0 = b_1 = 0$ olacaktır. a_1 ise $a_1 = 1/\pi \int_0^{2\pi} \cos\theta f_d(\omega Y\sin\theta)d(\theta)$ şeklinde verilir. Dolayısıyla Eş. 14 aşağıdaki şekli alır.

$$f_d(\omega Y\cos(\omega t)) \approx a_1\cos(\omega t) = c_{eq}\omega Y\cos(\omega t) \quad (15)$$

Burada c_{eq} eşdeğer sönümü temsil eder ve $c_{eq} = 1/\pi \omega Y \int_0^{2\pi} f_d(\omega Y\sin\theta)\cos\theta d\theta = g(\omega Y)$ şeklinde verilir. Dolayısıyla Eş. 15 aşağıdaki şekilde ifade edilebilir.

$$f_d(y) \approx c_{eq}y \quad (16)$$

Eşdeğer katılığın ve eşdeğer sönümlemenin sırasıyla kanatçığın çıkışının yer değiştirmesinin (deplasmanın) ve hızının fonksiyonu olduğu ve dolayısıyla dolaylı olarak giriş kuvvetinin genliğinin fonksiyonu olduğu gösterilmiştir. Giriş kuvveti ayarlandığında, kanatçığın çıkışında deplasman genliği ve hız genliği sabit olacaktır. Dolayısıyla, frekans cevabı fonksiyonu üzerindeki doğrusal olmama en aza indirilebilir. Bu çalışmada, sistemin doğrusal olmayan katılığı sabit yer değiştirme testleri kullanılarak etkin katılık katsayısı cinsinden doğrusal bir ifade ile temsil edilmiştir. Sistemin sönümleme davranışının ise doğrusal bir yapıda olduğu kabul edilip, sönümleme katsayısının sabit olduğu bir viskoz sönümleme ile ifade edilmiştir. Yer değiştirme kontrollü frekans tarama testleri için kuvvet kontrolcüsü kullanılmalıdır.

2.5. Model Doğrulama (Model Verification)

Sistem tanımlama metodları ile bulunan modeller, bazı yöntemler kullanılarak doğrulanmalıdır. İlk aşama olarak, ele alınan sistemde gömülü dinamiklerin olup olmadığı kontrol edilebilir. Gömülü dinamikler, korelasyon fonksiyonları ile ortaya çıkarılabilir. Daha sonra, deneysel test verileri ile sistem tanımlama metodları kullanılarak elde edilen matematiksel modellerin benzetim sonuçları karşılaştırılır.

Korelasyon fonksiyonu, iki sinyal veya değişken arasındaki doğrusal ilişkiyi ölçmek için kullanılır. Bunun yanında, korelasyon fonksiyonu transfer fonksiyonunu hesaplamak için de kullanılır. Ayrıca, korelasyon fonksiyonu benzetim verilerinde gömülü dinamiklerin olup olmadığını kontrol etmek için de kullanılır. Korelasyon fonksiyonu, zaman kaydırmaya göre adlandırılır. Sinyalin kendisinin gecikmiş bir kopyası ile korelasyonu zaman kaydırmanın bir fonksiyonudur ve otokorelasyon olarak adlandırılır. Sinyalin başka bir sinyal ile korelasyonu zaman kaydırmanın bir fonksiyonu ise çapraz korelasyon olarak adlandırılır. Model doğruluğu, hata veya artık sinyal otokorelasyonu kullanılarak ve giriş ve hata veya artık sinyalinin çapraz korelasyonu kullanılarak araştırılabilir. Otokorelasyon ve çapraz korelasyon Eş. 17'deki denklemlerle verilir.

$$\hat{R}_u^N[\tau] = \frac{1}{N} \sum_{k=\tau}^{N-1} u[k]u[k-\tau], \hat{R}_{eu}^N[\tau] = \frac{1}{N} \sum_{k=\tau}^{N-1} e[k]u[k-\tau] \quad (17)$$

Burada $\hat{R}_u^N[\tau]$ sistem girişinin otokorelasyonunu, $u[k]$ sistem girişini, τ zaman gecikmesini, $\hat{R}_{eu}^N[\tau]$ sistem girişi ile hatanın çapraz korelasyonunu, $e[k]$ çıkış hatasını ifade etmektedir.

Benzetim verilerinin test verilerine uyumunu hesaplayan bazı metotlar vardır. Ortalama kareler hatası, normalize edilmiş ortalama karekök hatası ve normalize edilmiş ortalama kareler hatası örnek olarak verilebilir. Benzetim ve test verilerinin karşılaştırılmasında normalize edilmiş ortalama karekök hatası metodu tercih edilmiştir. Normalize edilmiş ortalama karekök hatası (NEOKH) metodunun uygunluk maliyet fonksiyonu (UMF), Frobenius normu cinsinden Eş. 18'de verilmiştir.

$$NEOKH = \frac{\|(test\ verileri - benzetim\ verileri)\|}{\|(test\ verileri - test\ verileri\ ortalaması)\|} \quad (18)$$

2.6. Modal Parametre Tahmini (Modal Parameter Estimation)

Sistemi en iyi tanımlayan matematiksel model belirlendikten sonra bu matematiksel model kullanılarak modal parametre tahmini yapılabilir. Modal parametre tahmini yapılırken kullanılan birçok modal tanımlama metodu vardır. Bu çalışmada, modal parametrelerden biri olan mod şeklinin tahmini için quadrature picking metodu kullanılacaktır. Quadrature picking metodu, frekans cevap fonksiyonundaki herbir modun diğer modların etkisinde olmadığı dolayısıyla herbir modun tek serbestlik dereceli sistem gibi düşünülebileceği durumlarda kullanılabilir. Tek serbestlik dereceli sistemde frekans cevap fonksiyonu (akselerans) rezonans frekansında tamamen sanal sayıdır. Dolayısıyla, frekans cevap fonksiyonunun rezonans frekansındaki sanal kısmı modal deplasmana orantılıdır. Sonuç olarak, herbir ölçüm noktasında frekans cevap fonksiyonunun genliğinin sanal kısımları kullanılarak modal deplasmanlar bulunabilir. Modal deplasmanlardan yararlanarak mod şekilleri elde edilebilir. Tek serbestlik dereceli bir sistemin frekans cevap fonksiyonları Eş. 19'daki gibi ifade edilir.

$$H(\omega) = 1/(-m\omega^2 + ic\omega + k), Y(\omega) = i\omega H(\omega), A(\omega) = -\omega^2 H(\omega) \quad (19)$$

Burada $H(\omega)$ reseptans frekans cevap fonksiyonunu, $Y(\omega)$ mobilite frekans cevap fonksiyonunu ve $A(\omega)$ akselerans frekans cevap fonksiyonunu, m kanatçığın kütleini, c füze ile kanatçık arasındaki viskoz sönüm katsayısını, k füze ile kanatçık arasındaki katılık katsayısını, ω kanatçığın boşluk dinamiğinin açısal frekansını ifade etmektedir. Ayrıca frekans cevap fonksiyonunun genlik grafiğinde yarı güç (-3 dB) noktalarından yararlanarak modal sönüm parametresi $\zeta_r = \Delta f/f_r$ ifadesi kullanılarak belirlenir. Burada ζ_r r'inci modun sönüm oranını, Δf yarı güç noktaları arasındaki frekans genişliğini, f_r r'inci modun frekans değerini ifade etmektedir.

