

TOBB EKONOMİ VE TEKNOLOJİ ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

**AKIŞKAN-KATI ETKİLEŞİMİ İLE FÜZE KANARDININ AEROELASTİK
DAVRANIŞININ İNCELENMESİ**

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Mustafa ÖZÇATALBAŞ

Makina Mühendisliği Anabilim Dalı

Tez Danışmanı: Dr. Öğr. Üyesi Sıtkı USLU

NİSAN 2019

Fen Bilimleri Enstitüsü Onayı

.....
Müdür

Bu tezin Yüksek Lisans/Doktora derecesinin tüm gereksinimlerini sağladığını onaylarım.

.....
Anabilimdalı Başkanı

TOBB ETÜ, Fen Bilimleri Enstitüsü'nün 151511045 numaralı Yüksek Lisans Öğrencisi **Mustafa ÖZÇATALBAŞ**'nın ilgili yönetmeliklerin belirlediği gerekli tüm şartları yerine getirdikten sonra hazırladığı "**AKIŞKAN-KATI ETKİLEŞİMİ İLE FÜZE KANARDININ AEROELASTİK DAVRANIŞININ İNCELENMESİ**" başlıklı tezi **05.04.2019** tarihinde aşağıda imzaları olan jüri tarafından kabul edilmiştir.

Tez Danışmanı : **Dr. Öğr. Üyesi Sıtkı USLU**
TOBB Ekonomik ve Teknoloji Üniversitesi

Jüri Üyeleri : **Prof.Dr. Kenan Yüce ŞANLITÜRK (Başkan)**
İstanbul Teknik Üniversitesi

Prof. Dr. Selin ARADAĞ ÇELEBİOĞLU.....
TOBB Ekonomik ve Teknoloji Üniversitesi

Doç. Dr. Cihan TEKOĞLU
TOBB Ekonomik ve Teknoloji Üniversitesi

Dr. Öğr. Üyesi Ceyhan TOLA
Türk Hava Kurumu Üniversitesi

TEZ BİLDİRİMİ

Tez içindeki bütün bilgilerin etik davranış ve akademik kurallar çerçevesinde elde edilerek sunulduğunu, alıntı yapılan kaynaklara eksiksiz atıf yapıldığını, referansların tam olarak belirtildiğini ve ayrıca bu tezin TOBB ETÜ Fen Bilimleri Enstitüsü tez yazım kurallarına uygun olarak hazırlandığını bildiririm.

Mustafa ÖZÇATALBAŞ

ÖZET

Yüksek Lisans Tezi

AKIŞKAN-KATI ETKİLEŞİMİ İLE FÜZE KANARDININ AEROELASTİK

DAVRANIŞININ İNCELENMESİ

Mustafa ÖZÇATALBAŞ

TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi
Fen Bilimleri Enstitüsü
Makina Mühendisliği Anabilim Dalı

Danışman: Dr. Öğr. Üyesi Sıtkı USLU

Tarih: Nisan 2019

Kanardlar füze ve uçaklarda kontrol amaçlı kullanılan elemanlardır. Bir kanard sisteminin kendisini hareket ettiren kontrol sistemi ile uyumunu sağlayabilmek için aeroelastik davranışı bilinmelidir. Ancak, yapıda var olan mekanik boşluklar sistemin davranışını doğrusal olmayan bir hale sokar ve kanardın dinamik karakteristiğinin belirlenmesini zorlaştırır. Bahsi geçen problemde yola çıkarak bu tez kapsamında, şaft-eyleyici bağlantısında boşluk bulunan kanard sisteminin aeroelastik davranışı incelenmiştir. Ele alınan aeroelastik problem çift yönlü ve zayıf etkileşimli Akışkan-Katı Etkileşimi (AKE) yöntemi ile çözülmüştür. AKE yönteminin parçaları olan Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (HAD) analizleri STAR-CCM+, Sonlu Elemanlar (SE) analizleri ise ABAQUS yazılımları ile gerçekleştirilmiştir.

Tez kapsamında oluşturulan AKE yöntemi AGARD 445.6 kanadı üzerinde gerçekleştirilen çarpıntı testine ait sonuçlarla kıyaslanarak doğrulanmıştır. AGARD kanadının çarpıntı çalışmasında SE ve HAD modelleri öncelikle kendi içerisinde doğrulanmış, ardından AKE analizlerine geçilmiştir. AKE analizleri, sabit Mach sayısı ve sıcaklıkta akışkanın giriş basıncı değiştirilerek kanat hareketi sönümlenmeyene kadar tekrarlanmıştır. Sönümlenmeyen titreşimlerin elde edildiği

koşul çarpıntı başlangıç koşulunu vermektedir. Çarpıntı başlangıç koşulları ile hesaplanan çarpıntı hız indeksleri ve çarpıntı frekans oranları test sonuçları ile karşılaştırıldığında AKE yöntemi ile hesaplanan değerlerin test sonuçlarına yakın olduğu ve hata oranının %10'dan düşük olduğu görülmüştür.

AGARD 445.6 kanadı üzerinde gerçekleştirilen çarpıntı analizlerini takiben şaft-eyleyici bağlantısında boşluk bulunan kanard-şaft sisteminin aeroelastik analizi gerçekleştirilmiştir. Yapıda var olan boşluk, konektör eleman ile modellenerek belirlenen boşluk miktarlarında şaftın burulma direngenliğinin sıfır olması sağlanmıştır. AKE analizleri öncesi SE modeli benzer bir kanard üzerinde gerçekleştirilen modal test-analiz karşılaştırması ile doğrulanmıştır. Kanarda ait HAD modelinde overset çözüm ağı kullanılmış ve böylece AKE çözümleri süresince kanard-gövde arasındaki dar bölgede kalan elemanların aşırı deforme olması önlenmiştir. AKE analizleri 3 farklı hücum açısı ve üç farklı boşluk durumu için gerçekleştirilmiştir. Analizler neticesinde, hücum açısının ve boşluk miktarının artması ile kanard ve şafta ait titreşim genliklerinin arttığı, titreşim frekanslarının ise azaldığı görülmüştür. Boşluğun olmadığı durumlarda kanard ve şafta ait cevap frekansları sistemin birinci moduna yakın iken, şaftın dönme yönünde bulunan boşluk etkisi, cevap frekanslarının düşmesine sebep olmuştur.

Anahtar Kelimeler: Aeroelastisite, Akışkan-katı etkileşimi, Hesaplamalı akışkanlar dinamiği, Sonlu elemanlar yöntemi, Çarpıntı, Dinamik cevap.

ABSTRACT

Master of Science

INVESTIGATION OF AEROELASTIC BEHAVIOR OF A MISSILE CANARD

WITH FLUID-STRUCTURE INTERACTION

Mustafa ÖZÇATALBAŞ

TOBB University of Economics and Technology
Institute of Natural and Applied Sciences
Mechanical Engineering Science Programme

Supervisor: Dr. Sıtkı USLU

Date: April 2019

Canard is a type of control surface used in airplanes and missiles. Aeroelastic behavior of a canard system should be known to comply with the control system which is used to actuate the canard. However, mechanical gaps causing free-play make the system behavior nonlinear and determining the dynamic characteristics of the canard becomes a challenging problem. Based on the mentioned problem, aeroelastic behavior of a canard system which has free-play in its shaft-actuator connection is investigated. The aeroelasticity analyses are performed with two way loosely coupled Fluid Structure Interaction (FSI) method. As parts of FSI, Computational Fluid Dynamics (CFD) analyses are done with STAR-CCM+ and ABAQUS is used to accomplish Finite Element (FE) calculations.

FSI procedure followed in the thesis is verified with the flutter test results of AGARD 445.6 wing. Before the FSI analyses which are performed to obtain flutter onset, FE and CFD models are validated separately. Then, FSI analyses are repeated with different inlet pressure until undamped wing oscillations occurred while the inlet Mach number and temperature are kept constant. The flow conditions which bring about undamped oscillations give the flutter onset. According to flutter speed indexes

and flutter frequency ratios calculated with flutter onset conditions, the values obtained by FSI method are close to the test results and maximum error is lower than 10%.

After flutter analyses of AGARD 445.6 wing, aeroelastic analyses of a canard which has free-play in its shaft-actuator connection are investigated. Free-play is modelled with a connector element and zero torsional stiffness is introduced between free-play boundaries. Before the FSI analyses, FE model is verified with modal test-analysis comparison on a similar canard model. During the FSI analyses, overset mesh method is used to prevent excessive deformation of elements which are in narrow gap between canard and missile body in the CFD model. Three different angle of attack positions and free-play sizes are evaluated in FSI analyses. As a conclusion of the study, it is acquired that canard and shaft vibration amplitudes increase with increasing angle of attack and free-play while the response frequencies decrease. In case of zero free-play condition, response frequencies are close to first mode of the canard; however, free-play effect reduces response frequencies.

Keywords: Aeroelasticity, Fluid-structure interaction, Computational fluid dynamics, Finite element, Flutter, Dynamic response.

TEŞEKKÜR

Bu alıőma sűresince emeklerini esirgemeyen, zelikle akıőkanlar dinamięi konularındaki bilgi ve tecrűbelerini benimle paylaőan deęerli hocam Dr. Öęr. Ŭyesi Sıtkı USLU'ya

Her konuda beni yönlendiren, műhendis olmayı kendisinden öęrendięim ve kendisi ile çalıőmaktan bűyűk haz duyduęum kıymetli yöneticim Bűlent ACAR'a,

Star-CCM+ ile alakalı desteklerinden dolayı Emre KŬTŬKEKEN'e, modal testte bana verdięi katkıdan dolayı Doęancan BAHAN'a, çalıőma sűresince kaynaklarından faydalandıęım Roketsan A.Ő. 'ye ve bana yol gösteren bűtűn YTDATM personeline,

Tez sűresince özveri ile manevi destekte bulunan sevgili eőim Melis ÖZÇATALBAŐ'a

Beni bűyűten, yetiőtiren deęerli aileme,

Teőekkűrű borç bilirim.

İÇİNDEKİLER

	<u>Sayfa</u>
ÖZET	iv
ABSTRACT	vi
TEŞEKKÜR	viii
İÇİNDEKİLER	ix
ŞEKİL LİSTESİ	xi
ÇİZELGE LİSTESİ	xiv
KISALTMALAR	xv
SEMBOL LİSTESİ	xvi
1. GİRİŞ	1
1.1 Genel Bilgiler	1
1.2 Literatür Araştırması	6
1.3 Tezin Kapsamı ve Amacı	10
2. MATEMATİKSEL MODELLER	13
2.1 Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği	14
2.1.1 Temel Denklemler.....	14
2.1.2 Türbülans Modellemesi.....	15
2.1.2.1 RANS Yaklaşımı.....	17
Standart k-ε Türbülans Modeli.....	18
SST k-ω Türbülans Modeli	19
Spalart-Allmaras Türbülans Modeli.....	19
2.2 Yapısal Modelleme	21
2.2.1 Sonlu Elemanlar Formülasyonu.....	22
2.2.2 Dinamik Sistemlerin Sonlu Elemanlar Modellemesi.....	23
2.3 Çözüm Ağı Değişirme Metodolojisi	24
2.4 Akışkan-Katı Etkileşim Yöntemleri.....	25
3. AGARD 445.6 KANADI DOĞRUSAL ÇİRPINTI ANALİZİ	29
3.1 Çözüm Metodolojisi	31
3.2 Yapısal Modelleme	32
3.3 Akışkanlar Dinamiği Modellemesi	34
3.4 Akışkan-Katı Etkileşimi İle Çırpıntı Analizi	39
3.5 Değerlendirme	44
4. FÜZE KANARDI AEROELASTİK ANALİZİ	45
4.1 Metodoloji	47
4.2 Yapısal Modelleme	48
4.2.1 SE Modelinin Doğrulanması.....	49
4.2.1.1 Modal Test	50
4.2.1.2 Test Modelinin Doğal Frekans Analizi	52
4.2.1.3 Test-Analiz Karşılaştırması.....	53
4.2.2 Kanard Doğal Frekans Analizi.....	55
4.3 Akışkanlar Dinamiği Modellemesi	56
4.3.1 Çözüm Ağı Çalışması	59
4.3.2 Türbülans Modeli Çalışması	65

4.4 Akışkan-Katı Etkileşimi Analizi	69
4.5 Değerlendirme	76
5. ÖZET.....	77
KAYNAKLAR.....	79
EKLER.....	83
ÖZGEÇMİŞ.....	89



ŞEKİL LİSTESİ

Sayfa

Şekil 1.1 : Collar üçgeni [1]	1
Şekil 1.2 : Akış hızına göre mod frekanslarının ve sönüm oranının değişimi [3].	3
Şekil 1.3 : Soldan sağa kuyruk, kanat, kanard ve itki-vektör kontrolü.	4
Şekil 2.1 : Çift yönlü akışkan-katı etkileşimi akış diyagramı	14
Şekil 2.2 : Türbülans modelleme yaklaşımları [36].	16
Şekil 2.3 : Gerilme vektörleri ve Kartezyen koordinat takımında yön kabulü.	21
Şekil 2.4 : Başlangıç çözüm ağı, üstte. Morphing ile değiştirilmiş çözüm ağı, altta [10].	24
Şekil 2.5 : Genel akışkan-katı arayüzü [41].	25
Şekil 2.6 : AKE etkileşim metotları.	26
Şekil 2.7 : (a) Zayıf etkileşim algoritması, (b) güçlü etkileşim algoritması.	27
Şekil 3.1 : AGARD 445.6 zayıflatılmış kanat modeli [33].	29
Şekil 3.2 : AGARD 445.6 kanat platform bilgisi.	30
Şekil 3.3 : AKE analizi için akış diyagramı [44].	31
Şekil 3.4 : AGARD 445.6 SE Modeli [44].	32
Şekil 3.5 : Doğal frekans test-analiz karşılaştırması.	33
Şekil 3.6 : Agard 445.6 kanadı HAD Modeli [44].	34
Şekil 3.7 : Kanat üzerinde eleman dağılımları.	35
Şekil 3.8 : AGARD 445.6 kanat üzeri Y+ dağılımı.	36
Şekil 3.9 : 1.141 Mach için analiz sonuçları ile literatürde verilen basınç katsayılarının karşılaştırılması.	36
Şekil 3.10 : 0.85 Mach için analiz sonuçları ile literatürde verilen basınç katsayılarının karşılaştırılması.	37
Şekil 3.11 : $\alpha=0^\circ$, 1.141 Mach, %50 kanat açıklıklığında kanat üzerindeki basınç dağılımı.	37
Şekil 3.12 : $\alpha=0^\circ$, 1.141 Mach, %50 kanat açıklıklığında kanat üzerindeki basınç dağılımı.	38
Şekil 3.13 : $\alpha=5.0^\circ$, 1.141 Mach, %50 kanat açıklıklığında kanat üzerindeki basınç dağılımı.	38
Şekil 3.14 : $\alpha=5.0^\circ$, 1.141 Mach, %50 kanat açıklıklığında kanat üzerindeki basınç dağılımı.	39
Şekil 3.15 : Kanadı 1. Mod şekline getirebilmek için kanada dik doğrultuda uygulanan ivme-zaman grafiği.	40
Şekil 3.16 : Kanat üzerinde pozitif yön kabulü.	41
Şekil 3.17 : 1.141 Mach çirpinti başlangıç durumu.	42
Şekil 3.18 : değerlerinin test verisi ile karşılaştırılması.	42
Şekil 3.19 : Çirpinti frekanslarının test verisi ile karşılaştırılması.	43
Şekil 3.20 : değerlerinin literatürdeki sayısal çalışmalar ile karşılaştırılması.	43
Şekil 4.1 : Kanard platform bilgisi.	46
Şekil 4.2 : Kanard SE modeli.	48

Şekil 4.3 : Şafta ait SE model planı.....	48
Şekil 4.4 : Boşluksuz ve boşluklu açı-moment ilişkisi.....	49
Şekil 4.5 : Kanard ve ivme ölçer yerleşimleri.....	50
Şekil 4.6 : Modal test düzeneği.....	51
Şekil 4.7 : FRF grafiği.....	51
Şekil 4.8 : Kanard ucu ve kök yüzeylerinde ivme ölçer yerleşimi.8.....	52
Şekil 4.9 : Test kanardına ait SE modeli.....	53
Şekil 4.10 : Modal test-analiz karşılaştırması.....	54
Şekil 4.11 : Kanard doğal frekansları.....	55
Şekil 4.12 : HAD modeline ait geometrik bilgiler.....	56
Şekil 4.13 : HAD modeli genel görünümü.....	57
Şekil 4.14 : HAD çözüm ağı genel görünümü.....	57
Şekil 4.15 : HAD çözüm ağı detay görünümü.....	58
Şekil 4.16 : Overset çözüm ağı detay görünümü.....	58
Şekil 4.17 : Zemin (sol) ve overset (sağ) çözüm ağı bölgelerinde üzerinde aktif-inaktif elemanların gösterimi.....	59
Şekil 4.18 : Kanard ve gövde üzerindeki eleman dağılımları.....	60
Şekil 4.19 : Orta eksen üzerinde hız profil çizgileri.....	60
Şekil 4.20 : Farklı çözüm ağı sıklıklarına göre aksel hız profilleri.....	61
Şekil 4.21 : Farklı çözüm ağı sıklıklarına orta düzlemdeki Mach dağılımı.....	62
Şekil 4.22 : Farklı çözüm ağı sıklıklarına göre y^+ dağılımları.....	63
Şekil 4.23 : Farklı çözüm ağı sıklıklarına göre kanard üzerindeki basınç ve kayma etkin kuvvetlerin karşılaştırılması.....	64
Şekil 4.24 : a) SST k- ω , b) Standart k- ϵ , c) Spalart-Allmaras türbülans modellerine göre füze orta (solda) eksen ve %50 kanard açıklığında (sağda) hız dağılımları.....	65
Şekil 4.25 : Şekil 4.25 : a) SST k- ω , b) Standart k- ϵ , c) Spalart-Allmaras türbülans modellerine göre %50 kanard açıklığında basınç dağılımları.....	66
Şekil 4.26 : a) SST k- ω , b) Standart k- ϵ , c) Spalart-Allmaras türbülans modellerine göre %50 kanard açıklığında basınç dağılımları.....	67
Şekil 4.27 : Kanard orta açıklıkta kanard üzerindeki basınç katsayılarının değişimi.....	68
Şekil 4.28 : Kanard şaftına bozuntu olarak uygulanan momentin zaman ile değişimi.....	69
Şekil 4.29 : $\alpha=0^\circ$ için kanard kök-hücum kenarı noktasına ait yer değiştirme-zaman grafiği.....	70
Şekil 4.30 : $\alpha=5.0^\circ$ için kanard kök-hücum kenarı noktasına ait yer değiştirme-zaman grafiği.....	71
Şekil 4.31 : $\alpha=10.0^\circ$ için kanard kök-hücum kenarı noktasına ait yer değiştirme-zaman grafiği.....	71
Şekil 4.32 : $\alpha=0^\circ$ için şaft rotasyonu.....	72
Şekil 4.33 : $\alpha=5.0^\circ$ için şaft rotasyonu.....	73
Şekil 4.34 : $\alpha=10.0^\circ$ için şaft rotasyonu.....	73
Şekil 4.35 : Hücum açısı ve boşluk miktarına göre 50 ms içerisindeki kanard titreşimlerinin-RMS genlikleri.....	74
Şekil 4.36 : Hücum açısı ve boşluk miktarına göre kanarda ait genlik-frekans değişimi.....	75
Şekil Ek 1 : $\alpha=0^\circ$ & $\delta=0^\circ$ için zamanla değişim ve faz grafiği.....	83
Şekil Ek 2 : $\alpha=0^\circ$ & $\delta=\pm 0.5^\circ$ için zamanla değişim ve faz grafiği.....	84
Şekil Ek 3 : $\alpha=0^\circ$ & $\delta=\pm 1.0^\circ$ için zamanla değişim ve faz grafiği.....	84
Şekil Ek 4 : $\alpha=5.0^\circ$ & $\delta=0^\circ$ için zamanla değişim ve faz grafiği.....	85

Şekil Ek 5 : $\alpha=5.0^\circ$ & $\delta=\pm 0.5^\circ$ için zamanla değişim ve faz grafiği.	85
Şekil Ek 6 : $\alpha=5.0^\circ$ & $\delta=\pm 1.0^\circ$ için zamanla değişim ve faz grafiği.	86
Şekil Ek 7 : $\alpha=10.0^\circ$ & $\delta=0^\circ$ için zamanla değişim ve faz grafiği.	86
Şekil Ek 8 : $\alpha=10.0^\circ$ & $\delta=0.5^\circ$ için zamanla değişim ve faz grafiği.	87
Şekil Ek 9 : $\alpha=10.0^\circ$ & $\delta=1.0^\circ$ için zamanla değişim ve faz grafiği.	87



ÇİZELGE LİSTESİ

Sayfa

Çizelge 1.1 : Doğrusallığı bozan etkenler.	5
Çizelge 2.1 : Standart k-ε modeline ait sabitler	18
Çizelge 2.2 : SST k-ω modeline ait sabitler	19
Çizelge 2.3 : SST k-ω modeline ait sabitler	20
Çizelge 3.1 : AGARD 445.6 Malzeme özellikleri.	30
Çizelge 3.2 : Farklı ağ yoğunluklarına göre eleman sayıları.	35
Çizelge 3.3 : Deneysel çarpıntı verisi [33].	40
Çizelge 4.1 : Kanard malzeme özellikleri	46
Çizelge 4.2 : Analiz matrisi.....	47
Çizelge 4.4 : Test kanardına ait malzeme özellikleri.	53
Çizelge 4.5 : Farklı ağ yoğunlukları için eleman sayıları.	59
Çizelge 4.6 : Kanarda etkiyen basınç ve kayma etkin kuvvetler.	68

KISALTMALAR

AKE	: Akışkan-Katı Etkileşimi
DNS	: Direct Numerical Simulation
FRF	: Frequency Response Function
FSI	: Fluid-Structure Interaction
HAD	: Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği
LDS	: Limit Döngü Salınımı
LES	: Large Eddy Simulation
RANS	: Reynolds Averaged Navier Stokes
Re	: Reynolds Sayısı
RMS	: Root Mean Square
SE	: Sonlu Elemanlar
SRS	: Scale Resolving Simulation
URANS	: Unsteady RANS

SEMBOL LİSTESİ

Bu çalışmada kullanılmış olan simgeler açıklamaları ile birlikte aşağıda sunulmuştur.

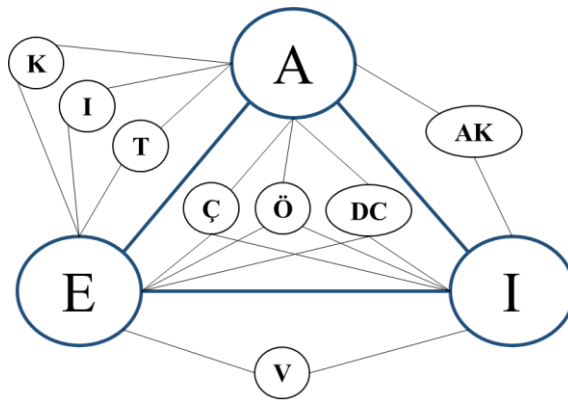
Simgeler	Açıklama
c	Veter uzunluğu
C_p	Basınç katsayısı
E	Young modülü
F	Kuvvet
G	Kayma modülü
k	Türbülans kinetik enerjisi
M	Moment
P	Basınç
q	Genel koordinat eksen
t	Zaman
u	Hızın vektörü
V	Hacim
x	Yatay koordinat eksen
y	Düşey koordinat eksen
μ	Dinamik viskozite
ν	Poisson oranı
ρ	Yoğunluk
ω	Frekans
ε	Türbülans yitim hızı
σ	Normal gerilme
τ	Kayma gerilmesi
α	Hücum açısı
θ	Dönme açısı
δ	Boşluk miktarı

1. GİRİŞ

1.1 Genel Bilgiler

Füze sistemlerinin gelişmiş manevra kabiliyetine sahip olması istenir. Bu sistemler, üstlendikleri görevler nedeni ile değişken aerodinamik kuvvetlere maruz kalır. Değişken aerodinamik yükleme koşulları altında füzelere ait komponentlerin yapısal bütünlüklerini koruması ve etkin bir şekilde görev yapması füze tasarımında arzu edilen kriterlerin başında gelir.

Füze tasarım süreçleri içerisinde karmaşık yükleme koşulları altında gerekli hesaplamalarının yapılabilmesi amacı ile yapısal, dinamik, termal ve aerodinamik analizlere sıklıkla başvurulur. Aeroelastisite çalışmaları ise bahsi geçen disiplinlerin etkileşiminin bir ürünüdür. Güvenilirliği yüksek aeroelastisite analizlerinin etkin bir şekilde kullanılması, test edilmesi gereken konfigürasyon sayısını azaltarak ürün geliştirme süreçlerinin kısılmasına ve maliyetlerin düşmesine yardımcı olur. Collar üçgeni [1] olarak adlandırılan şekilde; aeroelastisenin; aerodinamik, elastik ve atalets kuvvetlerinin birleşiminden oluştuğu ifade edilir. Bu unsurların bir araya gelmesi ile ortaya çıkan aeroelastik olaylar Şekil 1.1’de ifade edilmiştir.



A – Aerodinamik Kuvvetler

E – Elastik Kuvvetler

I – Ataletsel Kuvvetler

DİNAMİK AEROELASTİSİTE

Ç – Çırpıntı (Flutter)

Ö – Örseleme (Buffeting)

DC – Dinamik Cevap

STATİK AEROELASTİSİTE

T – Taşıma dağılımı

I – İraksama

K – Kontrol Yüzeyi Tersinirliği

İLGİLİ ALANLAR

M – Mekanik Titreşimler

AK – Aerodinamik Kararlılık

Şekil 1.1 : Collar üçgeni [1]

Akışkan-Katı Etkileşimi (AKE), aeroelastisite hesaplamaları için uygulanan metotlardan bir tanesidir. Genel anlamı ile bu yöntem, akışkan ve yapısal çözümlerin ortaklaşa yapılması ile sağlanır. AKE yöntemi doğrusal olmayan sistemlerin çözülmesinde tercih edilen yaklaşımların başında gelir. Bu yaklaşım hesaplama maliyetlerini arttırması nedeni ile özellikle detay tasarım süreçlerinde kullanılır. Ön tasarım süreçlerinde ise daha hızlı sonuçlar veren frekans tabanlı çözümleri ile aeroelastik hesaplamaların yapılması uygundur.

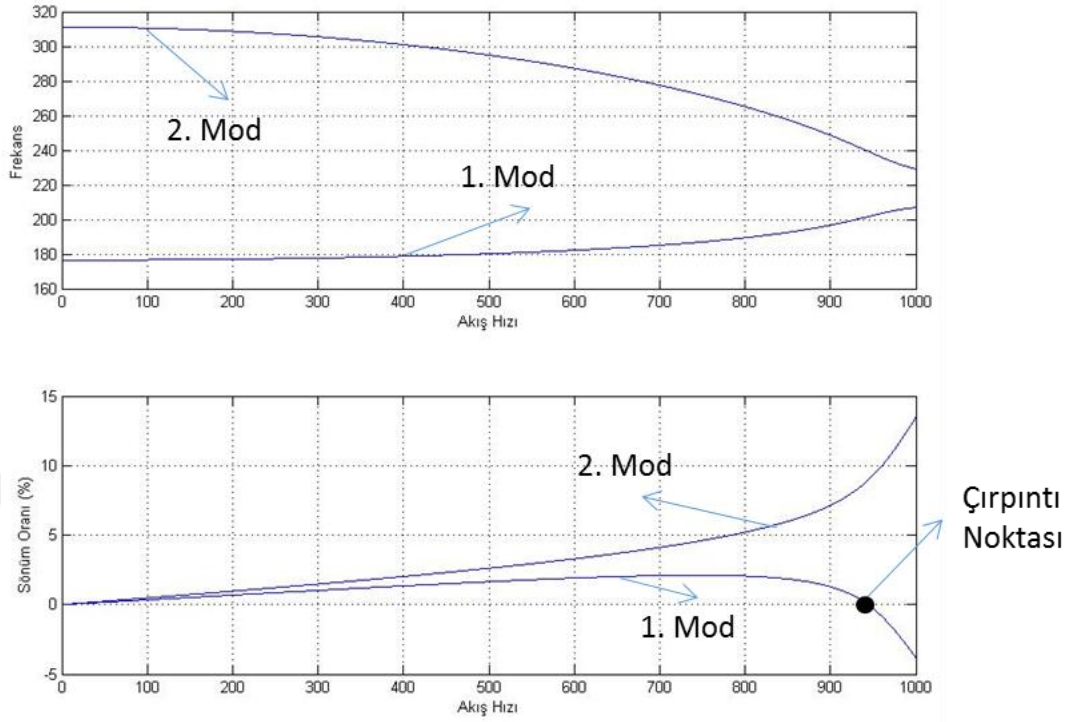
AKE analizleri ile füzeye ait bileşenlerin uçuş süresi içerisinde sergilediği aeroelastik davranış, zaman adımı (time marching) çözümleri ile elde edilir. Böylece, yapı üzerindeki gerilmeler, yer değiştirme miktarları, titreşim karakteristikleri değerlendirilerek tasarıma geri bildirim sağlanır. Bu analizler sayesinde aeroelastik açıdan en uygun konfigürasyonların seçimi yapılır ve kontrol testleri ile tasarım sonlandırılır.

Şekil 1.1’de listelenen aeroelastik olaylar hakkında kısaca bilgi vermek faydalı olacaktır. İraksama, aerodinamik kuvvetlerin yapısal direngenliği yendiği durumda ortaya çıkan statik kararsızlık durumudur. Kanat elastik ekseninin, aerodinamik merkezin arkasında kalması durumunda yapı iraksamaya duyarlı hale gelir. En genel iraksama mekanizması kanat burulması ile gerçekleşir. İraksama hızının üzerine çıkılması ile aerodinamik kuvvetlerin sebep olduğu burulma momenti kanat burulma direngenliğini yenerek yapının ani hasarına yol açar. Bu sebeple, iraksama hızını arttırmak için temel olarak yapının burulma direngenliği arttırılmaya çalışılır [2].

Kontrol yüzey tersinirliği ise iraksama mekanizmasına benzemektedir. Artan hız ile kontrol yüzeylerine etki eden dinamik basınç artar. “Tersinir dinamik basınç” adı verilen kritik eşiğin geçilmesi ile kontrol yüzeyi istenen yönlendirmenin tersini gerçekleştirecek şekilde deforme olur.

Bir diğer aeroelastik kararsızlık durumu olan çırpıntı, en çok tartışılan ve tahmin edilmesi oldukça zor olan dinamik bir aeroelastik olaydır. Akışkandan aldığı enerji ile kendi kendini tahrik edebilen kararsız titreşimler olarak tanımlanır ve çoğu zaman büyük hasarlara sebep olur. Çırpıntı oluşumu için belirli bir dinamik basınç eşiğinin aşılması gerekir. Bu sınırın geçilmesi ile aerodinamik ve elastik kuvvetler faz içi (in-phase) çalışır ve yapı negatif sönüme sahip olur. Çırpıntı durumu birçok koşulda iki modun etkileşimi ile ortaya çıkar. Şekil 1.2’de çırpıntı oluşumuna kadar mod

frekanslarının ve sönüm oranlarının değişimi akış hızına göre temsili olarak gösterilmiştir.

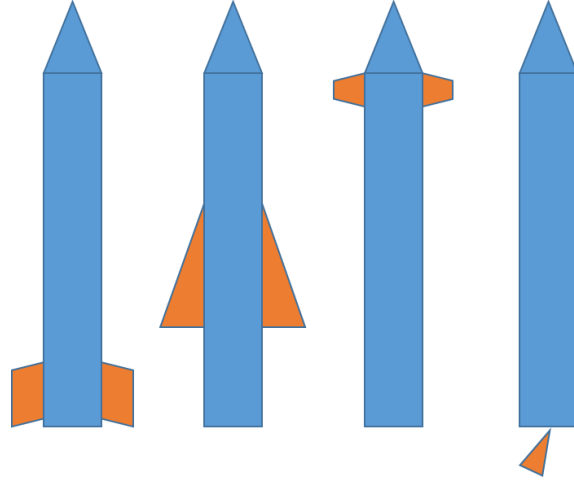


Şekil 1.2 : Akış hızına göre mod frekanslarının (üstte) ve sönüm oranının (altta) değişimi [3].

Şekil 1.2'de görüldüğü üzere akışkan hızının artması ile yapının 1. mod (eğilme) frekansı artarken, 2. Moduna (burulma) ait frekans azalmaktadır. Bu durum, dinamik basıncın yapının direngenliğine etki etmesinden kaynaklanır. Çırpıntı durumunda mod frekansları birbirlerine iyice yaklaşır ve modlardan birine ait sönüm 0 olur.

Örseleme (buffeting) ise bir başka dinamik aeroelastik olay olup; kanat, nasele gibi yapıların oluşturdukları vorteksler sebebi ile bir başka yapıda ortaya çıkan titreşimlere verilen isimdir [3-4].

Füzeler dört tip ana kontrol sistemi ile yönlendirilir. Bu kontrol sistemleri kanat, kanard, kuyruk ve itki vektörüdür. Hareketli kontrol sistemlerine ek olarak kararlılığı sağlamak amacı ile sabit kanatlar veya kuyuklar da gövde üzerinde bulunabilir. Sözü edilen kontrol sistemleri Şekil 1.3'de gösterilmektedir.



Şekil 1.3 : Soldan sağa kuyruk, kanat, kanard ve itki-vektör kontrolü.

Füzelerde aerodinamik kontrol amaçlı kullanılan kanardların temelleri havacılık endüstrisinde atılmıştır. Wright kardeşlerin 1900-1901 yılları arasında uçtukları ilk planörün yunuslama hareketi kanardlar ile sağlanmaktaydı [5]. Kanardların füzelere adapte edilmesi literatürde var olan kaynaklar incelendiğinde 1970'lerin sonu olduğu tahmin edilmektedir [6–8]. Füzelerin yönlendirilmesinde kanardların kullanılmasının üç temel avantajı bulunur: 1) Gövde üzerinde füze burnuna yakın bulduklarından güdüm, navigasyon ve kontrol alt sistemleri ile beraber etkin bir şekilde paketleme imkânı sağlar, 2) üretimleri ve güdüm, navigasyon gibi diğer sistemlere entegrasyonu kolaydır ve 3) statik olarak kararlı füzelerde küçük hücum açılarında kaldırma kuvvetine katkıda bulunur. Sözü edilen avantajlarının tersine kanardların stall açıları kanatlara ve kuyruklara göre daha düşüktür ve yüksek hücum açılarında oluşturdukları vorteksler stabilizasyon amaçlı gövde üzerinde sabit bulunan kuyruklarda dönme momenti oluşturur [9]. Genel olarak bakıldığında kanardlar, modern hava-hava ve kısa menzilli kara-kara füze sistemlerinde sıklıkla tercih edilir.

Kanard yapılarının aeroelastik hesaplamalarında AKE metodu, tercih edilen analiz yöntemlerinden biridir. Temel olarak AKE, akış ve katı çözücülerinin çıktılarını yükleme ya da sınır koşulu olarak birbirlerine aktarması ile gerçekleşen bir hesaplama prosedürüdür. AKE yöntemleri, uygulama şekillerine bağlı olarak farklılık gösterir. Çözücüler arasındaki veri aktarımı bir çözücünden diğerine tek seferlik geçiyor ise tek yönlü AKE; eğer katı ve akış çözücülerini arasındaki veri alışverişini analiz süresince karşılıklı olarak devam ediyorsa çift yönlü AKE analizleri elde edilir [10]. Örnek olarak, iki yönlü bir AKE probleminde Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (HAD) çözücüsü sonucunda elde edilen basınç yükleri Sonlu

Elemanlar (SE) çözücüsüne yükleme koşulu olarak aktarılırken; SE yöntemi ile hesaplanan yer değiştirme bilgisi ile HAD çözücüsünün ağ yapısı değiştirilir. Böylece, bir sonraki zaman adımında güncelenen HAD çözüm ağı ile analiz sürdürülür ve yukarıda verilen süreç istenilen sonlandırma kriteri sağlanıncaya kadar devam ettirilir [11].

AKE yöntemi ile doğrusal olmayan sistemlerin aeroelastik analizleri gerçekleştirilebilir. Böylece kanard-şaft bağlantılarındaki boşluklar, aşırı deformasyon durumu, plastik şekil değiştirme, yüksek hücum açılarının sebep olduğu akış ayrılmaları veya şok-sınır tabaka etkileşimi gibi doğrusal olmayan denklemler ile ifade edilen olaylar çözülebilir hale gelir.

Yapılarda doğrusallığı bozan etmenler (boşluk, aşırı deformasyon, sürtünme, vb) sistemin aeroelastik kararlılığını değiştirir. Böylece, bu sistemlerde çarpıntı hızının düşmesi, limit döngü salınımının (LDS) görülmesi, aeroelastik titreşim frekanslarının ve genliklerinin zaman içerisinde değişmesi gibi durumlar gözlemlenir. Bu nedenlerden dolayı, kanard yapıları gibi yüksek ve değişken aerodinamik kuvvetlere maruz kalan sistemlerde doğrusallığı bozan etmenlerin göz önüne alındığı AKE analizleri tasarım süreçlerinde yer alır.

Çizelge 1.1 : Doğrusallığı bozan etkenler.

Aerodinamik	Yapısal
Akış ayrılmaları	Aşırı deformasyon
Vortisite	Plastisite
Şok hareketi	Sürtünme
Şok-sınır tabaka etkileşimi, vb.	Boşluk, vb.

1.2 Literatür Araştırması

Füze yapılarının beraberinde getirdiği birkaç özel aeroelastik problem haricinde, bu yapılarda tecrübe edilen aeroelastik olaylar uçaklarda görülen aeroelastik olaylar ile benzeşmektedir. Füzelerde görülen aeroelastik problemlerin çözümleri stratejik öneme sahip olduğundan bu alandaki kaynaklar sınırlı sayıdadır. Var olan kaynaklar ise kavramsal tasarımlar üzerinden tartışılmakta ve gerçekçi tasarımlardaki sorunları çözmek amacıyla etkin bir şekilde kullanılamamaktadır [12]. Bu sebeple, literatür araştırması sürdürülürken füze ya da uçak ayırımına gidilmemiştir. Mevcut tez kapsamında araştırılan literatür çalışmaları bu bölüm içerisinde özetlenmiştir.

Bae vd. [13] bir füze kanatçığının çarpıntı davranışını doğrusal ve doğrusal olmayan aeroelastik analizlerle incelemiştir. Kanatçık gövdeye mafsalsal ile bağlıdır. Fırlatmadan önce kanatçıklar gövdenin üzerine yatık durumdadır. Fırlatma sonrası kanatçıklar açılır ve mafsalsal bağlantısının çift doğrusal (bilinear) yay karakteristiği sebebi ile kanatta Limit Döngü Salınımı (LDS) meydana gelir. Çalışmada, doğrusal olmayan çarpıntı analizi frekans ve zaman tabanında olmak üzere iki ayrı yöntemle gerçekleştirilmiştir. Çalışmanın sonucunda LDS'nin doğrusal çarpıntı hızından çok daha düşük bir hızda görüldüğü hesaplanmış ve LDS karakteristiğinin başlangıç koşullarından etkilendiği gösterilmiştir. Bir diğer çıkarılan sonuçta ise doğrusal olmayan aeroelastik analizlerin AKE yöntemleri ile gerçekleştirilmesi gerektiği vurgulanmıştır. Ancak, aeroelastik kararlılığın belirlenmesinde sistemin frekans tabanında incelenmesinin daha etkin bir yöntem olduğundan söz edilmiştir.

Kanard, kanat ve kuyruk gibi yapılarda var olan ve sistemin doğrusallığını bozan etmenleri hesaba katacak şekilde aeroelastik çözümler elde etmek önemlidir. Ancak, bir diğer önemli problem ise sistemdeki doğrusalsızlıkları (nonlinearity) ve bu doğrusalsızlıkların karakteristiğini belirleyebilmektir. Kim vd. [14] gerçekleştirdikleri test ile titreşim tablasına bağlı açılır bir füze kanatçığından ivme, yer değişimi ve kuvvet ölçümleri almışlardır. Test, dört farklı frekans ve sekiz farklı genlik değerinde tekrarlanmıştır. Sonuç olarak “kuvvet-durum haritalaması” yöntemi ile hız, yer değiştirme, kuvvet verileri birleştirilmiş ve açılır mafsalsalın doğrusal olmayan direngenlik karakteristiği yer değiştirmeye bağlı olarak belirlenebilmiştir.

Bir başka çalışmada [15] pnömatik aktüatör ile kanatçıkları hareket ettirilen bir füzenin dinamik aeroelastik kararsızlığı durum-uzay (state-space) yaklaşımı ile

incelenmiştir. Çırpıntı davranışının, füze ve roketlerde gövdenin rijit modlarından etkilendiğine dikkat çekilmiştir. Bütün bir füze ve sadece kanatçıklar ele alınarak ayrı ayrı kararsızlık analizleri gerçekleştirilmiştir. Füze ve kanatçıklar yapısal modlar ile temsil edilmiş ve sistemin zamana bağlı cevabı; pnömatik parametrelerine, manevra komutlarına ve uçuş hızına bağlı olacak şekilde elde edilmiştir. Sistemdeki doğrusal olmayan etkiler, mafsala uygulanan momentin sıfır olması durumunda oluşan serbest oynama (free-play) ile temsil edilmiştir. Sonuç olarak çırpıntı hızının, kanatçık manevrasını kontrol eden pnömatik basıncına doğrudan bağlı olduğu ve basınç arttıkça çırpıntı hızının düştüğü görülmüştür [15].

Zhang ve Zhang [16], transonik akış bölgesinde bir füzenin aeroservoelastik kararlılığını incelemiştir. Çalışmada hesaplamalı akışkanlar dinamiği analizinden alınan çözümlerden yararlanılmış ve Fourier dönüşümü ile aerodinamik etki katsayısı matrisi hesaplanmıştır. Elde edilen aerodinamik etki katsayısı matrisi, doğrusal aeroelastik hareket denklem takımında kuvvet ifadesi olarak kullanılmıştır. Aeroelastik denge denklemi uzay-durum formunda ifade edilmiş ve zamana bağlı integrasyon yöntemi ile denklem sistemi çözülmüştür. Ayrıca, hareket denklemlerine kontrol transfer fonksiyonları eklenerek sistemin aeroservoelastik kararsızlığı bir özdeğer problemi olarak modellenmiştir. Kontrol sistemi, füzeye yerleştirilen yunuslama hızı, servo ve kanatçık açısının geri bildiriminden oluşmaktadır. Alınan sonuçlara göre füzenin kararsızlığı gövdenin birinci modu ile arka kanatçığın birinci eğilme modunun etkileşiminden kaynaklanmaktadır. Yunuslama hızı algılayıcısının, kararsız aeroelastik mod şekline göre eğimin sıfır olduğu konuma yerleştirildiğinde çırpıntının kontrol sistemi yardımı ile yeterince önlenemediği görülmüştür. Algılayıcının füzenin burnuna yerleştirildiği durumda ise çırpıntının önlenmesinde %20'ye varan iyileşme görüldüğü saptanmıştır.