3. TEST (DENEYSEL) VE BENZETİM ÇALIŞMALARI (TEST (EXPERIMENTAL) AND SIMULATION STUDIES)

Boşluklu füze kanatçığının matematiksel modeli hem tek serbestlik dereceli hem de iki serbestlik dereceli bir sistem olarak kabul edilerek ARX ve OE modellerinin polinom mertebeleri belirlenmiştir. Yapılan benzetimler sonucunda, iki serbestlik dereceli matematiksel model sonucu elde edilen ARX ve OE modellerinin daha iyi sonuç verdiği görülmüştür. ARX ve OE model parametrelerinin tahmin edilmesi, bu modeller kullanılarak benzetim çalışmalarının yapılması ve seçilen model kullanılarak modal parametrelerin belirlenmesi için MATLAB® ortamında bilgisayar programı yazılmıştır.

3.1. Test (Deney) Düzenliği (Test (Experimental) Setup)

Bu çalışmada, füzenin istenilen yörüngeyi takip etmesini sağlayan, kanatçık ve kanatçık tahrik sisteminden oluşan genel deney düzeniği kullanılmıştır. Deney düzeniğinin fotoğrafı ve şematik gösterimi Şekil 1'de verilmiştir. Kanatçık tahrik sistemi, shaft yatağı, transfer mekanizması ve eyleyici temel parçalarından oluşmaktadır. Burada tahrik sistemi, kanatçık üzerine gelen bozuculara karşı kanatçığın istenilen açısal konumda tutulmasını sağlamak için gerekli torku üretmektedir. Kanatçık ve kanatçık tahrik mekanizmasının malzemeleri ve üretimlerindeki hatalar, montaj hataları, kanatçık ve kanatçık tahrik mekanizması arasında boşluk oluşmasına sebep olan temel nedenlerdir. Oluşacak boşluğun şekli ve büyüklüğüne göre, kanatçığın füzeğe göre göreceli olarak ötelenme ve dönme hareketleri yapıldığı gözlemlenebilir.

Genel amaçlı olarak kurulmuş bu deney düzeniğinde sadece boşluk dinamiğini inceleyebilmek için tahrik sistemi devre dışı bırakılmıştır. Bunun sonucu olarak, tahrik sistemi hareketsiz olacağı için kanatçık sisteminin dinamiğine bir katkısı olmayacaktır. Başka bir deyişle, kanatçığa bozucu giriş uygulandığında sadece boşluk dinamiğinin tepkisi görülecektir. Kanatçık üzerinde ölçümlerin alınacağı 10 nokta belirlenmiştir. Ölçümlerin alınacağı p1-p10 noktaları, yatay eksende eşit mesafede ve kanatçığın

kenarlarında karşılıklı olacak şekilde seçilmiştir. Sistem girişi, tek giriş olarak kanatçığin p1 noktasında, elektrodinamik sarsıcı ve piezoelektrik kuvvet transdüseri (yük hücresi) kullanılarak uygulanmıştır. Giriş, p1 noktasında elektrodinamik sarsıcı ile sinüs tarama kuvvetleri şeklinde Z eksenini boyunca uygulanmıştır. Sistem çıkışları ise, çoklu çıkış olarak kanatçığin p1-p10 noktalarındaki piezoelektrik ivme ölçerler ile ölçülmüştür. Kanatçığin malzemesi ASTM B209 standardına göre AA 5083 H111 alüminyumudur. Kanatçık geometrisi ve mm cinsinden boyutları, kanatçık üzerindeki ivme ölçerlerin konumları ve itme çubuğu ile kanatçık arasındaki kuvvet transdüserinin konumu Şekil 2’de verilmiştir. p1-p10 noktalarının herbirinde Dytran 3225M23 minyatür ivme ölçerler kullanılmıştır. p1 noktasına itme çubuğu ile bağlı, B&K elektrodinamik sarsıcı kullanılmıştır. Zorlama kuvveti, p1 noktasında itme çubuğunun ucuna takılan Dytran 1022V kuvvet transdüseri ile ölçülmüştür. Veri toplama, LMS SCADAS mobil veri toplama sistemi ve LMS Test Laboratuvarı yazılım paketi kullanılarak gerçekleştirilmiştir. 0,125 Hz frekans çözünürlüğü kullanılmıştır. Kuvvet kontrollü sinüs tarama testleri 2 N’luk bir sabit kuvvet kullanılarak uygulanmıştır. Deplasman kontrollü sinüs tarama testleri ise 0,03 mm’lik sabit deplasmana karşılık gelecek şekilde uygulanmıştır.

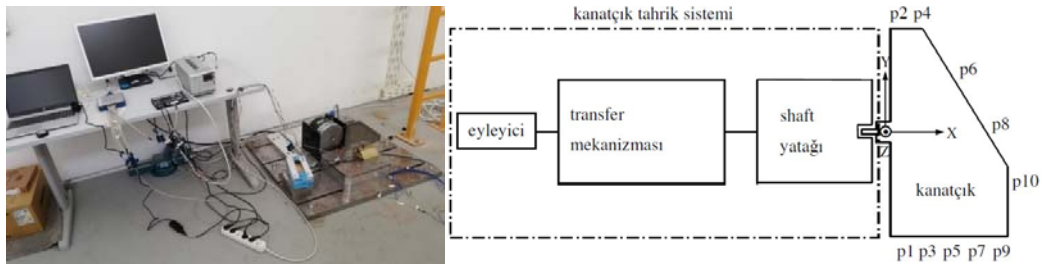
p1 noktasındaki kuvvet transdüseri verilerinden elde edilen kuvvet, kuvvet kontrollü testlerde referans değer olarak kullanılmıştır. Kuvvet verileri doğrudan elde edilebildiğinden, sarsıcı ile test kurulumu arasındaki etkileşimin hesaplama üzerindeki etkisi göz ardı edilebilir. Bu nedenle, elektrodinamik sarsıcı dinamiğinin gözönüne alınmasına gerek yoktur.

3.2. Kuvvet Kontrollü Sinüs Tarama (Force Controlled Sine Sweep)

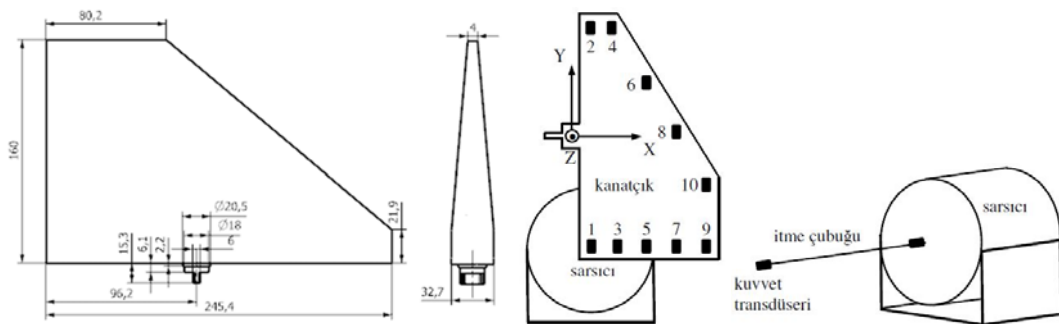
Sabit kuvvet 2 N alınarak sinüs tarama testleriyle uygulanmıştır. Kuvvet kontrollü testin zaman ve frekans verilerinin herbiri için hem ARX hem de OE modelleri kullanılarak boşluklu füze kanatçığının sistem tanımlaması elde edilmiştir. Kuvvet kontrollü test çıkış verileri ve zaman ve frekans tabanlı ARX ve OE modelleri kullanılarak elde edilen benzetim çıktıları Şekil 3’te verilmiştir. Bu matematiksel modeller zaman verisi tabanlı ve frekans verisi tabanlı modellerdir. Frekans verisi tabanlı modeller frekans cevap fonksiyonu kullanılarak elde edilmiştir.