Woods ve Wilcox [17] füze gövdesinin kanatçıklar üzerinde yarattığı girdap etkisini incelemiştir. Çalışmasında füze geometrileri dâhil birçok değişik geometri için farklı hücum açılarında deneysel sonuçlar elde etmiştir. Deneysel sonuçlar, füze kanatçıklarında aeroelastik çırpıntının nedenlerinden birini açıklayabilecek niteliktedir. Kanattan ayrılan vorteksler ayrıldığı doğrultuya dik bileşende ve belirli bir frekansta kuvvet uygular. Eğer yapının doğal modlarından biri ile vorteks oluşumlarının frekansı birbirleri ile örtüşüyor ise yapının çırpıntıya girmesine neden

olur. Ayrıca bu çalışmada, yüksek hücum açıları sebebi ile meydana gelen akış ayrılımlarının, bir başka yapıyı etkileyerek örselemeye sebep olacağına değinilmiştir.

Peng ve Han [18] AKE yöntemi ile transonik rejimde gerçekleştirdikleri aeroelastik analizlerde narin bir yapıya sahip delta kanatlarda plastik deformasyon ve aşırı deformasyon durumunun Limit Döngü Salınımı (LDS) üzerine etkisini incelemiştir. AKE analizleri, ANSYS-CFX yazılımları arasında kapalı etkileşimli olarak oluşturulmuştur. Elde edilen analiz sonuçları Schairer ve Hand'ın [19] test verisi ile karşılaştırılmıştır. Sonuç olarak, düşük hızlarda LDS üzerinde dominant olan etkinin geometrik doğrusalsızlıklar (aşırı deformasyon durumu); yüksek hızlarda ise geometrik doğrusalsızlıklar ile plastik deformasyon mekanizmalarının beraber etki ettiği vurgulanmıştır. Malzemeye ve geometriye ait doğrusalsızlıkların göz önüne alınmadan gerçekleştirildiği aeroelastik analizlerde akış hızına bağlı olarak LDS genliklerindeki ani sıçramanın tespit edilemeyeceği ve böylece analizlerin güvenilirliğinin azalacağına değinilmiştir.

Füze kanat veya kanardlarında; yunuslama, yalpalama ve yuvarlanma hareketlerini ayrı ayrı etkileyen boşluk durumları olabilir. Çoklu boşluk durumunda, yapının modal frekanslarının birbirleri ile oranları ve boşlukların birbirleri ile etkileşimi gözlemlenir. Seo vd. [20], çalışmalarında iki serbestlik derecesine sahip (yunuslama ve düşme) ve her iki serbestlik derecesinde de boşluk içeren bir kanat yapısını ele almışlardır. Tanımlama fonksiyonu metodu ile doğrusal olmayan direngenlik değeri doğrusal hale getirilmiştir. Böylece, frekans ve zaman tabanını çözümleri beraber uygulanabilmiş ve hızlı bir şekilde aeroelastik hareket denklemi çözülebilmiştir. Çalışma neticesinde, yunuslama yönündeki boşluğun artması ile bu yöndeki hareketin genlik oranı artarken, düşme yönündeki boşluğun artması ile bu yöndeki genlik oranının azaldığı tespit edilmiştir.

Bir diğer benzer çalışmada ise Abadi vd. [21] 3 serbestlik derecesinde boşluk içeren bir kanatta Mach sayısının, kalınlığın, hücum açısının, elastik eksen pozisyonunun ve kanat süpürme açısının (sweep angle) doğrusal olmayan aeroelastik davranış üzerine etkisini tek tek ele almıştır. Piston teorisi ile aerodinamik kuvvetler hesaplanmış ve hareket denklemi nümerik olarak çözülmüştür. Mach sayısının, kalınlığın, hücum açısının, elastik eksen pozisyonunun ve kanat süpürme açısının etkileri değerlendirildiğinde belirli bir eşik değerinin aşılması ile LDS salınımının başladığı, bu değerlerin arttırılması ile LDS'nin karakteristiğinin değiştiği gösterilmiştir.

Duke Üniversite'sinde tamamlanan çalışmalarda yatay kuyrukların boşluksuz ve boşluklu mafsal bağlantıları ile aeroelastik davranışı numerik ve deneysel olarak incelenmiştir. Tang ve Dowell'in [22, 23] elde ettiği sonuçlara göre yapıda boşluk olmadığı durumda doğrusal çirpinti hızını etkileyen en önemli faktör kök (kanat-gövde bağlantısı) direngenliğidir. Kök direngenliğinin azalması ile çirpinti hızı giderek azalmaktadır. Kök eyleyici mekanizmasında boşluk olması durumunda bütün akış hızlarında LDS meydana gelir. Boşluk miktarının artması ile salınım genlikleri artar. Hücum açısı ise LDS'nı etkileyen önemli bir parametredir. Büyük hücum açıları LDS salınımı ortadan kaldırılabilir. Ek olarak Tang ve Dowell, kök birleşimindeki sürtünmenin belirli bir seviyeye kadar LDS'nı söndürdüğünü çıkarımları içerisinde belirtmişlerdir.

Literatürdeki çalışmaların çoğu tek bir kanat için doğrusal olmayan aeroelastik davranışları incelerken bazı çalışmada ise kanatlar üzerinde bulunan aleron, flap gibi kontrol yüzeyleri ayrı bir şekilde modellenmiş ve test edilmiştir [24–27]. Bu çalışmalarda mafsal direngenliğinin, mafsal bağlantı boşluk miktarının LDS'na etkisi araştırılmış ve doğrusal çirpinti hızları ile karşılaştırılmıştır. Sonuç olarak, çalışmaların genelinde LDS başlangıcının doğrusal çirpinti hızından daha düşük hızlarda meydana geldiği, kararlı ve kararsız LDS karakteristiklerinin oluştuğu, belirli boşluk miktarları ve belirli hız kombinasyonlarında kaotik titreşimlerin görüldüğü vurgulanmıştır.

Aeroelastisite analizlerinde AKE yönteminin kullanımı oldukça kısıtlıdır. AKE metodunda hesaplama maliyetinin fazla olması gelişmiş donanımların mevcudiyetini zorunlu kılar. Frekans tabanında gerçekleştirilen çözümler ise hızlı sonuç elde etmeye ve böylece birçok değişken parametrenin değerlendirilmesine olanak tanır. Aeroelastik kararlılığın araştırıldığı durumlarda frekans tabanlı çözümler kullanılabilir ancak yapının tamamen elastik olarak ele alınıp aeroelastik kararlılık ile beraber dayanımın ve yer değiştirmelerin incelendiği durumlarda AKE yöntemini kullanmak zorunlu hale gelir.

Literatürdeki AKE çalışmalarının büyük bir bölümünde AGARD 445.6 kanadının doğrusal çirpinti hızı belirlenmeye çalışılmıştır [28–32]. 1987 yılında Langley Araştırma Merkezinde gerçekleştirilen AGARD 445.6 kanadına ait rüzgar tüneli test verileri [33] AKE metodunu doğrulamak için kullanılan ana kaynak haline gelmiştir.

Bu tez kapsamında da uygulanan AKE metodu AGARD 445.6 kanadının doğrusal çarpıntı test verileri ile doğrulanmıştır.

1.3 Tezin Kapsamı ve Amacı

Giriş bölümünde belirtildiği üzere kanard gibi kontrol yüzeyleri görevleri boyunca değişken aerodinamik yüklere maruz kalır. Bu aerodinamik yükler altında kontrol sistemleri yapısal bütünlüklerini ve dinamik kararlılıklarını korumak zorundadır. Aksi takdirde yapının ani kırınımı ya da kontrol etkenliğinin azalması gibi durumlar ortaya çıkar.

Yapıda var olan montaj kaynaklı boşluklar yapının aeroelastik davranışını tamamen değiştirebilir. Tasarım süreçlerinde; boşluk miktarı, hücum açısı gibi farklı parametrelerin kontrol yüzeylerinin aeroelastik davranışlarına etkisi analizler ile doğru bir şekilde tespit edilmelidir. Bu tez kapsamında ise şaft-eyleyici (actuator) birleşiminde (dönme yönünde) boşluk bulunan bir füze kanardının aeroelastik davranışı AKE yöntemi ile incelenmektedir. Çalışma süresince analizleri gerçekleştirilen kanard; 10000 m irtifada, 2.5 Mach ile uçmaktadır.

Bu tez kapsamında, farklı hücum açılara ve farklı boşluk miktarlarına sahip olan kanardın, başlangıç anında bir bozuntu ile karşılaştıktan sonraki 50 ms içerisinde sergilediği aeroelastik davranışı incelenmektedir. Mercek altına alınan 50 ms'lik süre; incelenen aeroelastik davranışın, kanardları hareket ettiren sistemin kontrol frekansı içerisinde kalması amacı ile seçilmiştir. Boşluk miktarının ve hücum açısının artması ile kanard titreşim frekansları ve kanard yer değiştirmelerinin nasıl değiştiği; yapının sönümlenip, sönümlenemediği sorularının cevabı tezin ana amacını oluşturur.

Tezin ikinci bölümünde hesaplamalı akışkanlar dinamiği ve sonlu elemanlar analizlerinde kullanılan denklemler ayırıklaştırma yöntemleri ile beraber açıklanmıştır. Ayrıca bu bölümde akışkanlar dinamiği ve sonlu elemanlar çözücüleri arasında kullanılan eşleştirme algoritmaları ve çözüm ağı deformasyon yöntemleri anlatılmıştır.

Çalışmanın üçüncü bölümünde, kurulan AKE yöntemi AGARD 445.6 [33] kanadı üzerinde doğrulanmıştır. AKE yöntemi ile gerçekleştirilen doğrusal çarpıntı analizine

ait sonuçlar test verisi ve literatürde var olan diğer sayısal sonuçlar ile karşılaştırılmıştır.

Dördüncü bölümde tezin ana problemi olan kanard sistemi şaft-eyleyici boşluğu ile beraber incelenmiştir. Farklı çözüm ağı yoğunlukları ve farklı türbülans modelleri üzerinde kararlı hal analizleri tekrarlanarak, sonuçların çözüm ağından bağımsız olması ve en uygun türbülans modelinin seçilmesi sağlanmıştır. SE modelinin sistemin dinamik karakteristiğini doğru yansıttığından emin olmak için ankastre bağlı benzer bir kanard modeli üzerinde modal test gerçekleştirilmiştir. Modal test sonucu elde edilen doğal frekanslar ve mod şekilleri doğal frekans analizleri ile hesaplanan değerlerle kıyaslanarak SE modeli doğrulanmıştır.

Tez çalışmaları kapsamında Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (HAD) analizleri STAR-CCM+, Sonlu Elemanlar (SE) analizleri ise ABAQUS yazılımları ile gerçekleştirilmiştir. Modal test için tek eksenli ivmeölçerler kullanılmış ve ivme verileri LMS veri toplama cihazı ile toplanmıştır. Toplanan ivme verileri LMS Test Lab yazılımı ile işlenerek mod frekansları ve mod şekilleri çıkartılmıştır.

Tezin son bölümünde ise çalışmaya yönelik sonuçlar üzerinde durulmuş ve gelecekte yapılması planlanan çalışmalar belirtilmiştir.



2. MATEMATİKSEL MODELLER

Aeroelastik denklem sistemlerini hızlı ve kolay bir şekilde çözebilmek için hesaplamalı aeroelastisite yaklaşımından yararlanır. Hesaplamalı aeroelastisite probleminin çözdüğü denklem sistemi aşağıdaki gibidir:

(2.1)

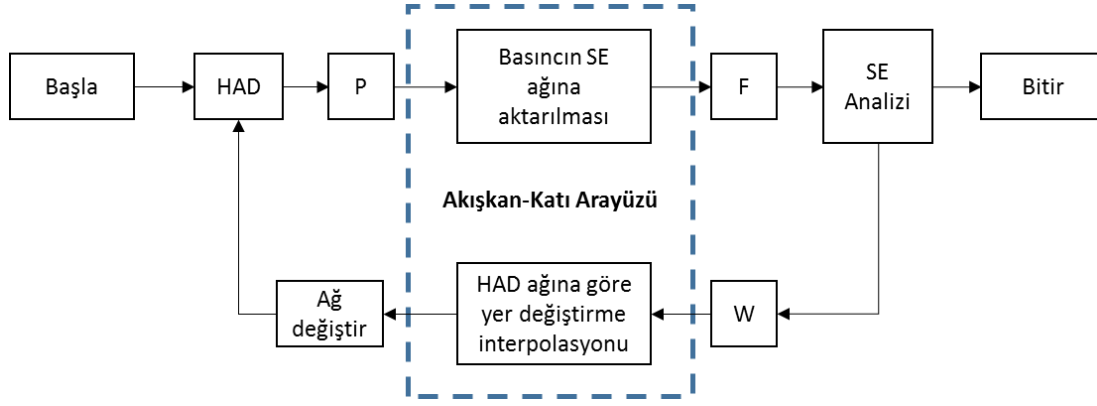
\mathbf{M} kütle, \mathbf{G} sönüm, \mathbf{K} direngenlik ve \mathbf{F} kuvvet matrislerini ifade eder. Aeroelastisite probleminin kuvvet matrisi ise aerodinamik ve bünye kuvvetlerinin birleşiminden meydana gelir. Aerodinamik kuvvetler, yapısal deformasyona göre sürekli değişim gösterdiğinden aerodinamik geri besleme adı altında kapalı döngü sistemi içerisinde probleme dahil edilir [34].

(2.2)

Aeroelastik hareket denkleminde net kuvvet vektörü \mathbf{F} , \mathbf{F}_e bünye kuvvetlerinin ve \mathbf{F}_a aerodinamik kuvvetlerin bileşimidir. Kararlılık analizlerinde bünye kuvvetleri ihmal edilebilir.

Temel olarak AKE metodu akış ve katı çözücülerinin çıktılarını birbirlerine yükleme koşulu ya da deformasyon olarak aktarılması ile gerçekleşen bir prosedürdür. Örnek olarak, çift yönlü bir AKE probleminde HAD çözücüsü sonucunda elde edilen basınç yükleri SE çözücüsüne yükleme koşulu olarak aktarılırken; SE ile hesaplanan deplasmanlar HAD çözücüsünün ağ yapısını değiştirerek farklı bir akış alanının bir sonraki zaman adımında çözülmesini sağlar [11].

AKE yöntemleri, uygulama şekillerine bağlı olarak farklılık gösterir. Çözücüler arasındaki veri aktarımı sadece birinden öbür çözücüye tek seferlik gerçekleşiyor ise tek yönlü AKE; eğer HAD ve SE çözücülerindeki veri alışverişi Şekil 2.1'de olduğu gibi kapalı bir döngü olacak şekilde belirli bir kriter sağlanıncaya kadar devam ediyorsa çift yönlü AKE yaklaşımı kullanılıyor demektir [34]. Şekil 2.1'de gösterilen ifadelerden P, HAD analizleri ile hesaplanan aerodinamik kuvvetleri; F SE analizine aktarılan kuvveti; W, ise SE analizleri ile bulunan deplasmanı temsil etmektedir.



Şekil 2.1 : Çift yönlü akışkan-katı etkileşimi akış diyagramı

Bu bölüm içerisinde akışkanlar dinamiği ve yapısal analiz modelleri, bu modellere ait ayırıklaştırma yöntemleri, HAD ve SE çözümleri arasındaki etkileşim ve HAD çözüm ağını değiştirmek için kullanılan metotlardan bahsedilmektedir.

2.1 Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği

Tez kapsamında gerçekleştirilen bütün HAD analizleri STAR-CCM+ ticari yazılımı ile gerçekleştirilmiştir. Akışkanlar dinamiği analizleri ile SE analizleri arasındaki veri transferi de STAR-CCM+ yazılımı üzerinden yapılmıştır. Bu işlemlere ait detaylar ilerleyen bölümlerde belirtilmiştir.

2.1.1 Temel Denklemler

Bir akışkana ait anlık hareket denklemi kütle, momentum ve enerjinin korunumundan elde edilir. Bu denklemler integral ya da diferansiyel formda yazılabilir. Birçok HAD yazılımında diferansiyel formdaki akış denklemleri kullanılır. Bu bölümde de diferansiyel formdaki akışkanın süreklilik, momentum ve enerji denklemleri verilmiştir.

$$\text{---} \quad \text{---} \quad (2.3)$$

Süreklilik denklemi, akışkanın kütle korunumunu temsil eder. Bu denklem, tek fazlı bir akışkanda belirli bir sistem içerisinde kütle artmayacağını ya da azalmayacağını ifade eder. Eşitlik (2.3)'de verilen süreklilik denkleminde ρ yoğunluğu, t zamanı, \mathbf{j} yönündeki konumu ve j indisine sahip hız bileşenini ifade eder.

Eşitlik (2.4)'de verilen momentum denklemi, Newton'un 2. hareket kanunundan türetilir. Böylece, akışkan parçacığına etkiyen kuvvetler (bünye ve yüzey kuvvetleri) momentum değişimine sebep olur. Momentum denkleminde yer alan p basıncı, τ_{ij} de viskoz gerilme tensörünü temsil eder.

$$\rho \frac{d\mathbf{v}}{dt} = -\nabla p + \nabla \cdot \boldsymbol{\tau} \quad (2.4)$$

Akışkana ait son ana denklem ise termodinamiğin birinci kanunundan elde edilen enerjinin korunumudur. Eşitlik (2.5)'te verilen akışkana ait enerji denkleminde E toplam enerjii, k_g gazın ısı iletkenliğini gösterir.

$$\rho \frac{dE}{dt} = -\nabla \cdot \mathbf{q} + \nabla \cdot \mathbf{K} \quad (2.5)$$

Newtonien bir akıştaki gerilme tensörü $\boldsymbol{\tau}$ 'nin açık gösterimi Eşitlik (2.6)'te verilmiştir. Bu denklemde yer alan μ dinamik viskozitedir.

$$\boldsymbol{\tau} = \mu \nabla (\nabla \cdot \mathbf{v}) \quad (2.6)$$

Denklem sistemini kapatmak için durum değişkenlerini () birbirleri ile ilişkilendiren hal denklemleri kullanılır. İdeal gaz denklemi kullanılan hal denklemlerindedir.

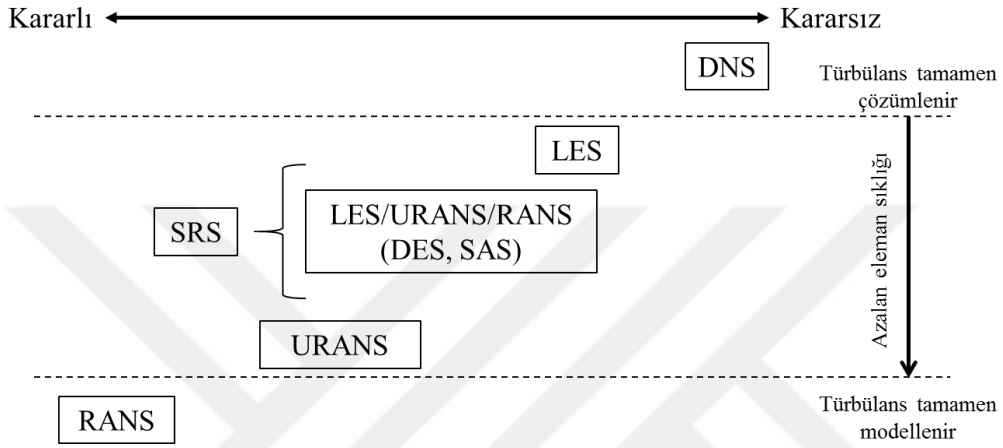
2.1.2 Türbülans Modellemesi

Tez kapsamında incelenen kanard modeli yüksek Re sayısına sahip olduğundan türbülansın etkin olduğu akış koşullarında bulunmaktadır. Bu nedenle Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (HAD) analizleri farklı türbülans modelleri ile tekrarlanmış ve elde edilen sonuçlar incelenerek en uygun türbülans modelinin seçilmesine dikkat edilmiştir.

Türbülanslı akışı bir döngü hareketi ile üç boyutlu uzayda akış boyunca hareket eden burgaçlar (eddy) oluşturur. Türbülanslı akışın karmaşık kaotik hareketi akışkan katmanlarının birbiri içerisinde düzensiz bir halde karışmasına sebep olur. Laminer akışa kıyasla türbülanslı akış sebebi ile artan momentum ve katı yüzeyler arasındaki yüksek enerji transferi, yüzey sürtünmelerini artırır ve ısı transferini hızlandırır.

Türbülanslı akışın kaotik hareketi deterministtik bir doğaya sahip olmasına rağmen türbülans simülasyonu hala ciddi bir problemdir [35].

HAD analizlerinde türbülans modellemesine yönelik bir takım yaklaşımlar mevcuttur. Farklı yaklaşımlara ait sınıflandırmalar Şekil 2.2’de görülmektedir. Bu yaklaşımların seçimi türbülans miktarı ve akışın kararlı olup olmamasına bağlı olarak değişmektedir [36].



Şekil 2.2 : Türbülans modelleme yaklaşımları [36].

Türbülansı tamamen çözümlenebilmek için Doğrudan Sayısal Benzeşim (Direct Numerical Simulation) yaklaşımı kullanılır. DNS ile çok sık bir çözüm ağında ve çok küçük zaman adımları ile kararsız Navier-Stokes denklemleri çözümlenir. Türbülans çözümlenir. Sonuç olarak DNS çözümleri için yüksek bilgisayar gücüne (CPU ve RAM) ihtiyaç duyulur. Klasik türbülans modelleme yaklaşımı ise Reynolds Averaged Navier-Stokes (RANS) yaklaşımına dayanır. Bu yaklaşımda, türbülans hesaplamaları ortalama akış özellikleri üzerinden yapıldığından doğruluktan ödün vermeden birtakım basitleştirmeler yapılabilir. Böylece, hesaplama maliyetleri oldukça azalır. DNS ve RANS yaklaşımları arasındaki köprü Scale Resolving Simulation (SRS) yaklaşımı ile sağlanır. Bu yöntemlerden en bilineni Large Eddy Simulation (LES) yaklaşımıdır. LES ile büyük burgaçlar tamamen çözümlenirken küçük burgaçlar modellenir. LES çözümlerinin de hesaplama maliyetleri fazladır. Bu nedenle Detached Eddy Simulation (DES) gibi hibrit yaklaşımlar geliştirilmiştir [37].

2.1.2.1 RANS Yaklaşımı

Türbülansın tamamen modellendiği RANS yaklaşımında bir skalar büyüklük ortalama () değeri ve değişim miktarı () ile ifade edilmektedir. Skalar büyüklüklere ait bu Eşitlik (2.7)'de gösterilmiştir.

(2.7)

Süpersonik akış gibi yoğunluğun sabit kabul edilemediği durumlarda RANS yaklaşımı için Favre ortalama yönteminin kullanılması uygundur [35]. Örnek olarak Favre yöntemi ile hıza ait ortalama değer Eşitlik (2.8)'deki şekli ile elde edilir.

(2.8)

Eşitlik (2.8)'de gösterilen ilgili zaman periyodu, ise Reynolds ortalama yoğunluğudur. Böylelikle Favre ayrışımı Eşitlik (2.9)'daki halini alır.

(2.9)

Eşitlik (2.9)'da hızın ortalama büyüklüğünü ve hızın sapmasını (değişimini) belirtmektedir.

Sonuç olarak RANS yöntemi ile süreklilik ve momentum denklemleri aşağıdaki şekli alır.

(2.10)

(2.11)

Bu denklem seti terimi hariç Navier-Stokes denklemleri ile özdeştir.

Favre-averaged-Reynolds-stress tensörü olarak adlandırılmış olup (2.12)'deki şekli ile ifade edilmektedir.

(2.12)

(2.13)

Standart k-ε Türbülans Modeli

k-ε modeli iki-denklemlili türbülans modeli sınıfına dahildir. Bu modelde türbülans çözümlü için ilave iki transport denklemi çözülmektedir. Bu denklemlerden bir tanesi Eşitlik (2.14)'de verilen türbülans kinetik enerjisi, diğeri ise Eşitlik (2.15)'te verilen türbülans yitimi (disipasyon) denklemdir.

$$\frac{dk}{dt} = P - \epsilon \quad (2.14)$$

$$\frac{d\epsilon}{dt} = C_{\epsilon 1} \frac{\epsilon}{k} P - C_{\epsilon 2} \frac{\epsilon^2}{k} \quad (2.15)$$

k-ε modeli Reynolds kayma gerilmelerinin etkin olduğı akışlarda en iyi sonuçları verir. Bu sebeple endüstriyel uygulamalarda sıklılı tercih edilir [37].

Türbülans kinetik enerjisi ve türbülans yitimi için verilen ek transport denklemlerinin diferansiyel ifadesi Eşitlik (2.16) ve Eşitlik (2.17)'te gösterilmiştir.

$$\frac{d}{dt} \left(\rho k \right) = \rho \left(P - \epsilon \right) \quad (2.16)$$

$$\frac{d}{dt} \left(\rho \epsilon \right) = \rho \left(C_{\epsilon 1} \frac{\epsilon}{k} P - C_{\epsilon 2} \frac{\epsilon^2}{k} \right) \quad (2.17)$$

türbülanslı viskozite değeri olup Eşitlik (2.18) ile ifade edilmektedir.

$$\mu_t = \rho C_{\mu} k \quad (2.18)$$

k-ε modelinde kullanılan ve geniş çapta birçok türbülanslı akışa uyan katsayılar aşağıda verilmiştir.

Çizelge 2.1 : Standart k-ε modeline ait sabitler

--

SST k- ω Türbülans Modeli

Standart k- ω ve yüksek Reynold sayılı k- ϵ modeli birleştirilerek Shear Stress Transport k- ω türbülans modeli geliştirilmiştir [37, 38]. SST k- ω model de türbülans kinetik enerjisi (k) ve özgül türbülans yitimi (ω) transport denklemlerini içeren iki-denklemlili türbülans modeli sınıfına dahildir. Özgül türbülans yitimi (ω) Eşitlik (2.19)'daki şekli ile ifade edilir.

$$\text{---} \quad (2.19)$$

SST k- ω modelinde türbülans kinetik enerjisi ve türbülans yitimi için verilen ek transport denklemlerinin diferansiyel ifadesi Eşitlik (2.20) ve Eşitlik (2.21)'te gösterilmiştir. Eşitlik (2.22) de ise türbülans viskozite değerinin hesaplaması gösterilmektedir.

$$\text{---} \quad (2.20)$$

$$\text{---} \quad (2.21)$$

$$\text{---} \quad (2.22)$$

Verilen denklemlerde yer alan sabitler standart k- ω ve dönüştürülmüş k- ϵ modellerine ait sabitlerin Eşitlik (2.23)'deki gibi harmanlanmasından elde edilir. Bu eşitlikteki elemanın duvardan uzaklığına göre değişir. SST k- ω modeline ait deneysel sabitler aşağıda verilmiştir.

$$\text{---} \quad (2.23)$$

Çizelge 2.2 : SST k- ω modeline ait sabitler

--

Spalart-Allmaras Türbülans Modeli

Spalart-Allmaras türbülans modeli türbülans viskozite parametresini () içeren tek bir transport denklemine sahiptir. Bu sebeple tek denklemlili türbülans modeli sınıfına girer. Model; empirik yaklaşımlar, boyut analizi ve Galilean invariansı temellerine dayanır. Yakın-cidar (near-wall) bölgelerinde çok sık bir çözüm ağına gerek duymadığından aerodinamik hesaplamalarda hesaplama maliyetini düşürür [35].

Tensör notasyonu ile gösterilen Spalart-Allmaras türbülans modeli Eşitlik (2.24)'de verilmiştir.

$$\tau_{ij} = \mu \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \rho \nu \nabla \cdot \mathbf{u} \delta_{ij} \quad (2.24)$$

Bu denklemde μ laminar viskozite terimi ve ν en yakın cidara olan mesafedir. Türbülanslı viskozite değeri ise Eşitlik (2.25) ile hesaplanır.

$$\mu_t = \rho C_\mu k \omega^{-1} \quad (2.25)$$

Eşitlik (2.24)'te ω ortalama rotasyon hızının büyüklüğü olup Eşitlik (2.26) ile ifade edilmektedir. \mathbf{u} ortalama vortisite olup $\mathbf{\omega}$ ortalama vortisite tensörünü ifade eder.

$$\omega_i = \epsilon_{ijk} \frac{\partial u_j}{\partial x_k} \quad (2.26)$$

$$\mathbf{\omega} = \nabla \mathbf{u} - (\nabla \mathbf{u})^T \quad (2.27)$$

Türbülanslı viskozite yıkımını temsil eden terimler:

$$\mathbf{D} = \frac{1}{2} (\nabla \mathbf{u} + (\nabla \mathbf{u})^T) \quad (2.28)$$

Son olarak, Spalart-Allmaras türbülans modelinde kullanılan katsayılar aşağıda gösterilmektedir.

Çizelge 2.3 : SST k- ω modeline ait sabitler

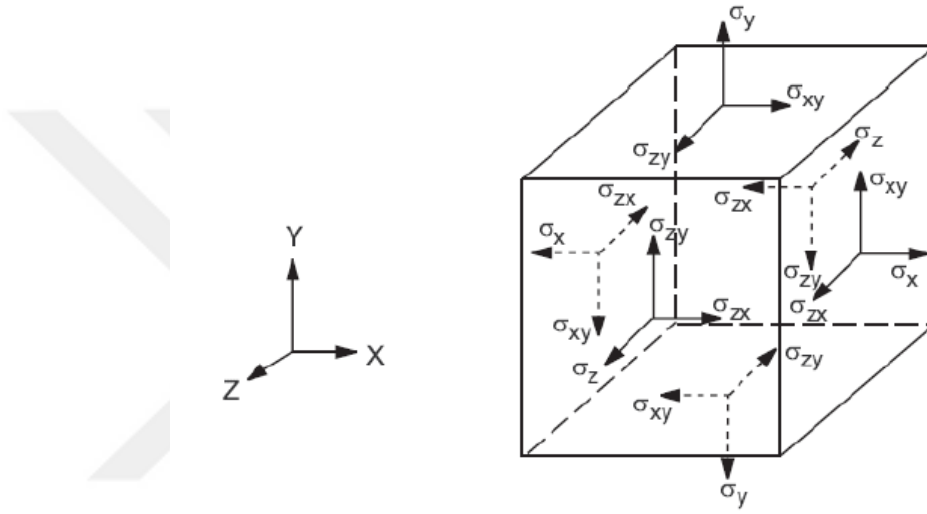
--

2.2 Yapısal Modelleme

Bu bölümde yapısal hesaplamalar için kullanılan denklem sistemleri belirtilmektedir. Eşitlik (2.29)'de elastik bölgedeki bir malzemenin gerinim-gerilme ilişkisi verilmiştir.

(2.29)

Eşitlik (2.29)'de verilen gerilme vektörü, elastisite matrisi ve gerinim vektörüdür.



Şekil 2.3 : Gerilme vektörleri ve Kartezyen koordinat takımında yön kabulü.

Elastisite matrisi ise aşağıdaki gibi ifade edilmektedir. Bu denklemde yer alan yönündeki Young modülü, düzlemindeki kayma modülü ve düzlemindeki Poisson oranıdır.

(2.30)

Izotropik malzemeler için kayma modülü () Eşitlik (2.31) ile hesaplanır.

(2.31)

Eşitlik (2.29) tekrar düzenlendiğinde kartezyen koordinatlardaki gerinim bileşenleri Eşitlik (2.32)'de verilen denklemler ile elde edilir.

$$\begin{aligned}
 & \begin{matrix} \text{---} & \text{---} & \text{---} \\ \text{---} & \text{---} & \text{---} \\ \text{---} & \text{---} & \text{---} \\ & \text{---} & \\ & & \text{---} \\ & & \text{---} \end{matrix} \\
 & \hspace{20em} (2.32)
 \end{aligned}$$

2.2.1 Sonlu Elemanlar Formülasyonu

Eleman tipinden bağımsız olarak sonlu elemanlar (SE) yöntemi ile gerçekleştirilen yapısal hesaplamalarda global direngenlik (), global yer değiştirme () ve nodal kuvvet () matrisinden oluşan denklem sisteminin çözümü yapılır. İfade edilen bu denklem sistemi Eşitlik (2.33)'de verilmiştir.

(2.33)

adet düğüm noktasına sahip üç boyutlu bir elastik gerilme elmanı için kartezyen koordinatlardaki deplasman değerleri aşağıdaki gibi ifade edilir.

(2.34)

Eşitlik (2.34)'te verilen ifadelerden , , kartezyen koordinatlardaki deplasmanı, ise şekil fonksiyonu temsil etmektedir. Farklı eleman türleri için farklı şekil

faktörleri kullanılarak gerinim-deplasman ve malzeme matrisleri elde edilir. Akabinde, bu matrisler ile eleman direngenlikleri hesaplanır.

Eleman matrislerinin birleştirilmesi ile oluşturulan global SE denklem sisteminin çözülmesi ile düğüm noktalarındaki yer değiştirme değerleri çözülür. Gerilme, gerinim vb hesaplamalar ise yer değiştirme bilgisi ve malzeme özellikleri kullanılarak elde edilir [40].

2.2.2 Dinamik Sistemlerin Sonlu Elemanlar Modellemesi

Dinamik sistemler için ikinci dereceden diferansiyel hareket denkleminin çözülmesi gerekir. Eşitlik (2.35) harmonik olmayan kuvvete maruz kalan bir sistemin SE matematiksel modelini ifade eder.

(2.35)

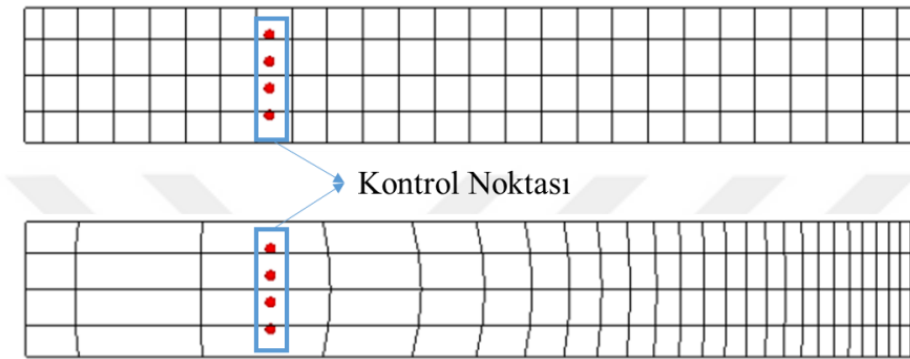
Bu denklem sisteminde M , C , K sırası ile kütle, sönüm ve direngenlik matrisleri; F ise t anındaki kuvvet vektörüdür. U anındaki durumun bildiği kabul edilerek U_0 anındaki deplasman değerlerinin hesaplanabilmesi için “sabit ivme metodu” olarak da adlandırılan “Newmark” metodundan faydalanılır. Bu metot ile hareket denklemini bir önceki zaman adımındaki deplasman, hız ve ivme değerleri ile birleştirilebilir. Böylece, t anındaki deplasman değerleri Eşitlik (2.36)’daki ifade ile hesaplanır [40].

(2.36)

Newmark metodu koşulsuz kararlı (unconditionally stable) bir metot olup her zaman adımında Eşitlik (2.36) çözülür. Doğrusal sistemler için M , C , K matrislerinin başlangıç durumunda hesaplanması yeterlidir. Doğrusal olmayan sistemlerde ise her zaman adımında M , C , K matrisleri güncellenir.

2.3 Çözüm Ağı Değişirme Metodolojisi

Akışkan-Katı Etkileşimi (AKE) yöntemi ile gerçekleştirilen analizlerde yapısal çözümlerden elde edilen yer değiştirme bilgisi Hesaplama-Akışkanlar Dinamiği (HAD) çözücüsüne aktarılır. Aktarılan yer değiştirme bilgisine bağlı olarak HAD çözücüsünün çözüm ağı değiştirilir ve bir sonraki zaman adımı için HAD çözümü güncel çözüm ağı ile gerçekleştirilir. Bu tez kapsamında HAD analizleri için çözüm ağının değiştirilmesinde “morphing” metodolojisi kullanılmıştır.



Şekil 2.4 : Başlangıç çözümü ağı, üstte. Morphing ile değiştirilmiş çözüm ağı, altta [10].

Morphing metodunda, şekil değiştirme verisine bağlı olarak çözüm ağı üzerinde interpolasyon alanı oluşturulur. İnterpolasyon ile elde edilen yer değiştirme dağılımı düğüm noktalarına atanır ve böylece düğüm noktaları hareket ettirilir. Eşitlik (2.37)'de verilen eşitlik ile kontrol noktaları kullanılarak yer değiştirme interpolasyonu hesaplanmaktadır.

(2.37)

kontrol noktasının yer değiştirme vektörüdür. radyal baz (radial basis) fonksiyonu, , iki düğüm noktası arasındaki mesafeyi, ise genişleme katsayısını ifade etmektedir. katsayı vektörü olup bir kısıt ifadesi olarak kullanılmaktadır [10].

radyal baz fonksiyonu:

(2.38)

olup, baz sabitidir.

Eşitlik (2.39) ile ifade edilir ve Eşitlik (2.39) içerisinde yer alan i , i numaralı düğüm noktasının konumudur.

(2.39)

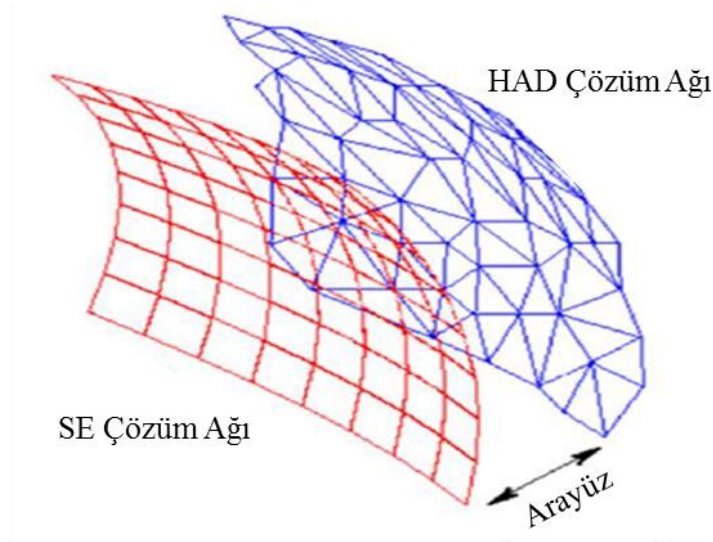
Aşağıda verilen Eşitlik (2.40) kısıt denklemini ifade etmektedir.

(2.40)

Morphing yöntemi ile çözüm ağı değiştirilirken, kontrol noktalarının sıklıklarının doğru ayarlanmasına özen gösterilmelidir. Şekil değişikliklerinin fazla olduğu bölgelerde kontrol noktalarının seyrek oluşu eleman kalitelerini düşürürken; aşırı kontrol noktası kullanımı ise çözüm ağı değiştirmesi için harcanan süreyi gereksiz uzatmaktadır.

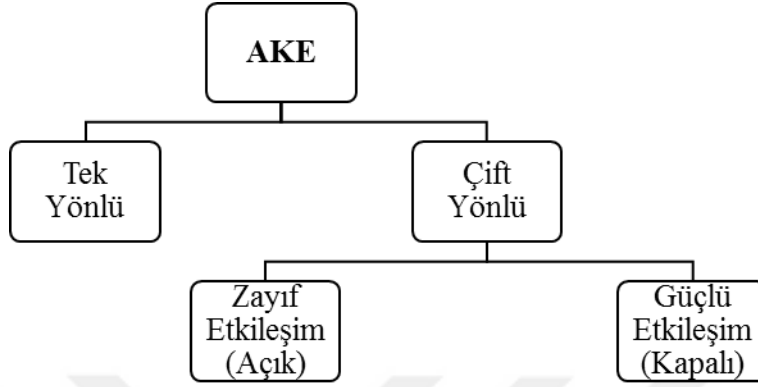
2.4 Akışkan-Katı Etkileşim Yöntemleri

AKE analizlerinde, HAD ve SE çözümleri arasındaki veri aktarımı Şekil 2.5'te gösterildiği gibi çözüm ağları aynı olmayan akışkan ve katı arayüzleri arasında gerçekleşir. Çözümler arasındaki veri aktarımını sağlamak için çeşitli algoritmalarından faydalanılır.



Şekil 2.5 : Genel akışkan-katı arayüzü [41].

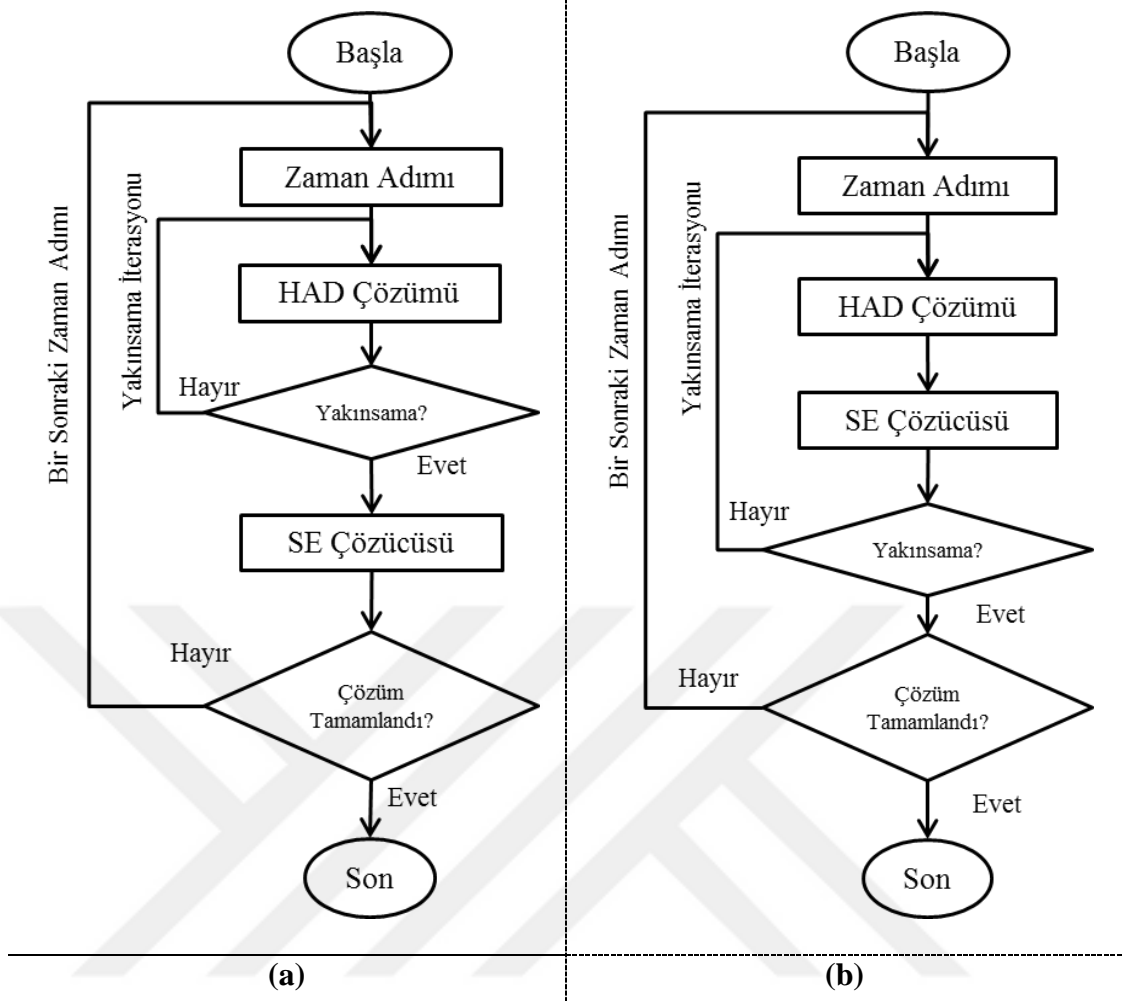
AKE analizlerinde çözücüler arasındaki veri aktarımı çözücüler arasında tek seferlik gerçekleşiyor ise tek yönlü AKE; eğer HAD ve SE çözücülerini arasındaki veri alışverişi belirli bir kriter sağlanıncaya kadar devam ediyorsa çift yönlü AKE analizleri elde edilir [10].