Model doğruluğunu inceleyebilmek için, herbir ölçüm noktası (ÖN) (p1-p10 noktaları) için test çıkış verileri ile zaman ve frekans tabanlı ARX ve OE modellerinden elde edilen benzetim çıktıları kullanarak, Eş. 18 yardımıyla hesaplanan UMF değerleri Tablo 4’te verilmiştir.

Şekil 3 ve Tablo 4 incelendiğinde, kuvvet kontrollü test verileriyle elde edilen modellerin benzetim çıktılarının test çıkış verileriyle uyumunun düşük olduğu gözlenmiştir. Kuvvet kontrollü testin çıkışlarında doğrusal olmayan zıplama fenomeni görüldüğünden dolayı DZD sistem tanımlama metodları olan ARX ve OE modellerinin başarısının düşük olduğu gözlenmiştir. Elde edilen doğrusal modellerin gömülü dinamiğe sahip olup olmadığı, herbir modelin kendi içindeki korelasyonuna bakılarak kontrol edilebilmesi için, benzetim çıktılarının otokorelasyon (OK) ve çapraz korelasyon (ÇK) değerleri aşağıdaki Tablo 5’te verilmiştir. Tablo 5 incelendiğinde korelasyon değerlerinin düşük olduğu dolayısıyla gömülü dinamik olmadığı

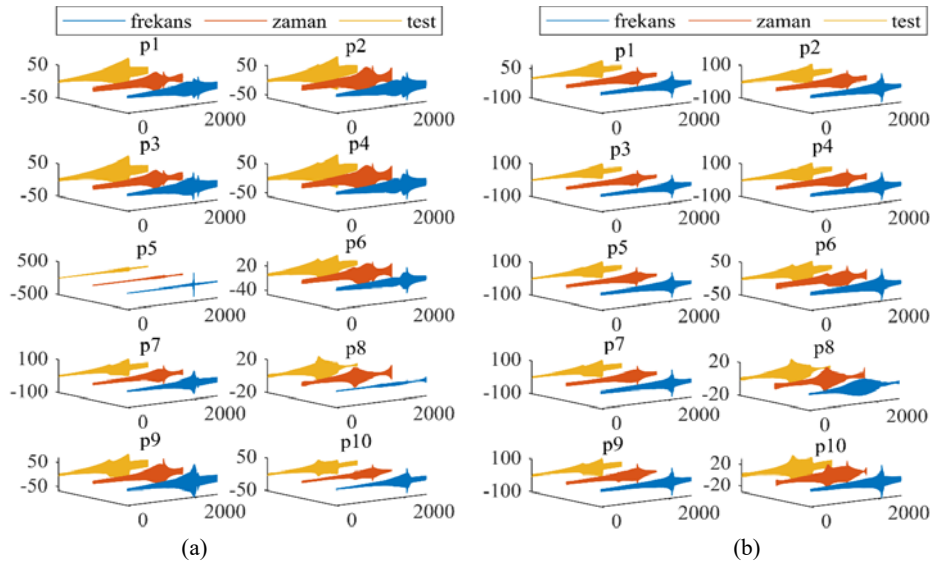


Şekil 1. Genel Test (deney) düzeneği ve şematik gösterimi (General test (experimental) setup and its schematic representation)



Şekil 2. Kanatçık geometrisi ve boyutları, kanatçık üzerindeki ivme ölçerlerin ve itme çubuğu ve kanatçık arasındaki kuvvet transdüserinin konumları

(Fin geometry and dimensions, locations of the accelerometers on the fin and force transducer between the push rod and fin)



Şekil 3. Kuvvet kontrollü test çıkış verileri ve zaman ve frekans tabanlı ARX (a) ve OE (b) modelleri kullanılarak elde edilen benzetim çıktıları (grafiklerde; düşey eksen ivme (g), yatay eksen zaman (s)) (Force controlled test outputs data and simulation outputs of time and frequency based ARX (a) and OE (b) models (in graphs; vertical axis acceleration (g), horizontal axis time (s)))

Tablo 4. Zaman ve frekans tabanlı ARX ve OE modelleri benzetim verilerinin UMF değerleri (Fitting values of simulation data of time and frequency based ARX and OE models)

	UMF Değerleri (%)									
	ARX		OE		ARX		OE			
Ön	Zaman	Frekans	Zaman	Frekans	ÖN	Zaman	Frekans	Zaman	Frekans	
p1	33,02	43,53	58,15	53,79	p6	41,25	39,83	57,46	44,88	
p2	39,35	44,29	57,71	52,14	p7	44,9	21,39	57,03	54	
p3	31,43	38,08	58,24	54,48	p8	24,95	26,2	53,94	44,25	
p4	40,62	44,84	57,66	51,21	p9	45,46	21,9	55,78	52,95	
p5	39,42	21,55	62,2	55,32	p10	42,83	22,63	53,07	35,37	

Tablo 5. Zaman ve frekans verileri tabanlı benzetim verilerinin korelasyon değerleri (Correlation values of simulation data based on time and frequency data)

Ön	Korelasyon Değerleri							
	ARX				OE			
	Zaman		Frekans		Zaman		Frekans	
	OK	ÇK	OK	ÇK	OK	ÇK	OK	ÇK
p1	0,0007	0,0286	0,0221	0,0075	0,112	0,0465	0,232	0,0833
p2	0,0078	0,0251	0,0203	0,0066	0,109	0,0491	0,215	0,0796
p3	0,0037	0,0324	0,0225	0,0080	0,114	0,0493	0,239	0,0849
p4	0,0064	0,0252	0,0199	0,0062	0,115	0,0571	0,204	0,0773
p5	0,0018	0,0295	0,0219	0,0088	0,0364	0,0143	0,248	0,0868
p6	0,0003	0,0291	0,0185	0,0051	0,104	0,0527	0,147	0,0655
p7	0,0041	0,0219	0,0203	0,0092	0,12	0,0516	0,233	0,0856
p8	0,0167	0,0331	0,0209	0,0064	0,0204	0,0172	0,018	0,00522
p9	0,0071	0,0241	0,0184	0,0093	0,117	0,0648	0,221	0,084
p10	0,0022	0,0307	0,0049	0,0047	0,0826	0,0617	0,0839	0,0533

anlaşılmıştır. Sırasıyla Eş. 1 ve Eş. 2 ile verilen ARX ve OE matematiksel modellerinin parametre değerleri Tablo 6'da verilmiştir.