Şekil 2.6 : AKE etkileşim metotları.

Çift yönlü AKE metodu için yukarıdaki şekilde de belirtildiği üzere iki farklı çözüm algoritması mevcuttur. Çözüm algoritmaları arasındaki bu farklılık, çözücüler arasındaki veri transferinin sıklıklarına bağlıdır. Zayıf etkileşimle gerçekleştirilen AKE analizlerinde HAD ve SE çözücülerini arasındaki veri paylaşımı eşleşme zaman adımlarının (coupling time step) sonunda gerçekleştirilir. Güçlü etkileşim yaklaşımında ise eşleşme zaman adımları arasındaki alt iterasyonlarda veri transferi yapılarak akışkan ve katı çözücülerini sekronize edilir ve bütün aeroelastik yapı tamamen yakınsatılır. Bu yaklaşım ile çözüm daha kararlı hale gelir. Ancak, alt iterasyonların varlığı hesaplama yükünü artırır [42, 43].

Bu tez kapsamında zayıf etkileşimli AKE metodu kullanılarak aeroelastik analizler gerçekleştirilmiştir. Böylece, eşleşme zamanları sonunda HAD çözümleri ile elde edilen basınç ve kayma gerilmeleri SE çözücüsüne aktararak yer değiştirmeler hesaplanmıştır. Sonrasında, hesaplanan yer değiştirme değerleri HAD çözücüsüne aktarılmış ve çözüm ağının güncellenmesi sağlanmıştır.

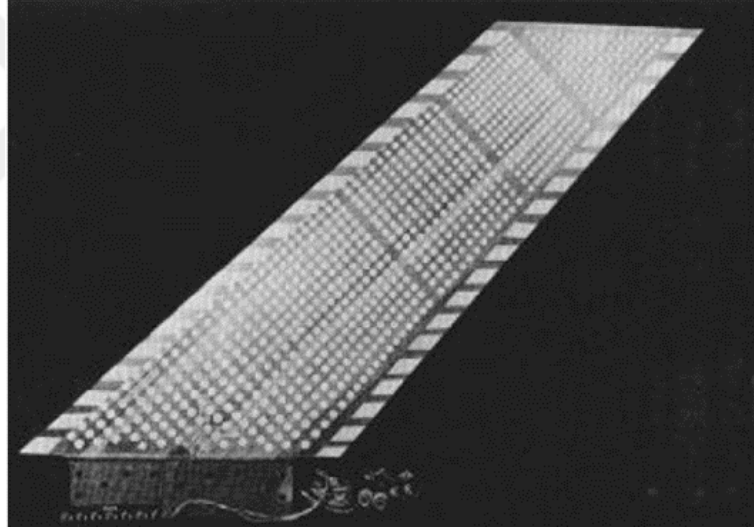


Şekil 2.7 : (a) Zayıf etkileşim algoritması, (b) güçlü etkileşim algoritması.



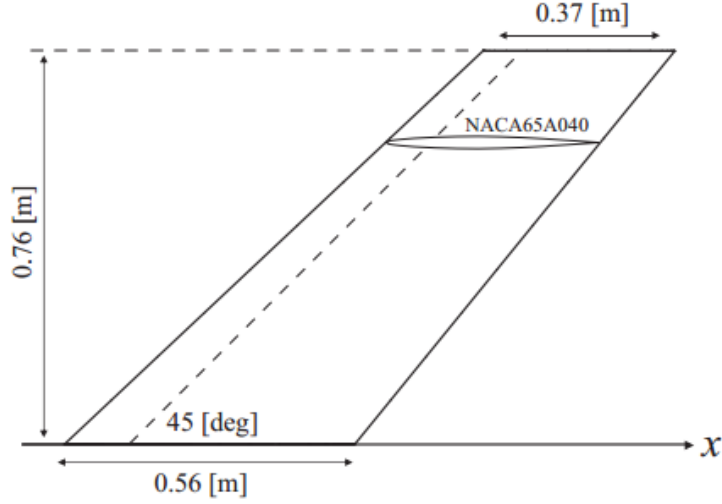
3. AGARD 445.6 KANADI DOĞRUSAL ÇİRPINTI ANALİZİ

AGARD 445.6 kanadı üzerinde gerçekleştirilen deneysel çalışmalar aeroelastisite analizleri için başlangıç noktası niteliğindedir. Rüzgâr tüneli testlerine bağlı olarak elde edilen çirpinti hızları, hesaplamalı aeroelastisite çalışmaları için oluşturulan matematiksel modellerin doğruluğunu test etmede büyük önem taşımaktadır. Bu nedenle Yates [33] tarafından 1987 yılında yapılan deneysel aeroelastisite çalışmalarına ait sonuçlar, kanard modeli üzerinde gerçekleştirilecek analizlerin öncesinde uygulanan Akışkan-Katı Etkileşimi (AKE) metodunu doğrulamak amacıyla kullanılmıştır.



Şekil 3.1 : AGARD 445.6 zayıflatılmış kanat modeli [33].

AGARD 445.6 kanadına ait geometrik özellikler ve kanat profili bilgisi Şekil 3.2'de gösterilmiştir. Kanadın kök veter uzunluğu 0.56 m, uç veter uzunluğu 0.37 m ve kanat açıklığı 0.76 m'dir. AGARD 445.6 kanadı $\frac{1}{4}$ veter noktasından 45° süpürme açısına (sweep angle) sahip olup, NACA65A040 kanat profilinden oluşmaktadır.



Şekil 3.2 : AGARD 445.6 kanat platform bilgisi.

Ortotropik özelliklere sahip lamine maun ağacından yapılan modele ait malzeme bilgileri aşağıda verilmiştir. Malzeme özelliklerinin verildiği çizelgede gösterilen sembollerden E_{11} fiber yönündeki, E_{22} ise fibere dik doğrultudaki Young modülleridir. G_{12} kayma modülü, ν_{12} Poisson oranı ve ρ yoğunluktur.

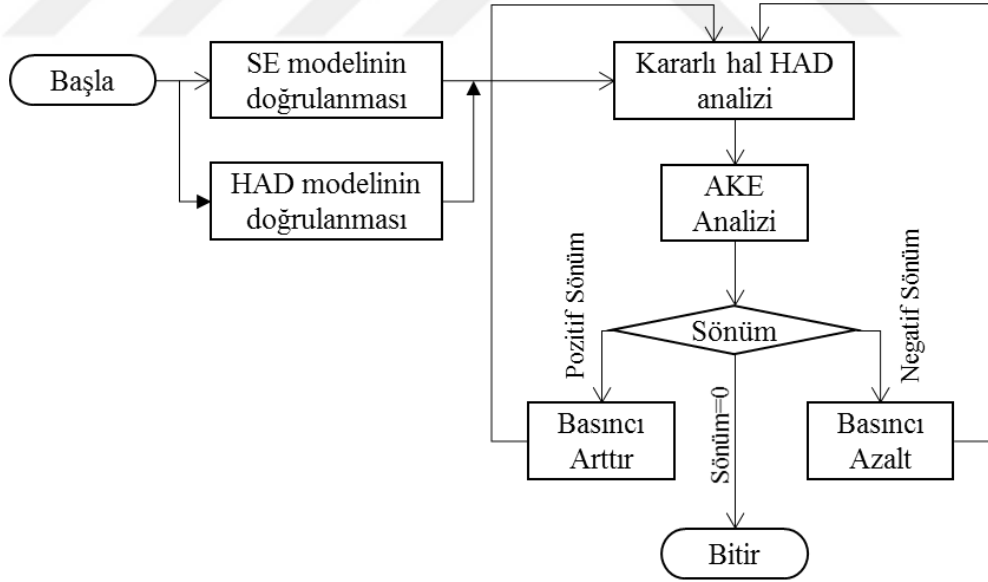
Çizelge 3.1 : AGARD 445.6 Malzeme özellikleri.

Malzeme Özelliği	Değer
	3245.5 MPa
	416.2 MPa
	416.2 MPa
	439.2 MPa
	439.2 MPa
	439.2 MPa
	0.31
	0.31
	0.31
	381.9 kg/m ³

3.1 Çözüm Metodolojisi

Akışkan-Katı Etkileşimi (AKE) analizlerinin öncesinde Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (HAD) ve Sonlu Elemanlar (SE) modellerin ayrı ayrı doğrulanması büyük önem arz eder. Bu sebeple AGARD 445.6 kanadı üzerinde gerçekleştirilen çarpıntı analizleri kapsamında HAD ve SE modelleri AKE analizleri öncesinde doğrulanmıştır. HAD modelini doğrulamak için kararlı hal çözümleri yapılarak kanat üzerindeki belirli açıklıklardan basınç katsayıları alınmış ve analiz ile hesaplanan katsayı değerleri literatür ile karşılaştırılmıştır. SE modelinin doğrulanmasında ise doğal frekans analizleri sonucu elde edilen mod şekilleri ve frekans değerleri literatürde verilen sonuçlarla kıyaslanmıştır.

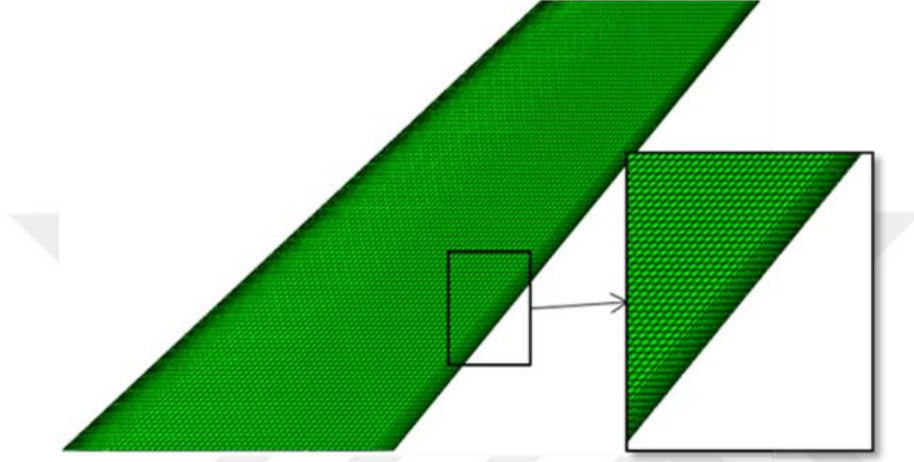
HAD ve SE modellerinin doğrulanmasının ardından AKE analizlerine geçilmiştir. HAD ile elde edilen kararlı hal çözümleri AKE analizlerinin başlangıç koşulunu oluşturmaktadır. Çarpıntı başlangıç koşulunu belirleyebilmek için kanadın titreşim karakteristiği değerlendirilmiştir. Sönümlenmeyen titreşimler elde edilene kadar havanın dinamik basıncı değiştirilerek analizler tekrarlanmıştır. Yukarıda bahsi geçen metodolojinin özeti Şekil 3.3'deki diyagramda gösterilmektedir.



Şekil 3.3 : AKE analizi için akış diyagramı [44].

3.2 Yapısal Modelleme

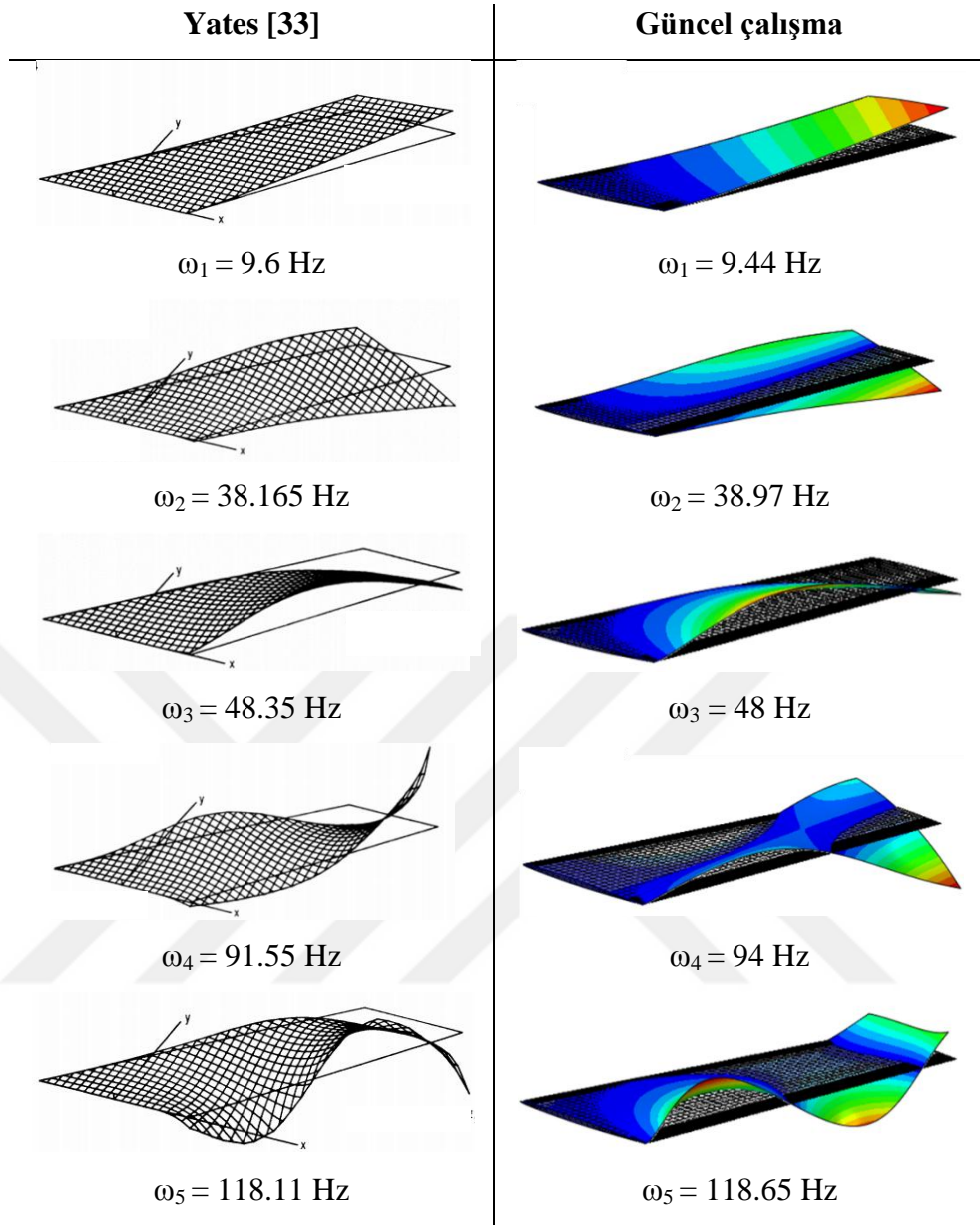
AKE analizleri için oluşturulan SE modeli 27270 adet 8 düğüm noktalı doğrusal (linear) eleman (C3D8) içermektedir. Kanat kalınlığı boyunca 4 sıra eleman bulunur. AKE analizlerinde HAD ve SE eşleşmesinin düzgün yapılabilmesi için SE modelinin çözüm ağı sıklığı HAD modeline yakın tutulmaya çalışılmıştır. SE modeline ait ağ görünümü Şekil 3.4’te gösterilmiştir.



Şekil 3.4 : AGARD 445.6 SE Modeli [44].

SE modelini doğrulamak için gerçekleştirilen doğal frekans analizlerinde test koşulları ile paralel olarak herhangi bir yükleme yapılmamış sadece kanat, kök kısmından ankastre sabitlenmiştir. AGARD 445.6 kanadının ilk 6 modu SE modelinin test-analiz karşılaştırmasında kullanılmıştır.

Test analiz karşılaştırması Şekil 3.5’de verilmiştir. Doğal frekans analizleri sonucunda elde edilen frekans değerleri ve mod şekillerinin test verileri ile uyum içerisinde olduğu görülmüştür. Analizler ile elde edilen doğal frekanslar ile test verisi arasındaki fark %3 mertebesinde dir. Böylece AKE analizlerine başlamadan önce AGARD 445.6 kanadının SE modeli doğrulanmıştır.

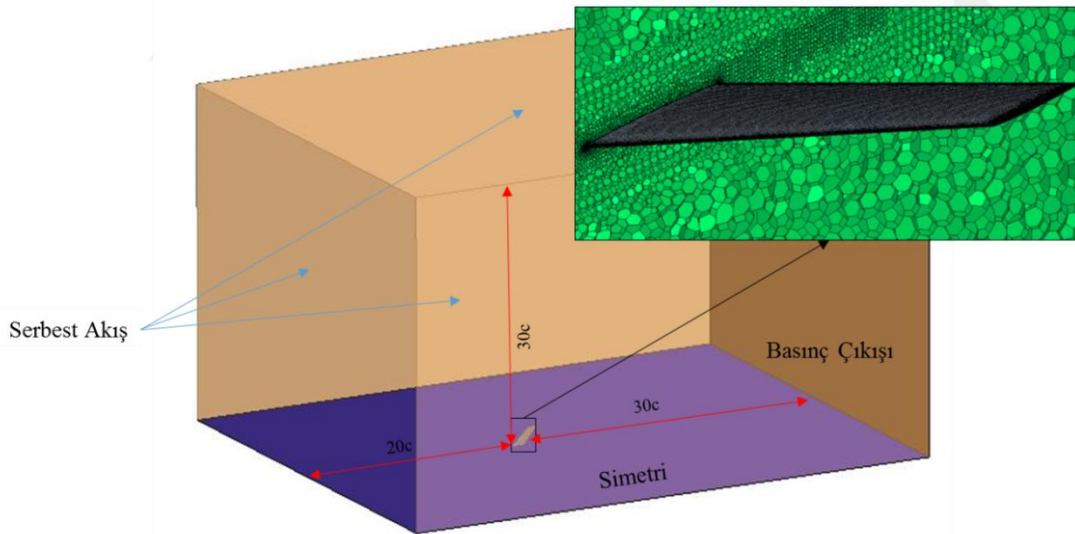


Şekil 3.5 : Doğal frekans test-analiz karşılaştırması.

3.3 Akışkanlar Dinamiği Modellemesi

AGARD 445.6 kanadı için gerçekleştirilecek çarpıntı analizleri öncesinde ilgili akış koşullarına ait kararlı hal (steady) çözümleri elde edilmelidir. Kararlı hal çözümlerine ait sonuçlar, zamana bağlı (unsteady) AKE analizlerinde başlangıç koşulu olarak kullanılmaktadır. Bu bölüm içerisinde kararlı hal çözümlerine ait analizlerin sonuçları, literatürde verilen basınç katsayıları değerleri ile karşılaştırılarak HAD modelinin doğrulanması amaçlanmıştır.

AGARD 445.6 kanadının çarpıntı analizleri için oluşturulan HAD modeli ve sınır şartları Şekil 3.6’te verilmiştir. Akış alanı dikdörtgen prizma şeklinde olup, boyutları kanat kök veter uzunluğu () cinsinden ifade edilmektedir. HAD analizlerinde çözümü yapılan akışkan havadır. HAD modelinde akışkan, serbest akış (freestream) koşulu olarak tanımlanan yüzeylerden çözüm ağına girmekte ve modeli basınç çıkışı (pressure outlet) yüzeylerinden terk etmektedir. Kanat modelinin oturtulduğu yüzeyler test koşulları ile uyumlu olması açısından simetri yüzeyleri olarak kabul edilmiş olup, kanat yüzeylerinde kaymamazlık (no slip) koşulu mevcuttur.



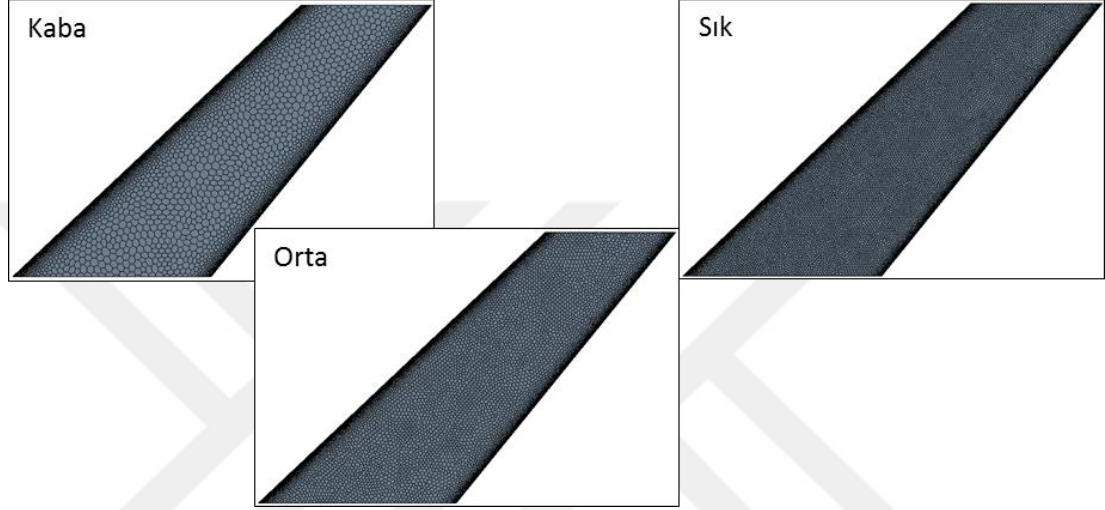
Şekil 3.6 : Agard 445.6 kanadı HAD Modeli [44].

Kararlı hal analizlerinde üç farklı ağ yapısı ve iki farklı analiz senaryosu üzerinden hesaplamalar yapılmıştır. Analizlerde kullanılan bütün çözüm ağları çoklu yüzeye sahip polyhedral elemanlardan meydana gelir. Farklı çözüm ağı sıklıklarının değerlendirilmesi ile analiz sonuçlarının ağdan bağımsız olması amaçlanmıştır.

Farklı çözüm ağlarına ait eleman sayıları ve kanat üzerindeki eleman dağılımları sırası ile Çizelge 3.2 ve Şekil 3.7’de verilmiştir.

Çizelge 3.2 : Farklı ağ yoğunluklarına göre eleman sayıları.

	Kaba	Orta	Sık
Kanat Üzeri	42843	103415	220210
Tüm Model	742199	2560073	7287665



Şekil 3.7 : Kanat üzerinde eleman dağılımları.

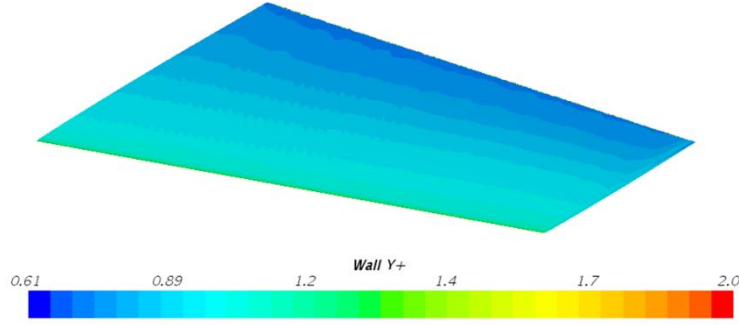
Bütün çözüm ağlarında y^+ değeri 1’in altında olacak şekilde kanat üzerinde ek eleman katmanları oluşturulmuştur. . Çözüm ağının duvara olan mesafesinin bir göstergesi olarak kabul edilen y^+ değeri aşağıdaki gibi ifade edilmektedir.

$$\text{---} \quad (3.1)$$

$$\text{---} \quad (3.2)$$

Burada y_n sayısal ağ çözüm noktasının duvara olan normal mesafesini, ise cidardaki kayma gerilmesini göstermektedir.

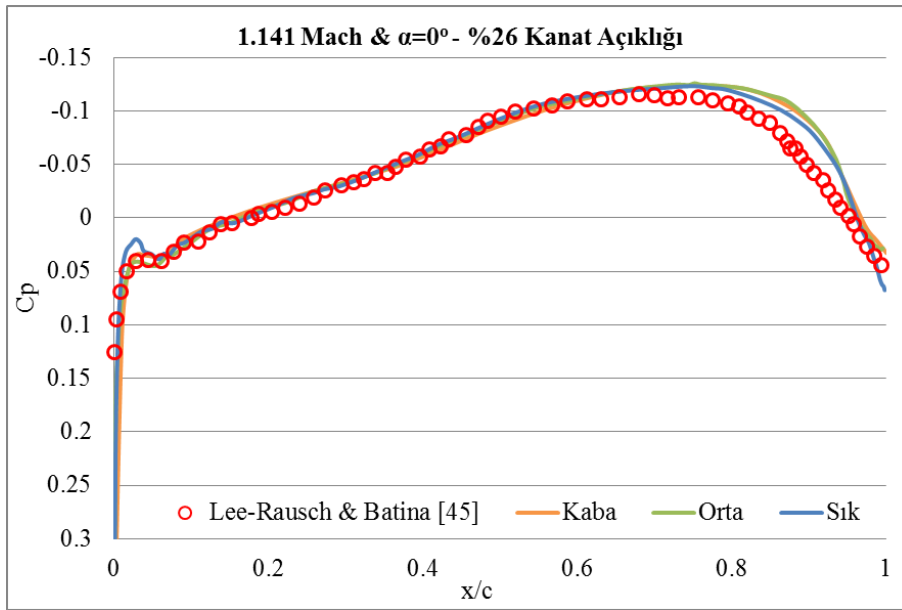
Orta sıklıktaki çözüm ağı ile gerçekleştirilen HAD analizleri sonucu kanat üzerinde y^+ dağılımı Şekil 3.8’de gösterilmiştir. Diğer çözüm ağları ile yapılan analizlerde de benzer y^+ dağılımı gözlemlenmektedir.



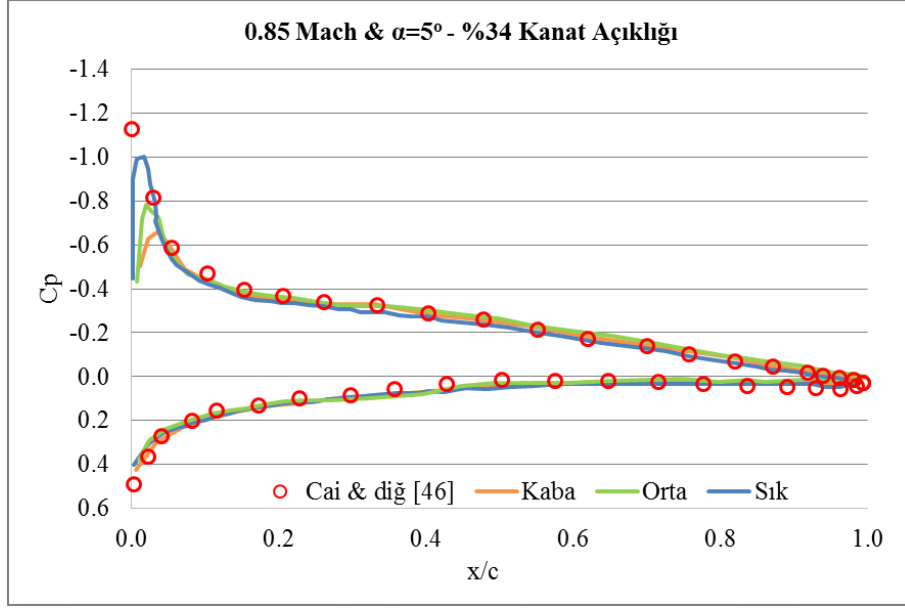
Şekil 3.8 : AGARD 445.6 kanat üzeri Y+ dağılımı.

Kararlı hal analizlerinde Spalart-Allmaras türbülans modeli eşlenik kapalı (implicit) akış çözücüsü ile birlikte kullanılmıştır. Difüzyon ve konveksiyon akıları 2. dereceden ayrıklaştırılmıştır. Yakınsamayı kolaylaştırmak için Courant sayısı 1'in altına düşürülmüştür.

Çözüm ağı çalışması için yapılan kararlı hal analizlerinden ilki 1.141 Mach ve 0° hücum açısında gerçekleştirilmiş olup Lee-Rausch ve Batina'nın [45] çalışmasında verilen sonuçlar ile karşılaştırılmıştır. Bir diğer kararlı hal analizinde ise 0.85 Mach ve 5° 'lik hücum açısı koşulunda gerçekleştirilmiş ve Cai vd. [46] çalışmalarında sundukları basınç değerleri ile HAD sonuçları kıyaslanmıştır. Farklı çözüm ağ sayıları ile gerçekleştirilen analizlerin literatür ile kıyaslaması Şekil 3.9 ve Şekil 3.10'de verilmiştir.



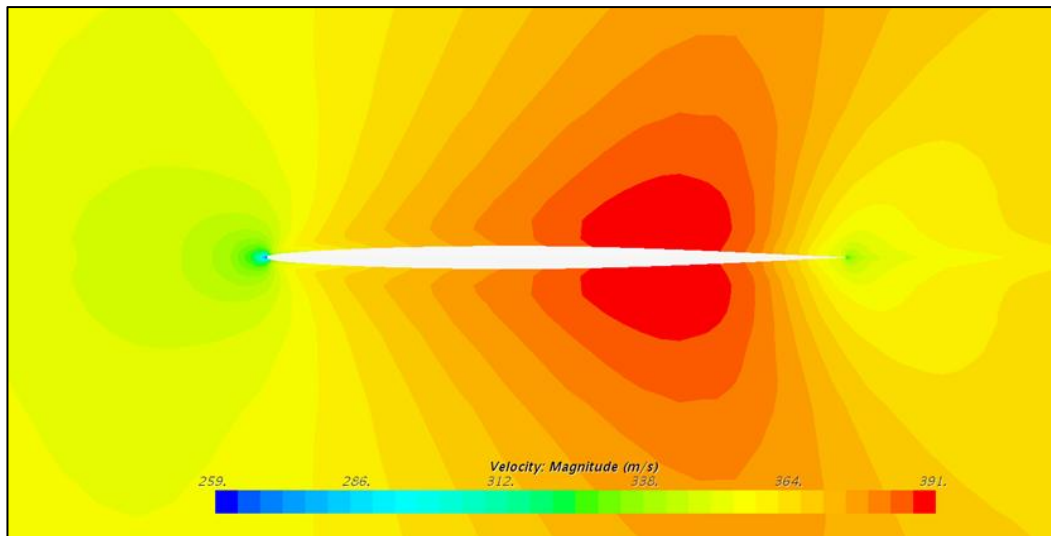
Şekil 3.9 : 1.141 Mach için analiz sonuçları ile literatürde verilen basınç katsayılarının karşılaştırılması.



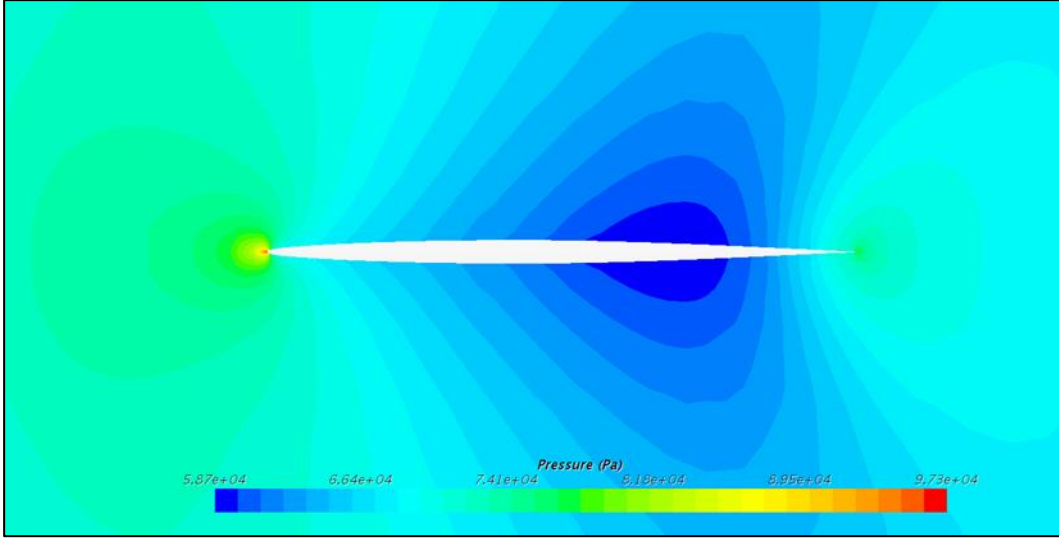
Şekil 3.10 : 0.85 Mach için analiz sonuçları ile literatürde verilen basınç katsayılarının karşılaştırılması.

Kararlı hal HAD sonuçları literatür ile karşılaştırıldığında kanat hücum kenarı haricinde bütün ağ sıklıklarının benzer sonuçlar verdiği görülmektedir. Üç ağ sıklığı arasından kaba ağ yapısının hücum kenarındaki akışı çözümlemede diğer iki ağ yapısına göre yetersiz kaldığı anlaşılmaktadır. Bu nedenle AGARD 445.6 kanadı için AKE metodu ile yapılacak çarpıntı analizlerinde orta ağ sıklığına sahip HAD modelinin kullanılmasına karar verilmiştir.

0° hücum açısı ve 1.141 Mach akış koşulunda orta sıklıktaki çözüm ağı ile elde edilen sonuçlar Şekil 3.11 ve Şekil 3.12’de verilmiştir.

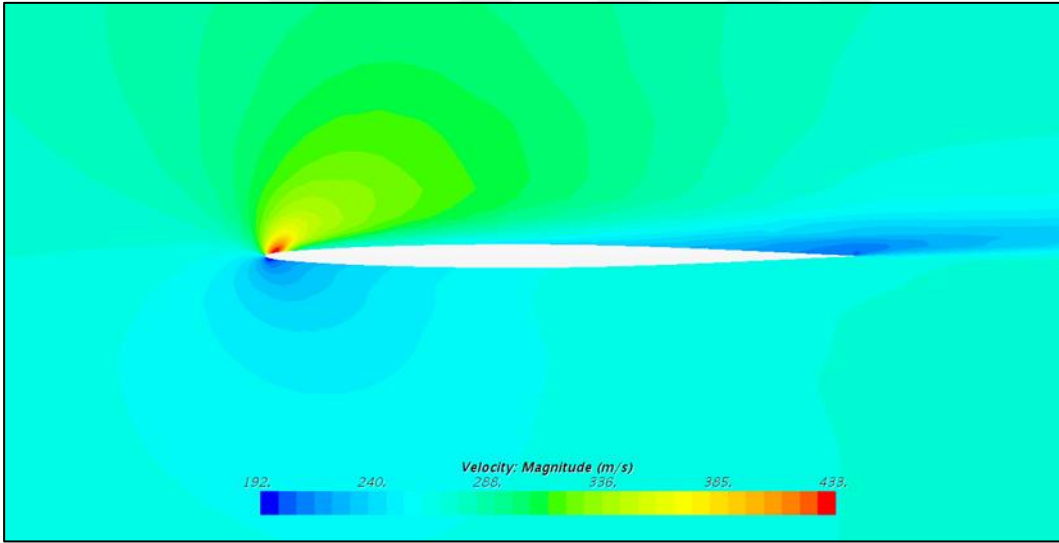


Şekil 3.11 : $\alpha=0^\circ$, 1.141 Mach, %50 kanat açıklıklığında kanat üzerindeki basınç dağılımı.

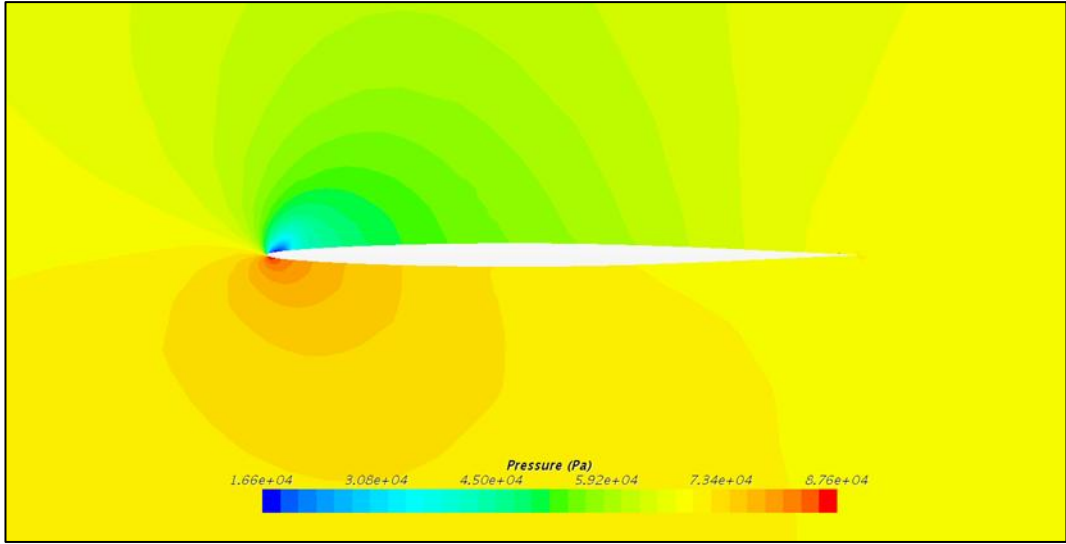


Şekil 3.12 : $\alpha=0^\circ$, 1.141 Mach, %50 kanat açıklıklığında kanat üzerindeki basınç dağılımı.

5.0° hücum açısı ve 0.85 Mach akış koşulunda orta sıklıktaki çözüm ağı ile elde edilen sonuçlar Şekil 3.13 ve Şekil 3.14’de verilmiştir.



Şekil 3.13 : $\alpha=5.0^\circ$, 1.141 Mach, %50 kanat açıklıklığında kanat üzerindeki basınç dağılımı.

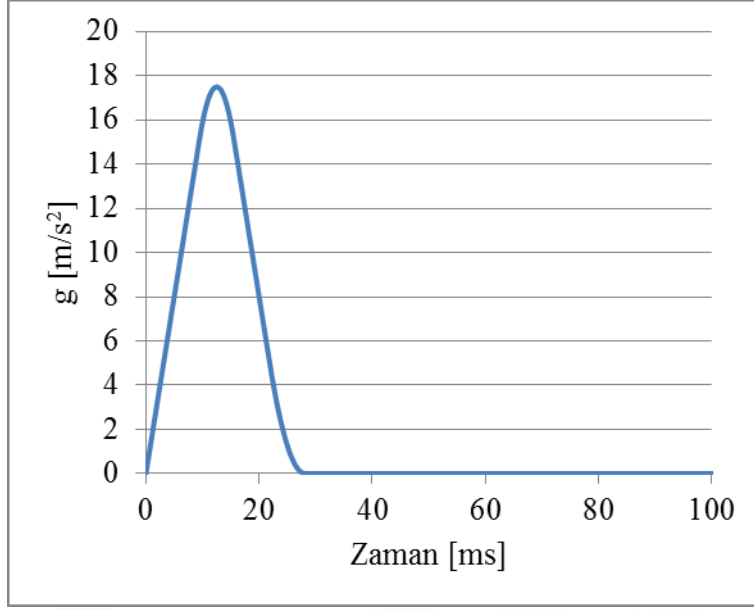


Şekil 3.14 : $\alpha=5.0^\circ$, 1.141 Mach, %50 kanat açıklıklığında kanat üzerindeki basınç dağılımı.

3.4 Akışkan-Katı Etkileşimi İle Çırpıntı Analizi

AGARD 445.6 kanadına ait çırpıntı analizlerinde zayıf etkileşimli AKE metodu uygulanmıştır. Bu metot ile SE ve HAD çözücülerindeki veri transferinin sadece belirli zaman aralıklarında yapılmasına izin verilmiştir. Çırpıntı analizleri için toplam analiz süresi 0.4 sn'dir ve her zaman adımı 4×10^{-4} sn olarak alınmıştır. Böylelikle kanadın 1. burulma modunun bir periyodu 60 nokta ile örneklenebilmiştir.

AKE analizinin başlangıcında kanadın dış bir kuvvet ile birinci mod şeklini alması gerekmektedir. Aksi takdirde kanat üzerindeki aerodinamik kuvvetler birbirini dengeleyerek kanadın hareketsiz kalmasına neden olacaktır. Bu sebeple, kanada dik doğrultuda ivme uygulanarak kanadın birinci mod şeklini alacak şekilde eğilmesi sağlanmıştır. Uygulanan ivmenin zamana bağlı değişimi Şekil 3.15'da gösterilmektedir.



Şekil 3.15 : Kanada 1. Mod şekline getirebilmek için kanada dik doğrultuda uygulanan ivme-zaman grafiği.

Yates [33] tarafından rüzgar tüneline gerçekleştirilen çarpıntı deneyine ait sonuçlar Çizelge 3.3'te verilmiştir. Deney toplamda 5 farklı akış koşulu için gerçekleştirilmiştir.

Çizelge 3.3 : Deneysel çarpıntı verisi [33].

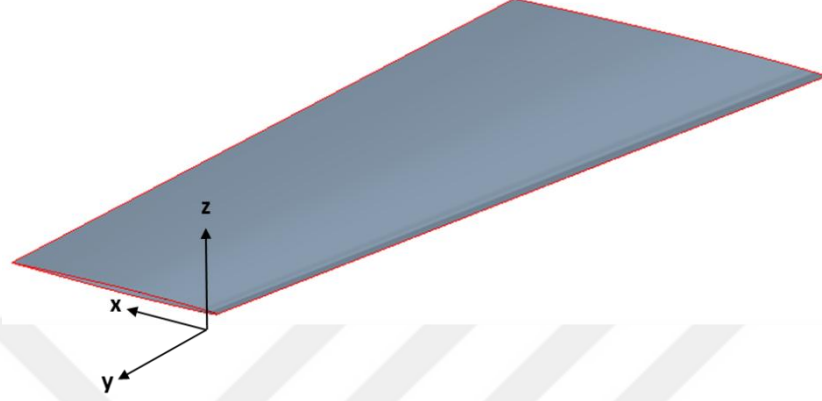
Mach	(kg/m ³)	(m/s)		
0.499	0.4277	172.5	0.4459	0.5353
0.678	0.20818	231.4	0.4174	0.4722
0.96	0.06338	309	0.3076	0.3648
1.072	0.05512	344.7	0.3201	0.3617
1.141	0.07883	364.3	0.4031	0.4593

boyutsuz çarpıntı hızı olup, titreşimlerin sönümlenmediği akış koşulunu belirtmektedir. çarpıntı titreşim frekansı; ise 1. burulma moduna ait doğal frekanstır. Eşitlik (3.3)'de 'in nasıl hesaplandığı gösterilmektedir. Bu denklemde yer alan kütle oranıdır ve kanat kütlelerinin, kanadı çevreleyen koni içerisindeki akışkanın kütlelerine bölümü olarak ifade edilir. AGARD 445.6 kanadı için

, 'dür.