3.3. Deplasman Kontrollü Sinüs Tarama (Displacement Controlled Sine Sweep)

Kuvvet kontrollü test ile elde edilen modelleri, deplasman kontrollü test ile elde edilen modellerle karşılaştırılabilmek

için her iki test verisinin karekök ortalama değerlerinin birbirine yakın olması uygun olacaktır. Kuvvet kontrollü test için 2 N'luk genişliğin karekök ortalama değeri 1,4 N'dur. Deplasman kontrollü test için kullanılan 0,03 mm'lik sabit deplasmana karşılık gelen giriş kuvvetinin karekök ortalama değeri ise 1,1 N'dur. Deplasman kontrollü testin zaman ve frekans verilerinin herbiri için hem ARX hem de OE modelleri kullanılarak boşluklu füze kanatçığının sistem tanımlaması elde edilmiştir.

Tablo 6. Matematiksel modellerin parametre değerleri (Parameter values of mathematical models)

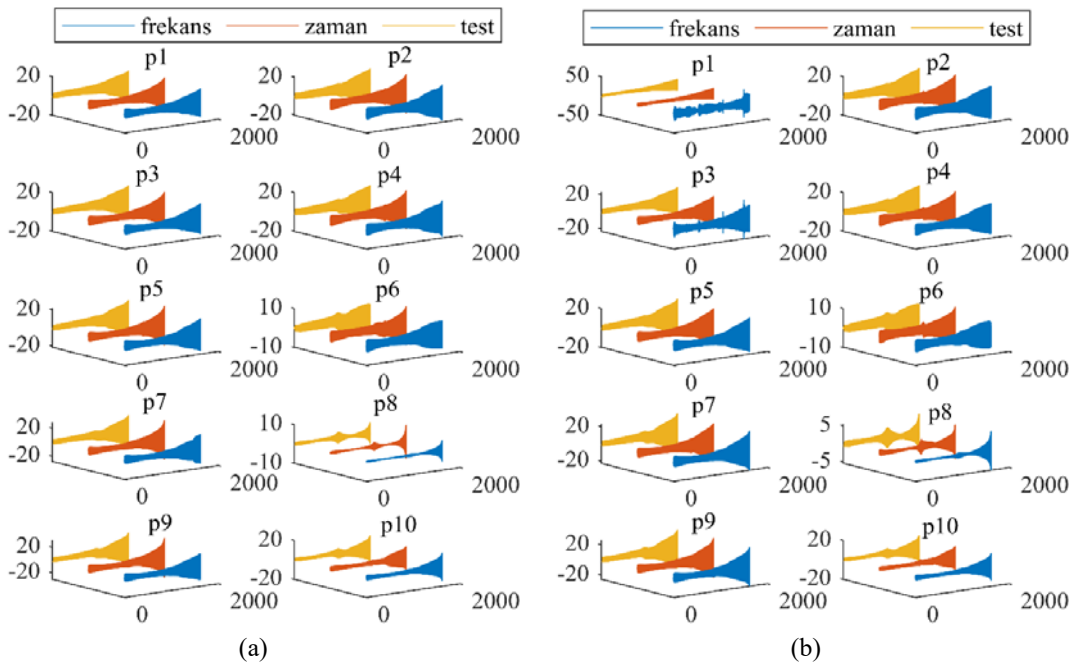
Ön	Parametre Değerleri			
	ARX		OE	
Zaman	Frekans	Zaman	Frekans	
p1	C=(1; -0,84; 1,5; -0,54; 0,61) D=(-0,99; 1,49; -4,89; 2,79; -2,57)	C=(1; -1,89; 2,62; -1,64; 0,73) D=(2,60; -7,42; 9,90; -7,40; 2,63)	D=(-0,16; -1,31; -2,76; 1,33; -2,14) G=(1; -0,79; 1,19; -0,26; 0,33)	D=(1,38; -5,23; 5,91; - 4,90; 1,16) G=(1; -1,65; 2,36; -1,38; 0,69)
p2	C=(1; -0,57; 1,32; -0,36; 0,66) D=(0,84; -2,13; 7,11; - 3,88; 3,17)	C=(1; -1,88; 2,61; -1,63; 0,73) D=(-3,30; 9,51; - 12,67; 9,48; -3,35)	D=(0,59; 0,63; 5,47; -2,46; 3,20) G=(1; -0,61; 1,14; - 0,20; 0,41)	D=(-1,82; 6,89; -7,86; 6,51; -1,58) G=(1; - 1,65; 2,37; -1,39; 0,69)
p3	C=(1; -0,90; 1,57; -0,60; 0,62) D=(-0,98; 1,18; -4,37; 2,42; -2,45)	C=(1; -1,88; 2,63; -1,64; 0,74) D=(2,87; -8,04; 10,76; -8,03; 2,90)	D=(0,06; -1,81; -2,12; 0,95; -1,88) G=(1; -0,80; 1,17; -0,25; 0,31)	D=(1,50; -5,58; 6,41; - 5,28; 1,32) G=(1; -1,65; 2,37; -1,38; 0,69)
p4	C=(1; -0,49; 1,26; -0,30; 0,67) D=(0,79; -2,30; 7,37; - 3,96; 3,15)	C=(1; -1,87; 2,60; -1,62; 0,73) D=(-3,05; 8,95; - 11,88; 8,90; -3,10)	D=(0,75; 0,04; 6,05; -0,91; 2,43) G=(1; -0,30; 1,21; - 0,23; 0,68)	D=(-1,72; 6,61; -7,49; 6,22; -1,47) G=(1; - 1,65; 2,37; -1,39; 0,69)
p5	C=(1; -0,72; 1,50; -0,53; 0,68) D=(-0,28; 0,16; -3,16; 0,97; -1,63)	C=(1; -1,88; 2,64; -1,65; 0,75) D=(3,29; -8,99; 12,01; -8,93; 3,23)	D=(1,12; -4,67; 4,65; - 3,99; 0,34) G=(1; -1,65; 2,47; -1,47; 0,78)	D=(1,68; -6,13; 7,05; - 5,77; 1,44) G=(1; -1,65; 2,37; -1,39; 0,70)
p6	C=(1; -0,31; 1,17; -0,20; 0,73) D=(0,67; -2,07; 5,41; - 2,94; 2,23)	C=(1; -1,86; 2,58; -1,60; 0,72) D=(-1,38; 4,34; - 5,70; 4,30; -1,42)	D=(1,09; -1,06; 5,06; - 1,38; 2,08) G=(1; -0,25; 1,24; -0,25; 0,74)	D=(-0,85; 3,45; -3,80; 3,20; -0,67) G=(1; - 1,65; 2,37; -1,39; 0,69)
p7	C=(1; -0,46; 1,34; -0,37; 0,73) D=(0,62; -0,86; -2,10; -0,39; -0,77)	C=(1; -1,85; 2,56; -1,58; 0,71) D=(3,99; -10,53; 14,00; -10,26; 3,84)	D=(0,14; -4,07; 0,42; 2,21; -1,75) G=(1; -1,22; 0,51; 0,23; -0,50)	D=(2,04; -7,01; 8,30; - 6,68; 1,85) G=(1; -1,65; 2,36; -1,38; 0,68)
p8	C=(1; 0,54; 1,37; 0,27; 0,50) D=(0,71; -1,32; 2,23; -1,12; -1,05)	C=(1; -0,57; 1,34; -0,53; 0,72) D=(-0,19; 0,41; - 0,47; 0,45; -0,17)	D=(1,55; -1,07; 2,68; - 0,99; 1,41) G=(1; 0,84; 1,86; 0,71; 0,72)	D=(-0,63; 1,44; -1,71; 1,49; -0,58) G=(1; 0,50; 0,26; 0,44; 0,43)
p9	C=(1; -0,36; 1,28; -0,31; 0,74) D=(1,10; -1,43; -1,46; -1,10; -0,28)	C=(1; -1,83; 2,53; -1,55; 0,69) D=(4,36; -11,29; 14,95; -10,88; 4,12)	D=(2,25; -4,73; 1,60; - 4,59; 1,39) G=(1; -0,20; 1,22; -0,27; 0,75)	D=(2,23; -7,47; 8,93; - 7,13; 2,04) G=(1; -1,65; 2,36; -1,38; 0,68)
p10	C=(1; -0,13; 1,16; -0,18; 0,72) D=(1,37; -2,15; 1,76; - 2,39; 1,15)	C=(1; -1,66; 2,31; -1,35; 0,64) D=(2,09; -4,89; 6,26; -4,41; 1,75)	D=(2,24; -3,95; 4,01; - 3,91; 2,17) G=(1; -0,21; 1,18; -0,31; 0,69)	D=(1,08; -3,24; 4,05; - 3,13; 1,02) G=(1; -1,64; 2,34; -1,36; 0,67)

Deplasman kontrollü test çıkış verileri ve zaman ve frekans tabanlı ARX ve OE modelleri kullanılarak elde edilen benzetim çıktıları Şekil 4'te verilmiştir. Bu matematiksel modeller zaman verisi tabanlı ve frekans verisi tabanlı modellerdir. Frekans verisi tabanlı modeller frekans cevap fonksiyonu kullanılarak elde edilmiştir. Model doğruluğunu inceleyebilmek için, p1-p10 noktaları için test çıkış verileri ile zaman ve frekans tabanlı ARX ve OE modellerinden elde edilen benzetim çıktıları kullanarak,

Şekil 4 ve Tablo 7 incelendiğinde deplasman kontrollü test verileriyle elde edilen modellerin benzetim çıktılarının test çıkış verileriyle uyumunun yüksek olduğu gözlenmiştir. Deplasman kontrollü test kullanılarak doğrusal olmayan sistem davranışı doğrusallaştırılmıştır. Dolayısıyla doğrusal olmayan sistemlerde görülen zıplama fenomeni ortadan kalkmıştır. Bunun sonucu olarak DZD sistem tanımlama metodları olan ARX ve OE modellerinin başarısı yüksek olmuştur. Elde edilen doğrusal modellerin gömülü dinamiğe sahip olup olmadığının kontrol edilebilmesi için, benzetim verilerinin korelasyon değerleri aşağıdaki Tablo 8'de verilmiştir. Tablo 8 incelendiğinde korelasyon değerlerinin düşük olduğu dolayısıyla gömülü dinamik olmadığı

anlaşılmıştır. Sırasıyla Eş. 1 ve Eş. 2 ile verilen ARX ve OE matematiksel modellerinin parametre değerleri aşağıdaki Tablo 9'da verilmiştir.

Kuvvet kontrollü testin hem zaman verileri hem de zaman verilerinden hesaplanan frekans verileri kullanılarak elde edilen ARX ve OE modelleri, ayrıca deplasman kontrollü testin hem zaman verileri hem de zaman verilerinden hesaplanan frekans verileri kullanılarak elde edilen ARX ve OE modelleri olmak üzere toplam 8 model tahmin edilmiştir. Bu modeller incelendiğinde, kuvvet kontrollü test verileriyle elde edilen modellerin benzetim çıktılarının test çıktılarıyla uyumu düşüktür. Bunun sebebi, doğrusal olmayan zıplama fenomeninin görüldüğü test verilerinin, sistemin modelini tahmin etmek için doğrusal olan modellerde kullanılmasıdır. Deplasman kontrollü test verileriyle elde edilen modellerin benzetim çıktılarının test çıktılarıyla uyumu yüksektir. Bunun sebebi, doğrusal olmayan sistemin deplasman kontrollü test kullanılarak doğrusallaştırılması sonucunda, yani doğrusal olmayan zıplama fenomeninin ortadan kalkması sonucunda elde edilen test verilerinin, sistemin modelini tahmin etmek için kullanılmasıdır.



Şekil 4. Deplasman kontrollü test çıkış verileri ve zaman ve frekans tabanlı ARX (a) ve OE (b) modelleri kullanılarak elde edilen benzetim çıktıları (grafiklerde; düşey eksen ivme (g), yatay eksen zaman (s))

(Displacement controlled test outputs data and simulation outputs of time and frequency based ARX (a) and OE (b) models (in graphs; vertical axis acceleration (g), horizontal axis time (s)))

Tablo 7. Zaman ve frekans tabanlı ARX ve OE modelleri benzetim verilerinin UMF değerleri
(Fitting values of simulation data of time and frequency based ARX and OE models)

Ön	UMF Değerleri (%)									
	ARX		OE		ARX		OE			
	Zaman	Frekans	Zaman	Frekans	ÖN	Zaman	Frekans	Zaman	Frekans	
p1	74,39	74,07	75,31	-75,44	p6	67,11	66,38	70,07	64,44	
p2	73,84	72,97	75,1	72,54	p7	72,39	72,51	74,57	73,67	
p3	74,26	74,23	75,43	66,55	p8	22,28	16,11	40,15	16,87	
p4	73,03	72,24	74,51	71,64	p9	71,77	72,8	74,35	72,94	
p5	73,01	73,4	74,87	73,7	p10	64,49	64,97	67,18	63,2	

Tablo 8. Zaman ve frekans verileri tabanlı benzetim verilerinin korelasyon değerleri
(Correlation values of simulation data based on time and frequency data)

Ön	Korelasyon Değerleri							
	ARX				OE			
	Zaman tabanlı		Frekans tabanlı		Zaman tabanlı		Frekans tabanlı	
	OK	ÇK	OK	ÇK	OK	ÇK	OK	ÇK
p1	0,0229	0,0281	0,0107	0,0023	0,0094	0,0009	0,948	0,0011
p2	0,0239	0,0239	0,011	0,0025	0,0107	0,0015	0,0104	0,0040
p3	0,0224	0,0272	0,0115	0,0020	0,0096	0,0013	0,38	0,0029
p4	0,024	0,03	0,0114	0,0032	0,0117	0,0021	0,0098	0,0037
p5	0,0224	0,0272	0,0135	0,0031	0,0096	0,0028	0,0115	0,0042
p6	0,0286	0,034	0,0116	0,0047	0,0167	0,0061	0,0038	0,0047
p7	0,0231	0,028	0,0146	0,0044	0,0082	0,0016	0,0091	0,0029
p8	0,0342	0,0331	0,0077	0,0014	0,0092	0,0022	0,0080	0,0014
p9	0,0221	0,0265	0,0157	0,0052	0,0060	0,0033	0,0073	0,0023
p10	0,0131	0,0021	0,0055	0,0052	0,0031	0,0056	0,0015	0,0009