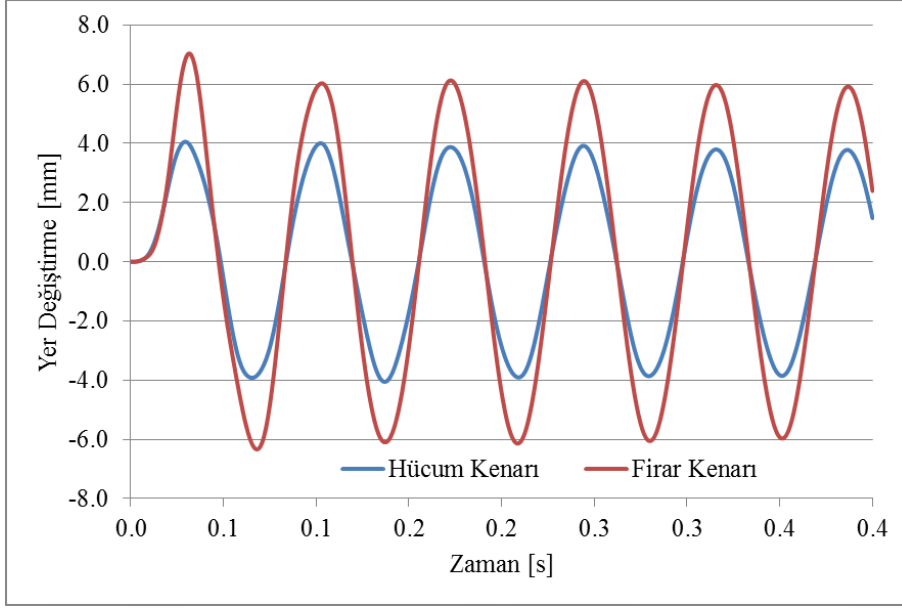
$$\underline{\hspace{2cm}} = \hspace{2cm} \quad (3.3)$$

$$\underline{\hspace{2cm}} \hspace{2cm} \quad (3.4)$$



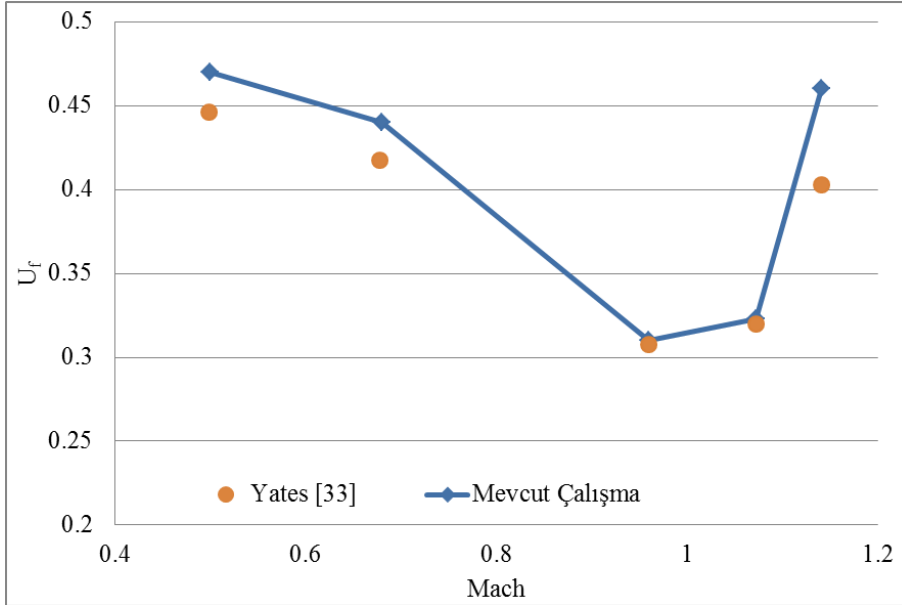
Şekil 3.16 : Kanat üzerinde pozitif yön kabulü.

AKE analizleriyle çarpıntı hızını belirlemek için doğrultusundaki kanat uç yer değiştirmeleri zamana bağlı olarak çizdirilir ve sönümlenmeyen titreşimler gözlemlenene kadar havanın giriş basıncı değiştirilerek analizler tekrarlanır. Giriş basıncı değiştirilirken bir önceki analizde ortaya çıkan titreşim karakteristiği göz önüne alınır. Bir önceki analizde titreşimler sönümleniyor ise basınç artırılır, titreşimler zamanla ıraksıyor ise basınç azaltılır. Çarpıntı koşuluna gelindiğinde ise yapının bir ya da birkaç modu etkileşime girerek sönümlenmeden titreşim hareketini devam ettirir. Örnek olarak 1.141 Mach akış koşulunda çarpıntı başlangıç durumunda kanat uç yer değiştirmelerinin zamana bağlı değişimi Şekil 3.17’de gösterilmiştir.

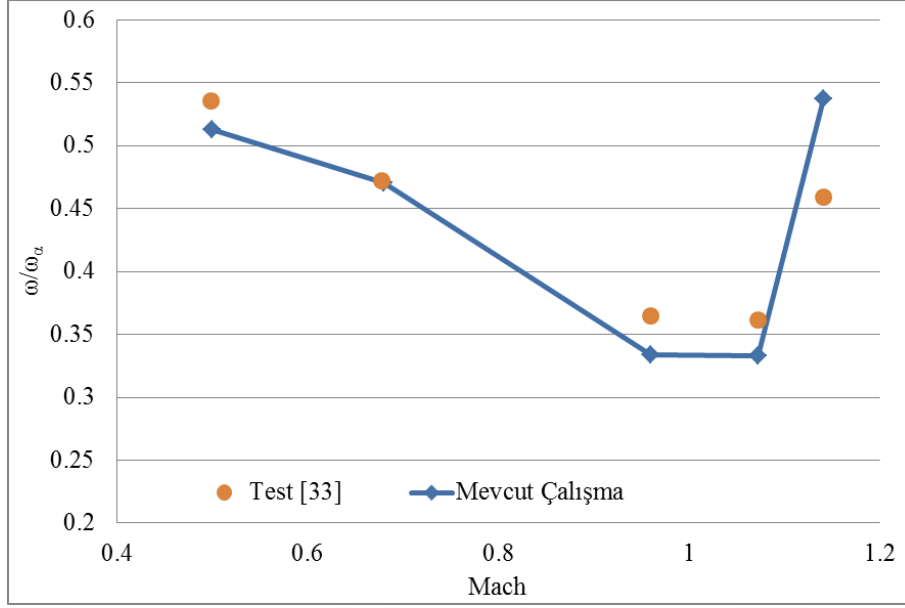


Şekil 3.17 : 1.141 Mach çarpıntı başlangıç durumu.

Çizelge 3.3'te belirtilen Mach sayılarında AKE analizleri gerçekleştirilerek her akış hızı için çarpıntı başlangıç basıncı elde edilmiştir. AKE analizleri ile elde edilen çarpıntı başlangıç koşulları (Mach ve basınç) kullanılarak boyutsuz çarpıntı hızı () ve çarpıntı frekans oranı () hesaplanmış ve test sonuçları ile kıyaslanmıştır. Analiz sonuçlarının deneysel veriler ile kıyaslanması Şekil 3.18 ve Şekil 3.19 gösterilmiştir.

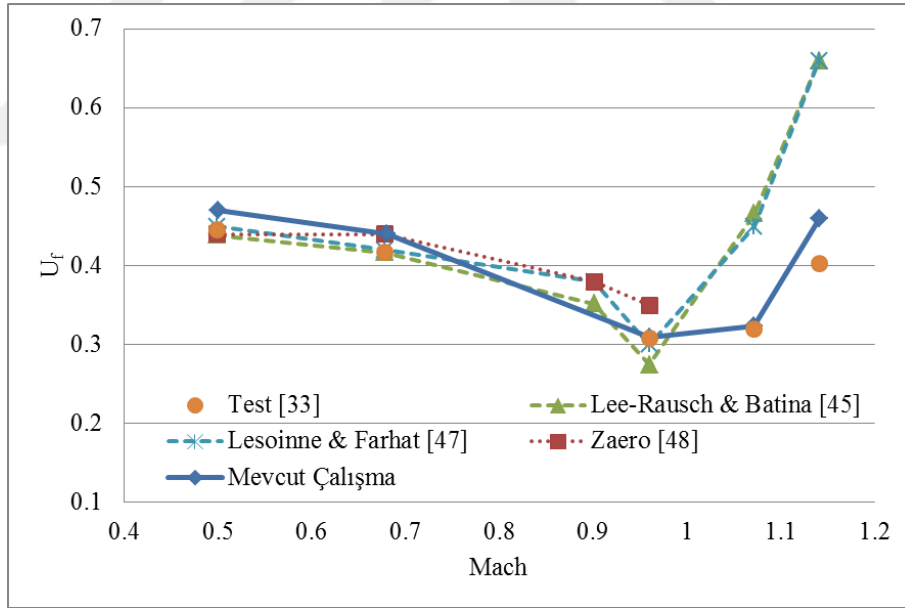


Şekil 3.18 : U_f değerlerinin test verisi ile karşılaştırılması.



Şekil 3.19 : Çırpıntı frekanslarının test verisi ile karşılaştırılması.

Çırpıntı analizleri sonucu elde edilen çırpıntı hızlarının () literatürdeki diğer sayısal çalışmalar ile karşılaştırması ise Şekil 3.20’te verilmiştir.



Şekil 3.20 : U^r değerlerinin literatürdeki sayısal çalışmalar ile karşılaştırılması

3.5 Değerlendirme

AGARD 445.6 kanadının AKE metodu ile gerçekleştirilen çirpinti analizleri bir doğrulama çalışması olup, bu bölüm içerisinde analiz sonuçları deneysel veriler ve literatürdeki diğer sayısal çalışmalar ile karşılaştırılmıştır. Karşılaştırma neticesinde, STAR-CCM+ ve ABAQUS yazılımları ile uygulanan AKE analiz yönteminin doğruluğu kontrol edilmiştir.

Deneysel veri ile tez kapsamında yapılan çalışmanın sonuçları karşılaştırıldığında deneysel sonuçların analiz sonuçları ile uyumlu olduğu görülmektedir. Transonik hızlarda çirpinti hızının ani düşmesi olarak ifade edilen “transonic dip” noktası hassas bir şekilde yakalanabilmiştir. Çirpinti hızları kıyaslandığında en fazla hata 1.141 Mach hızında görülmektedir. Bu noktadaki çirpinti hızının hata oranı %10 mertebesindedir.

Çirpinti frekans oranları 0.96 ve 1.072 Mach koşullarında deneysel sonuçlara göre bir miktar daha düşük hesaplanmaktadır. Frekans oranlarının karşılaştırmasında en fazla hata ile 1.141 Mach koşulunda karşılaşılmakta olup, bu koşul için hata oranının değeri %10 mertebesindedir.

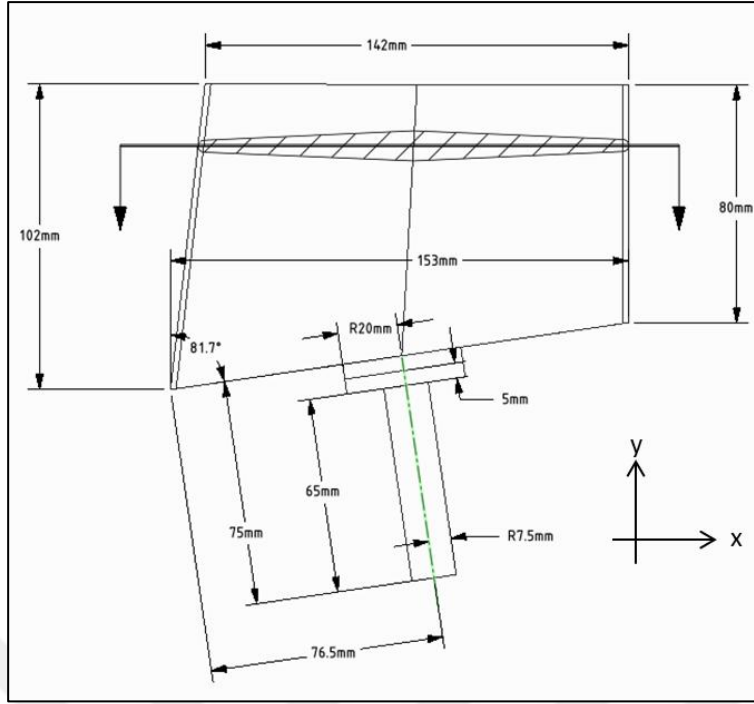
Literatürde AGARD 445.6 kanadının çirpinti hızını belirlemeye yönelik yapılan sayısal çalışmaların büyük bir kısmı frekans tabanında gerçekleştirilmiştir. AKE yönteminin kullanıldığı numerik çalışmalarda ise Euler çözücüler kullanarak viskoz etkiler ihmal edilmiştir. Bu nedenle, özellikle yüksek transonik ve süpersonik hızlarda önemli hale gelen kayma gerilmeleri hesaba katılmamıştır. Dolayısıyla, Şekil 3.20’te belirtilen sayısal çalışmalarda yüksek transonik hızlarda çirpinti hız indeksi oldukça yüksek tahmin edilmiştir. Buna karşılık Navier-Stokes çözümünün yapıldığı tez çalışmasında yüksek transonik hızlarda test verisine oldukça yakındır. Bu durum yüksek hızlarda viskoz etkilerin önemli hale geldiğini kanıtlar niteliktedir.

4. FÜZE KANARDI AEROELASTİK ANALİZİ

Füze kanardları Bölüm (1.1)'de belirtildiği gibi aerodinamik kontrol yüzeyleri olarak kullanılır. Kanardlar, paketleme, üretim ve diğer sistemlere entegrasyon kolaylıklarından dolayı sıklıkla tercih edilir. Bu bölüm içerisinde Bölüm (0)'te doğrulanmış Akışkan-Katı Etkileşimi (AKE) yöntemi kullanılarak şaft-eyleyici (actuator) bağlantısının dönme yönünde boşluk bulunan kanard sisteminin aeroelastik analizi gerçekleştirilmiştir.

Gerçekleştirilen analizlerde füze, sadece kanard ile kontrol edilmekte ve kanardlar anlık olarak bir bozuntuya uğramaktadır. Kanardları kontrol eden kontrolcü sistemi 50 ms'lik zaman içerisinde anlık bozuntuları düzeltme kapasitesine sahiptir. Kanard şaftı ve eyleyici arasındaki boşluğun sistemin aeroelastik karakteristiğini değiştirdiği düşünülmektedir. Bu problemden yola çıkarak, yapılan AKE analizlerinde anlık bozuntu süresi ile beraber 50 ms'lik zaman içerisinde boşluk miktarının ve hücum açısının kanard titreşim frekanslarını ve genliklerini nasıl değiştirdiği araştırılmıştır. Analizlerde 0.0° , $\pm 0.5^\circ$, $\pm 1.0^\circ$ boşluk miktarlarında ve 0.0° , 5.0° , 10.0° hücum açılarındaki durumlar incelenmiştir.

Kanard ve şaft geometrisine ait bilgiler Şekil 4.1'de gösterilmiştir. Kanard kök veter uzunluğu 153 mm, kanard uç veter uzunluğu 142 mm, hücum kenarı genişliği 102 mm ve firar kenarı genişliği 80 mm'dir. Kanard profili baklava dilimi şeklinde olup bu profil kanardın ses üstü akış koşullarında görev yapabilmesi amacı ile tercih edilmiştir. Kanard kök profilinin genişliği 42 mm ve kanarda ait incelleme oranı 4.4'tür.



Şekil 4.1 : Kanard platform bilgisi.

Kanard ve şaft malzemesi 150 °C’deki Alüminyum 7075-T6 olup, bu malzemeye ait özellikler Çizelge 4.1’de belirtilmiştir. İzotropik malzeme özelliğine sahip olan kanard için Young modülünü, kayma modülünü, Poisson oranını ve yoğunluğu ifade etmektedir.

Çizelge 4.1 : Kanard malzeme özellikleri

Malzeme Özelliği	Değer [Mpa]
	63829.74
	24362.5
Malzeme Özelliği	Değer
	0.31
Malzeme Özelliği	Değer [kg/m ³]
	2800

4.1 Metodoloji

Kanard analizlerinde uygulanan metodoloji Bölüm (0)'de belirtilen AGARD 445.6 kanadının çarpıntı analizlerinde kullanılan yönteme genel hatları ile benzemektedir. Bölüm (0)'de olduğu gibi bu bölüm içerisinde de AKE analizleri öncesinde SE ve HAD modelleri üzerinde doğrulamaya yönelik çalışmalar gerçekleştirilmiştir.

Kanarda ait SE ve HAD modellerini doğrulamak için test ve sayısal çalışmalardan faydalanılmıştır. Yapısal analiz çözümleri için oluşturulan kanard SE modeli modal test ile doğrulanmıştır. HAD modelini doğrulamak için ise test verisi bulunmadığından çözüm ağı ve türbülans modelleri üzerinde parametrik çalışmalar yapılarak sonuçların, çözüm ağından bağımsız olmasına dikkat edilmiştir ve türbülans modelleri arasındaki farklılıklar değerlendirilmiştir. AGARD 445.6 kanadının çarpıntı analizlerinde olduğu gibi AKE analizleri öncesi kararlı hal HAD analizleri yapılmış ve kararlı hal sonuçları başlangıç koşulu olarak AKE analizlerinde kullanılmıştır.

AKE modeli oluşturulurken HAD ve SE çözümleri arasında eşleşmenin gerçekleştiği akışkan-katı etkileşim yüzeyleri tanımlanmıştır. Eşleşme yüzeyleri adı verilen bu yüzeylerde HAD çözümlerinde elde edilen basınç ve kayma gerilmelerinin SE çözümlerine, SE çözümleri ile hesaplanan yer değiştirme değerlerinin ise HAD çözümlerine aktarılması sağlanmıştır.

Gerçekleştirilen çalışmada aşağıdaki analiz matrisinde verilen dokuz koşul incelenerek sonuçları değerlendirilmiştir. Çizelge 4.2'de gösterilen simgelerden δ boşluk miktarını, α ise hücum açısını belirtmektedir.

Çizelge 4.2 : Analiz matrisi.

	1	2	3
1	$\delta:0^\circ$ $\alpha:0^\circ$	$\delta:\pm 0.5^\circ$ $\alpha:0^\circ$	$\delta:\pm 1.0$ $\alpha:0^\circ$
2	$\delta:0^\circ$ $\alpha:5.0^\circ$	$\delta:\pm 0.5^\circ$ $\alpha:5.0^\circ$	$\delta:\pm 1.0$ $\alpha:5.0^\circ$
3	$\delta:0^\circ$ $\alpha:10.0^\circ$	$\delta:\pm 0.5^\circ$ $\alpha:10.0^\circ$	$\delta:\pm 1.0$ $\alpha:10.0^\circ$

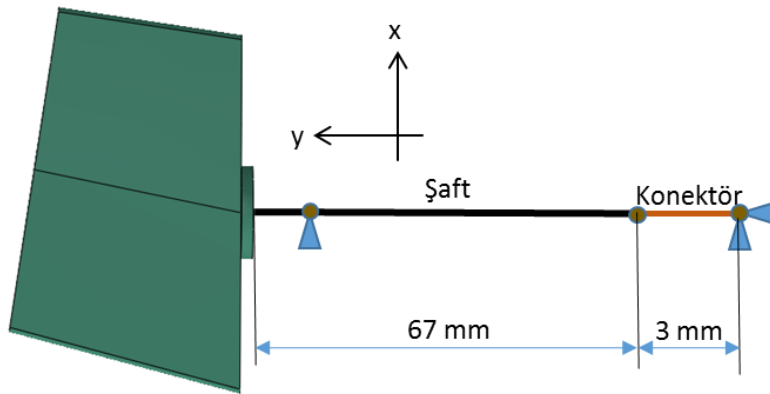
4.2 Yapısal Modelleme

AKE analizlerinde kullanılan sonlu elemanlar modeli toplam 21183 eleman içermektedir. Kanard doğrusal altı yüzlü (C3D8), kanard flanşı ikinci dereceden (quadratic) üçgen (C3D10) elemanlardan oluşmuştur. Kanard şaftı ise kiriş (B31) olarak modellenmiştir. Kanarda ait SE modelinin genel görünümü Şekil 4.2’de gösterilmiştir.



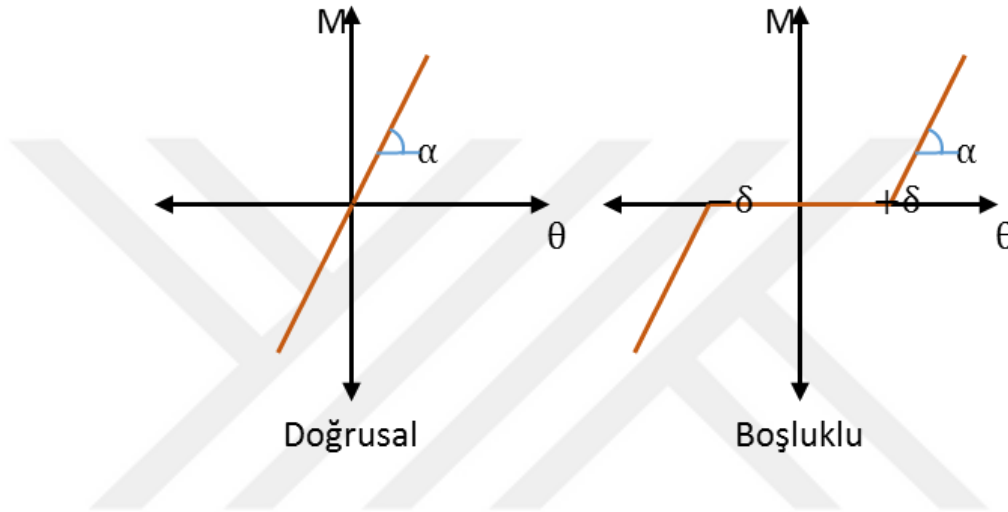
Şekil 4.2 : Kanard SE modeli.