Tablo 9. Matematiksel modellerin parametre değerleri (Parameter values of mathematical models)

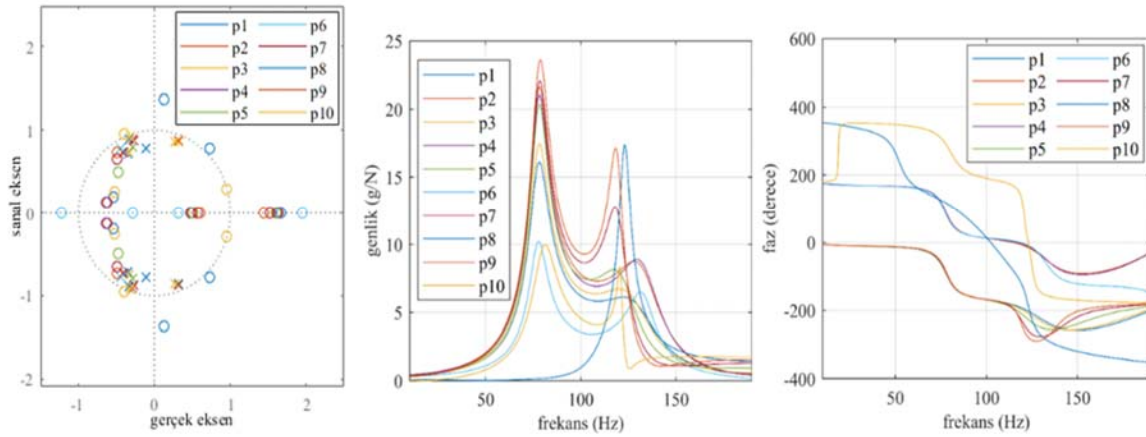
Parametre Değerleri				
ARX		OE		
Ön	Zaman	Frekans	Zaman	Frekans
p1	C=(1; 0,07; 1,04; 0,19; 0,54) D=(1,16; -1,22; -1,41; 0,16; 0,30)	C=(1; -0,97; 1,78; -0,74; 0,59) D=(2,07; -4,85; 4,96; -3,6; 1,44)	D=(1,69; -1,97; -0,98; 0,29; 0,49) G=(1; 0,15; 0,74; 0,40; 0,32)	D=(2,30; -4,29; 0,39; 2,93; -1,18) G=(1; -0,43; -0,07; 0,65; -0,70)
p2	C=(1; 0,17; 1,04; 0,25; 0,59) D=(-1,49; 1,31; 2,11; -0,22 ; - 0,47)	C=(1; -0,58; 1,70; -0,50; 0,73) D=(-2,71; 5,19; - 4,80; 4,56; -2,25)	D=(-1,97; 2,42; -0,04; 2,22; -1,72) G=(1; 0,11; 1,32; 0,03; 0,79)	D=(-2,99; 3,85; -1,71; 3,02; -2,28) G=(1; 0,10; 1,24; 0,10; 0,70)
p3	C=(1; 0,01; 1,09; 0,14; 0,55) D=(1,22; -1,31; -1,32; 0,13; 0,32)	C=(1; -1,09; 1,96; -0,91; 0,69) D=(2,23; -5,42; 6,07; -4,64; 1,77)	D=(1,81; -2,52; -0,69; 1,21; -0,12) G=(1; - 0,11; 0,61; 0,36; 0,08)	D=(2,33; -3,64; -0,66; 2,97; -0,99) G=(1; -0,16; 0,02; 0,71; -0,47)
p4	C=(1; 0,19; 1,04; 0,26; 0,61) D=(-1,43; 1,21; 2,09; -0,16; - 0,47)	C=(1; -0,40; 1,53; -0,31; 0,68) D=(-2,72; 4,76; - 3,86; 3,86; -2,11)	D=(-1,82; 2,28; 0,07; 2,08; -1,54) G=(1; 0,11; 1,33; 0,03; 0,80)	D=(-2,97; 3,99; -1,85; 2,77; -2,10) G=(1; 0,07; 1,17; 0,13; 0,63)
p5	C=(1; -0,06; 1,22; 0,03; 0,62) D=(1,34; -1,56; -0,99; -0,28; 0,51)	C=(1; -0,86; 1,88; -0,75; 0,74) D=(2,61; -5,62; 6,01; -4,99; 2,17)	D=(2,08; -2,79; -0,91; 1,72; -0,26) G=(1; - 0,12; 0,55; 0,39; 0,02)	D=(2,53; -5,52; 5,95; - 5,03; 2,15) G=(1; -0,87; 1,92; -0,77; 0,77)
p6	C=(1; 0,23; 1,09; 0,23; 0,68) D=(-0,55; 0,42; 1,36; -0,08; - 0,12)	C=(1; -0,17; 1,39; -0,12; 0,69) D=(-1,53; 2,44; - 1,71; 2,02; -1,18)	D=(-0,68; 0,95; 0,53; 0,83; -0,43) G=(1; 0,10; 1,36; 0,02; 0,82)	D=(-1,63; 2,34; -1,43; 2,02; -1,27) G=(1; 0,03; 1,32; 0,02; 0,73)
p7	C=(1; -0,07; 1,34; -0,05; 0,72) D=(1,51; -1,68; -0,76; -0,82; 0,85)	C=(1; -0,62; 1,80; -0,58; 0,80) D=(2,92; -5,56; 5,65; -5,25; 2,58)	D=(2,32; -2,66; -1,16; 1,35; 0,10) G=(1; -0,02; 0,71; 0,34; 0,21)	D=(2,63; -3,47; 1,83; - 3,04; 2,15) G=(1; -0,07; 1,44; -0,10; 0,77)
p8	C=(1; 0,89; 1,68; 0,62; 0,56) D=(0,21; -0,36; 0,72; -0,65; 0,46)	C=(1; 0,03; 1,33; 0,01; 0,73) D=(-0,16; 0,53; - 0,75; 0,57; -0,16)	D=(0,82; -0,85; 1,47; - 1,21; 1,00) G=(1; 0,39; 1,08; -0,04; 0,25)	D=(-0,14; 0,50; -0,71; 0,54; -0,14) G=(1; 0,02; 1,34; 0,00; 0,74)
p9	C=(1; -0,06; 1,39; -0,06; 0,76) D=(1,65; -1,79; -0,58; -1,17; 1,11)	C=(1; -0,43; 1,70; -0,43; 0,81) D=(2,99; -5,10; 4,72; -4,86; 2,67)	D=(2,63; -3,61; 2,38; - 3,57; 2,57) G=(1; -0,13; 1,50; -0,19; 0,80)	D=(2,71; -3,31; 1,51; - 2,91; 2,24) G=(1; -0,03; 1,42; -0,06; 0,78)
p10	C=(1; 0,08; 1,43; -0,00; 0,78) D=(1,11; -1,24; 0,61; - 1,36; 1,15)	C=(1; -0,06; 1,42; -0,08; 0,77) D=(0,99; -1,04; 0,24; -0,85; 0,81)	D=(1,38; -1,60; 1,34; - 1,79; 1,62) G=(1; -0,01; 1,40; -0,12; 0,76)	D=(0,92; -0,77; -0,23; - 0,47; 0,67) G=(1; 0,01; 1,33; 0,00; 0,73)

Hem girişin uygulandığı hem de çıkışın ölçüldüğü p1 noktasındaki gürültü ve doğrusal olmama etkilerinin, sadece çıkışın ölçüldüğü p2-p10 noktalarındaki gürültü ve doğrusal olmama etkilerinden daha az olduğu kabul edilebilir. Başka bir deyişle, p1 noktasından alınan ölçümlerin doğruluğunun daha yüksek olduğu varsayılabılır. Bu sebeplerden dolayı, p1 noktası için deplasman kontrollü test verileriyle elde edilen sistem modellerinin kullanılması daha uygun olacaktır. Buna ek olarak, deplasman kontrollü testin zaman verileriyle elde edilen modeller için hesaplanan uygunluk maliyet fonksiyonu değerleri, deplasman kontrollü testin frekans verileriyle elde edilen modeller için hesaplanan uygunluk maliyet fonksiyonu değerlerinden daha yüksektir. Ayrıca, OE modelinin hesaplanma süresi ARX modelinin hesaplanma süresinden fazla olduğu için hesaplama yükünü azaltmak amacıyla ARX modelinin seçilmesi daha uygun olacaktır. Sonuç olarak, deplasman kontrollü testin zaman verileriyle ARX modelinden elde edilen sistem tanımlama modelinin, boşluklu füze kanatçığının dinamiğini temsil eden en uygun model olduğu görülmüştür.

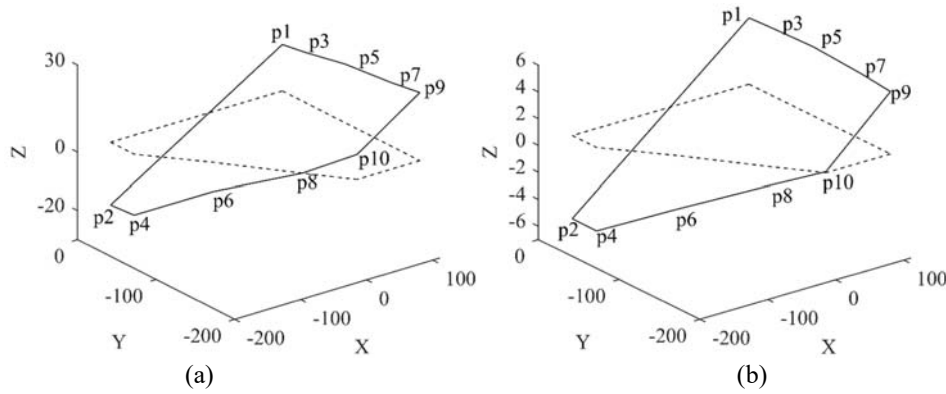
3.4. Modal Parametreler (Modal Parameters)

Seçilen matematiksel model kullanılarak sistem girişi ve herbir sistem çıkışı arasındaki transfer fonksiyonları kullanılarak herbir transfer fonksiyonunun kutup ve sıfırları bulunmuş ve ayrık zaman z uzayındaki konumları ve buna ek olarak, herbir transfer fonksiyonunun frekans cevapları büyüklük ve faz açıları cinsinden Şekil 5'te verilmiştir.

Şekil 5'ten görüldüğü gibi sistemin bütün kutupları orijin merkezli birim daire içinde bulunduğu için sistem karardır. Lineer sistemler için sistem girişi ile herbir sistem çıkışı arasındaki transfer fonksiyonlarının kutuplarının aynı olması beklenir. Kullanılmış olduğumuz matematiksel modelin girişi ile herbir çıkışı arasındaki transfer fonksiyonlarının karakteristik denklemleri 4. mertebededir. Dolayısıyla herbir karakteristik denklemden 4 adet kutup elde edilir ve bu kutupların yaklaşık çakışık olduğu Şekil 5'ten görülmektedir. Ele alınan sistemde 1 giriş ve 10 çıkış olduğu için, sistem modeli giriş ve çıkışlar arasında yazılmış olan 10



Şekil 5. Seçilen matematiksel modelin z uzayındaki kutup ve sıfırları ve frekans cevabının büyüklüğü ve faz açısı (Poles and zeros in z domain and magnitude and phase angle of frequency response of chosen mathematical model)



Şekil 6. Birinci (a) ve ikinci (b) mod şekilleri (First (a) and second (b) mode shapes)

adet transfer fonksiyonundan oluşmaktadır. Herbir transfer fonksiyonunun büyüklük ve faz açısı Şekil 5'te verilmiştir. Kullanmış olduğumuz model iki serbestlik dereceli olduğu için Şekil 5'te verilen büyüklük grafiğinde iki tepe noktası görülmektedir ve bütün transfer fonksiyonları yaklaşık aynıdır. İki serbestlik dereceli sistemin doğal frekansları 493,68 rad/s ve 798,86 rad/s, karşılık gelen sönümlenme oranları ise, yarı güç metodu kullanılarak sırasıyla 0,04 ve 0,12 olarak elde edilmiştir.

Quadrature picking tekniği sistemin mod şekillerini belirlemek için kullanılan metodlardan biridir. Bu teknik, birbirini az etkileyen modlar varsayımına dayanmaktadır. Dolayısıyla herbir modun frekansı birbirinden uzak olacaktır. Ayrıca modların sönümlenme oranlarının nispeten düşük olması beklenmektedir. Ele alınan sistem için hesaplanan sönüm oranları ve Şekil 5'te verilen frekans cevabı gözönüne alındığında bu sistemin mod şekillerinin belirlenmesi için quadrature picking tekniği kullanılabilir. Frekans cevap fonksiyonu, birbirini az etkileyen modlar için rezonansta tamamen sanal sayıdır. Ayrıca, frekans cevabının sanal kısmı modal yer değiştirme ile orantılıdır. Böylelikle mod şekilleri, frekans cevabının sanal kısmından belirlenebilir. Modellenen sistemde 1 giriş ve 10 çıkış olduğu için sistemin transfer fonksiyonu, giriş ve herbir çıkış

arasında yazılmış olan 10 transfer fonksiyonu kullanılarak ifade edilebilir. p1 noktasında sisteme hem giriş uygulanmakta hem de sistem çıkışı ölçülmektedir. Buna karşılık p2-p10 noktalarından sadece sistem çıkışları ölçülmektedir. p1 noktasından alınan ölçümlerin doğruluğunun daha yüksek olduğu varsayılarak sistemin doğal frekansları ve sönüm oranları p1 noktası için yazılmış transfer fonksiyonundan hesaplanmıştır. Kutuplarda (doğal frekanslarda) frekans cevabının gerçek kısmı sıfırdır. Dolayısıyla, hesaplanan bu doğal frekanslar ve sönüm oranları kullanılarak sistemin herbir transfer fonksiyonunun frekans cevaplarının sanal kısımları hesaplanarak sistemin mod şekilleri oluşturulmuştur. Elde edilen mod şekilleri Şekil 6'da verilmiştir.

Şekil 6'da verilen modlar analiz edildiğinde, boşluk dinamiğine karşılık gelen bu modların rijit cisim hareketlerinden oluştuğu gözlenmektedir.

4. SONUÇLAR (CONCLUSIONS)

Bu çalışmada boşluklu füze kanatçığının dinamik modelinin sistem tanımlama metodları kullanılarak tahmin edilmesi ve sistemin modal parametrelerinin elde edilmesi için uygulanması kolay, hesaplama süresi kısa ve gerçek dinamik

davranışı temsiliyeti daha iyi (hassas) olan bir yaklaşım geliştirilmiştir. Önce, kuvvet kontrollü test metodu ve deplasman kontrollü test metodu kullanılarak elde edilen zaman verileri ve zaman verilerinden hesaplanan frekans verileri yardımıyla sistemin matematiksel modelleri ARX ve OE metotları kullanılarak elde edilmiştir. Sonra, elde edilen modellerin gömülü dinamiğe sahip olup olmadığı herbir modelin kendi içindeki korelasyonuna bakılarak kontrol edilmiştir. Daha sonra, kuvvet ve deplasman kontrollü test metodlarıyla elde edilen test verilerine en iyi uyum sağlayan matematiksel model, sistemi tanımlayan model olarak seçilmiştir. Bundan sonra, seçilen model kullanılarak sistemin modal parametreleri elde edilmiştir. Sonuç olarak, deplasman kontrollü testin zaman verileriyle ARX modelinden elde edilen sistem tanımlama modelinin, boşluklu füze kanatçığının dinamiğini temsil eden en uygun model olduğu görülmüştür.

TEŞEKKÜR (ACKNOWLEDGEMENT)

Bu çalışmaya verdiği destekten dolayı Türkiye Bilimsel ve Teknolojik Araştırma Kurumu Savunma Sanayii Araştırma ve Geliştirme Enstitüsü'ne teşekkür ederiz.

KAYNAKLAR (REFERENCES)

1. Shin W.H., Lee S.J., Lee I., Baeb J.S., Effects of actuator nonlinearity on aeroelastic characteristics of a control fin, *Journal of Fluids and Structures*, 23, 1093-1105, 2007.
2. Shin W.H., Lee I., Shin Y.S., Bae J.S., Nonlinear aeroelastic analysis for a control fin with an actuator, *Journal of Aircraft*, 44 (2), 597-605, 2007.
3. Seo Y.J., Lee S.J., Bae J.S., Lee I., Effects of multiple structural nonlinearities on limit cycle oscillation of missile control fin, *Journal of Fluids and Structures*, 27 (4), 623-635, 2011.
4. Na H.J., Kim C.G., Lee I., Kim J.Y., Bae S.B., Nonlinear aeroelastic analysis of a rolling wraparound fin, *Journal of Spacecraft and Rockets*, 54 (5), 1041-1049, 2017.
5. Wu Z., Chu L., Yuan R., Yang C., Tang C., Studies on aeroservoelastic semi-physical simulation test for missiles, *Science China Technological Sciences*, 55 (9), 2482-2488, 2012.
6. Monfared Z., Afsharnezhad Z., Esfahani J.A., Flutter, limit cycle oscillation, bifurcation and stability regions of an airfoil with discontinuous freeplay nonlinearity, *Nonlinear Dynamics*, 90, 1965-1986, 2017.
7. Yang N., Wu Z., Yang C., Structural nonlinear flutter characteristics analysis for an actuator-fin system with dynamic stiffness, *Chinese Journal of Aeronautics*, 24, 590-599, 2011.
8. Abdelkefi A., Vasconcellos R., Marques F.D., Hajj M.R., Modeling and identification of freeplay nonlinearity, *Journal of Sound and Vibration*, 331, 1898-1907, 2012.
9. Arevalo F., Garcia-Fogeda P., Aeroelastic characteristics of slender wing/bodies with freeplay non-linearities, *Proc. IMechE Part G: J. Aerospace Engineering*, 225, 347-359, 2011.
10. Candon M., Carrese R., Ogawa H., Marzocca P., Identification of freeplay and aerodynamic nonlinearities in a 2D aerofoil system with via higher-order spectra, *The Aeronautical Journal*, 121 (1244), 1530-1560, 2017.
11. Fichera S., Ricci S., Freeplay-induced limit-cycle oscillations in a T-tail: numerical vs experimental validation, *Journal of Aircraft*, 52 (2), 486-495, 2015.
12. Tian W., Yang Z., Zhao T., Nonlinear aeroelastic characteristics of an all-movable fin with freeplay and aerodynamic nonlinearities in hypersonic flow, *International Journal of Non-Linear Mechanics*, 116, 123-139, 2019.
13. Kim S.H., Tahk M.J., Modeling and experimental study on the dynamic stiffness of an electromechanical actuator, *Journal of Spacecraft and Rockets*, 53 (4), 1-12, 2016.
14. Lu J., Wu Z., Yang C., High-fidelity fin-actuator system modeling and aeroelastic analysis considering friction effect, *Appl. Sci.*, 11 (7), 1-26, 2021.
15. Ning Y., Nan W., Xin Z., Wei L., Nonlinear flutter wind tunnel test and numerical analysis of folding fins with freeplay nonlinearities, *Chinese Journal of Aeronautics*, 29 (1), 144-159, 2016.
16. He H., Tang H., Yu K., Li J., Yang N., Zhang X., Nonlinear aeroelastic analysis of the folding fin with freeplay under thermal environment, *Chinese Journal of Aeronautics*, 33 (9), 2357-2371, 2020.
17. Wu Z.G., Yang N., Yang C., Identification of nonlinear multi-degree-of freedom structures based on Hilbert transformation, *Science China Physics, Mechanics and Astronomy*, 57 (9), 1725-1736, 2014.
18. Ma Z.S., Wang B., Zhang X., Ding Q., Nonlinear system identification of folding fins with freeplay using direct parameter estimation, *International Journal of Aerospace Engineering*, 1-8, 2019.
19. Yukai S., Chao Y., Zhigang W., Liuyue B., Nonlinear system identification of an all movable fin with rotational freeplay by subspace-based method, *Appl. Sci.* 10, 1-17, 2020.
20. Ramirez C.A.P., Sanchez J.P.A., Adeli H., Rodriguez M.V., Troncoso R.J.R., Gonzalez A.D., Rios R.A.O., Time-frequency techniques for modal parameters identification of civil structures from acquired dynamic signals, *Journal of Vibroengineering*, 18 (5), 3164-3185, 2016.
21. Reynders E., System identification and modal analysis in structural mechanics, PhD Dissertation, Faculty of Engineering, K.U. Leuven, Belgium, 2009.
22. Heylen W., Lammens S., Sas P., Modal Analysis Theory and Testing, Faculty of Engineering, K.U. Leuven, Belgium, 1997.