Kanard modeli, flanşın 10 mm aşağısından yataklanmış olup bu noktanın radyal yöndeki serbestlik dereceleri kısıtlanmıştır. Kanard şaft ucunun 3 mm’lik kısmına bir adet konektör eleman tanımlanarak boşluk modellenmiş ve konektörün eyleyici ile birleşen ucu ankastre olarak tutulmuştur. Kanard şaftı modellemesine ait detay gösterim Şekil 4.3’de sunulmuştur.



Şekil 4.3 : Şafta ait SE model planı.

Konektör elemanlar iki uçları arasındaki düğüm noktalarında birbirlerine göre göreceli hareket serbestliği sağlayan özelleşmiş elemanlardır. SE modelinde şaftın eyleyici ile birleşen son 3 mm'lik kısmına bir adet menteşe konektör eleman tanımlanmıştır. Bu konektör elemanın bir ucu ankastre olarak tutulmuş, diğer ucu ise giriş olarak modellenen şaftla birleştirilerek şaft ile birlikte hareket etmesine izin verilmiştir. Konektör elemanın burulma direngenliği hesaplanmış ve elastik özellik olarak tanımlanmıştır. Boşluk tanımlaması için konektör elemanın doğrusal olmayan (nonlinear) direngenlik tanımlamasından faydalanılır.



Şekil 4.4 : Boşluksuz ve boşluklu açı-moment ilişkisi.

Boşluk ifadesi Şekil 4.4'te görüldüğü üzere belirli boşluk miktarları arasında () dengeleyici kuvvetin/momentin (M) olmadığı durum olarak ifade edilir. Doğrusal ve boşluklu durumların her ikisinde de boşluk bölgesi dışında direngenlikler () aynıdır.

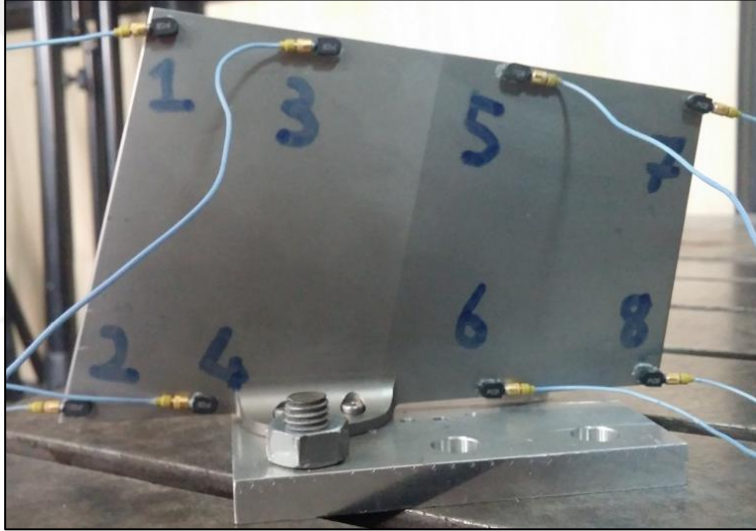
4.2.1 SE Modelinin Doğrulanması

Kanard üzerinde gerçekleştirilen AKE analizleri öncesinde SE modelinin doğrulanması amaçlanmıştır. Bu hedef doğrultusunda, civatarla sabitlenmiş kanarda ait modal test gerçekleştirilmiş ve aynı koşullardaki modal analiz sonuçları ile test sonuçları karşılaştırılmıştır. Bu çalışma ile, test ve analiz arasındaki uyum değerlendirilerek, SE yaklaşımının güvenilirliğini belirlenmiş olacaktır.

4.2.1.1 Modal Test

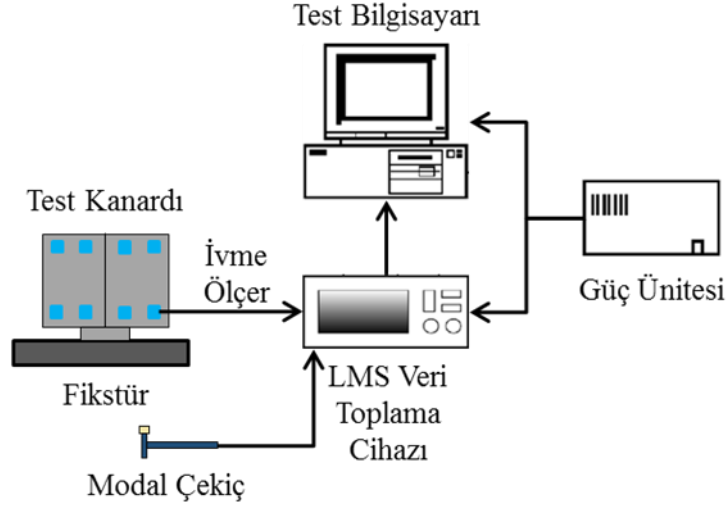
Modal test, sisteme ait doğal frekansları ve mod şekillerini belirlemek için gerçekleştirilen bir yöntemdir. Bu tez kapsamında kanarda ait SE modelini doğrulamak için modal testten yararlanılmıştır. Şekil 4.1’de verilen kanard modeline (AKE analizlerinde kullanılan ana model) aynı ölçülerde sahip olunmadığı için bu modele en yakın kanard ile modal test gerçekleştirilmiştir.

Test kapsamında flanş kısmından civatalarla sabitlenen test kanardının 0 ile 2000 Hz arasındaki modları taranmıştır. Modal çekiç vasıtası ile ilgilenen frekans aralığındaki bütün modların uyarılması sağlanmıştır. Mod frekanslarını ve mod şekillerini elde etmek için kanard üzerine 8 adet ivmeölçer yerleştirilmiştir. Modal testte kullanılan kanard modeli ve ivme ölçer yerleşimleri Şekil 4.5’de görülmektedir.



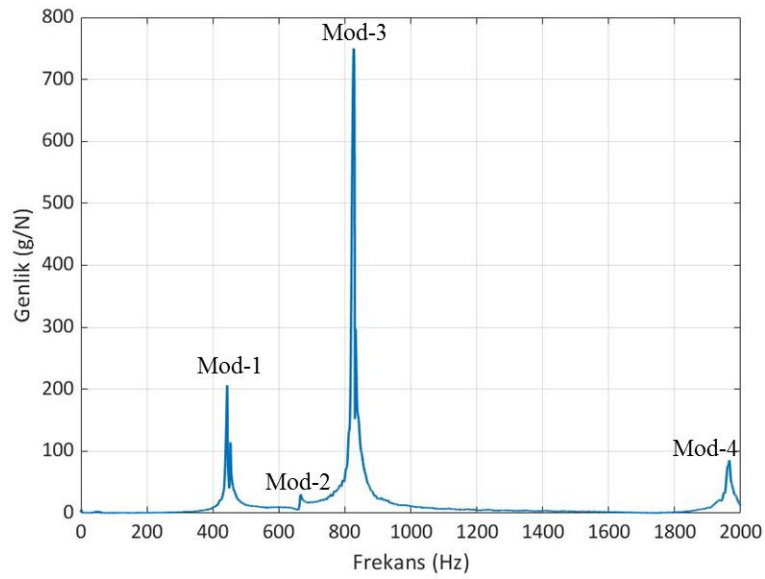
Şekil 4.5 : Kanard ve ivme ölçer yerleşimleri.

İvme ölçer verileri LMS veri toplama sistemi ile toplanmış ve toplanan veriler LMS Test Lab yazılımı ile işlenerek mod şekilleri elde edilmiştir. Modal test düzeneğinin şematik gösterimi Şekil 4.6’de sunulmuştur.

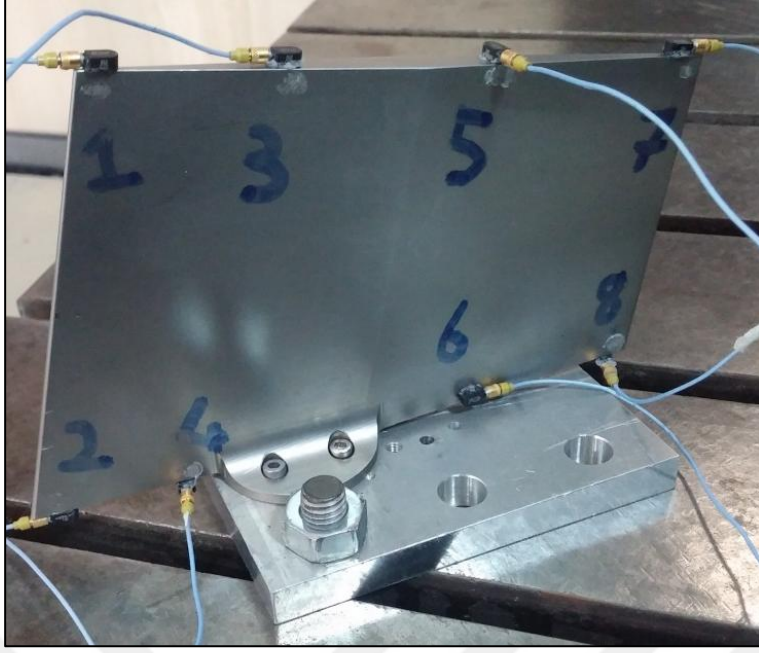


Şekil 4.6 : Modal test düzeneği.

Elde edilen Şekil 4.7'deki FRF grafiği ile kanardın ilk dört doğal frekansı belirlenmiştir. FRF grafiğine göre kanardın 1. modu 445 Hz, 2. modu 666 Hz, 3. modu 827 Hz ve 4. modu 1965 Hz'dir. Grafikten anlaşılacağı üzere kanardın 2. modu yeterince uyarılmamıştır. Bu durum aslen 2. modun mod şeklinin ivme ölçer eksenlerine dik doğrultuda olmasından kaynaklanır. Böylece, ivme ölçerler titreşimleri yeterince algılayamamıştır. Aynı test Resim 4.2'de görüldüğü gibi ivme ölçerler kanard ucu ve kök yüzeylerine yerleştirilip tekrarlandığında 2. modun aynı frekansta daha güçlü bir şekilde uyarıldığı görülmüştür. Test sonucu görülen mod şekilleri Bölüm (4.2.1.3) Test-Analiz Karşılaştırması kısmında verilmiştir.



Şekil 4.7 : FRF grafiği.

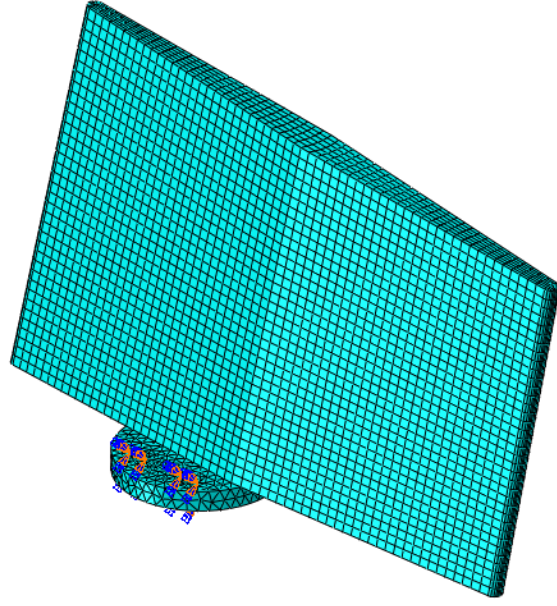


Şekil 4.8 : Kanard ucu ve kök yüzeylerinde ivme ölçer yerleşimi.

4.2.1.2 Test Modelinin Doğal Frekans Analizi

Modal testte kullanılan kanardtaki farklılıklardan ötürü yeni bir SE modeli oluşturulmuştur. Testte ve tez kapsamında kullanılan modeller arasındaki fark, küçük geometrik değişiklikler ve malzeme özelliklerinden ibarettir. Farklılıklara rağmen her iki durum için oluşturulan SE modellerinde aynı prensipler izlenmiştir. Bu sebeple, yapılacak test-analiz karşılaştırması AKE analizlerinde kullanılan SE metodunu doğrular niteliktedir.

Test-analiz karşılaştırması amacı ile kullanılan kanard modelinde kanard flanşı, Şekil 4.1'de gösterilen kanard modeline kıyasla hücum kenarına daha yakındır. Bu nedenle, test kanardı SE modeli tekrardan oluşturulmuş ve test koşullarına uygun olacak şekilde kanard flanşı civata kısmından sabitlenmiştir. Test kanardı SE modeli, ana kanard modeli ile uyumlu olacak şekilde aynı eleman yapısına sahiptir. Kanard modeli ve sınır koşulu Şekil 4.9'de gösterilmiştir.



Şekil 4.9 : Test kanardına ait SE modeli.

Test kanardı homojen malzeme özelliklerine sahip olup, oda sıcaklığındaki çeliğe ait özelliklere sahiptir. Modal test ve analizlerinde kullanılan kanarda ait malzeme özellikleri aşağıda belirtilmiştir.

Çizelge 4.3 : Test kanardına ait malzeme özellikleri.

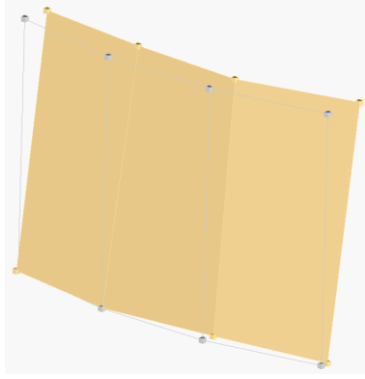
Malzeme Özelliği	Değer [Mpa]
	210000
	80150
Malzeme Özelliği	Değer
	0.3
Malzeme Özelliği	Değer [kg/m ³]
	7800

Analiz ile elde edilen mod frekansları ve mod şekilleri ise Bölüm (4.3.1.3) Test-Analiz Karşılaştırması kısmında test sonuçları ile beraber verilmiştir.

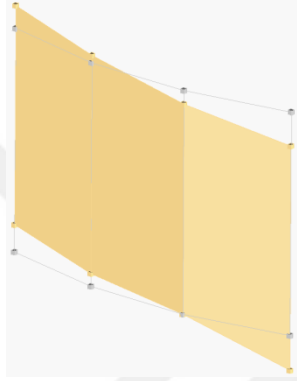
4.2.1.3 Test-Analiz Karşılaştırması

Modal test ile elde edilen frekans ve mod şekillerininin SE yöntemi ile elde hesaplanan sonuçlarla kıyaslaması aşağıda yapılmıştır.

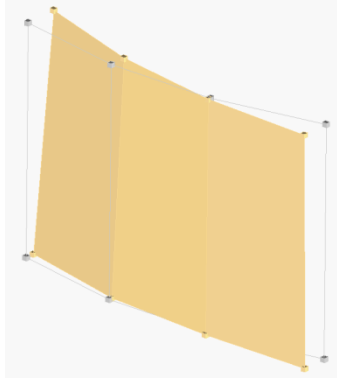
Modal Test



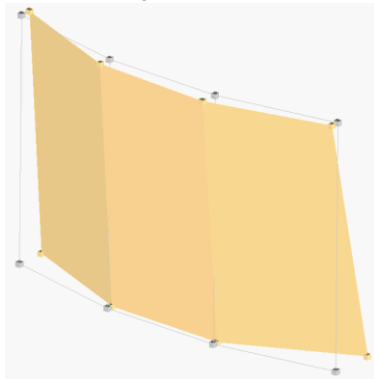
$\omega_1=445$ Hz



$\omega_2=666$ Hz

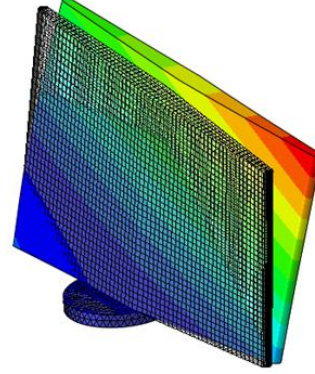


$\omega_3=827$ Hz

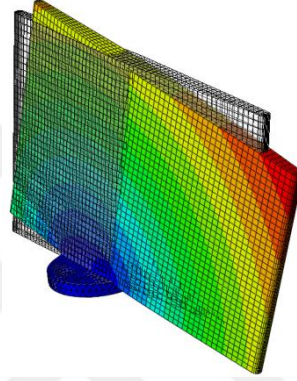


$\omega_4=1965$ Hz

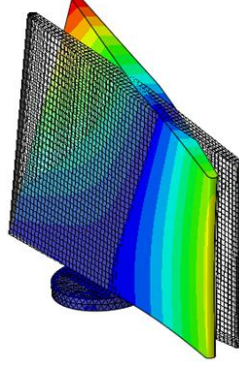
Modal Analiz



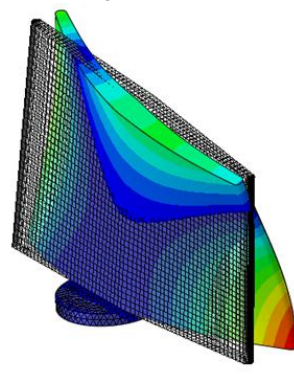
$\omega_1=427$ Hz



$\omega_2=632$ Hz



$\omega_3=795$ Hz



$\omega_4=1822$ Hz

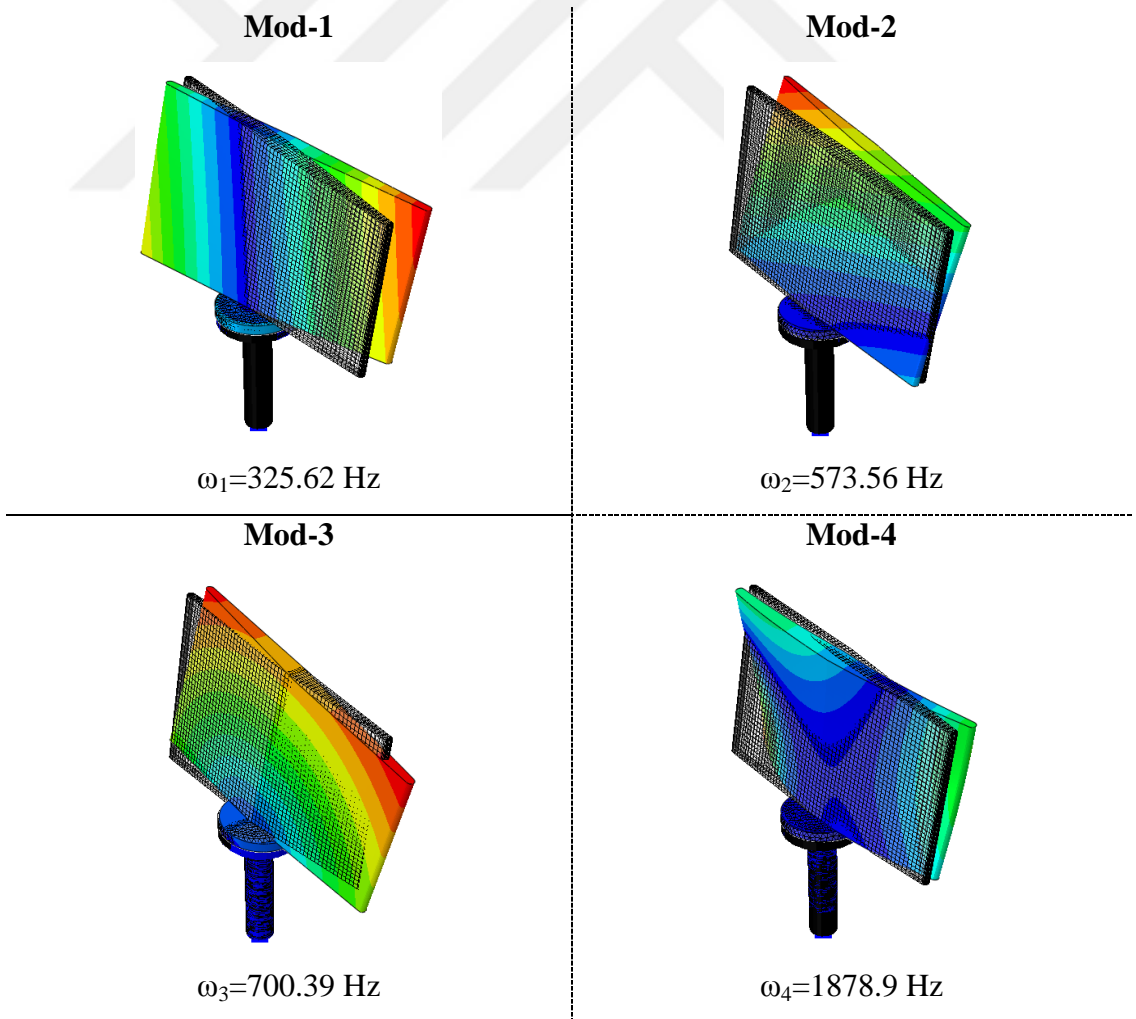
Şekil 4.10 : Modal test-analiz karşılaştırması.

Şekil 4.10’da kanarda ait ilk 4 mod frekansı ve mod şekilleri kıyaslanmıştır. SE yöntemi ile hesaplanan mod şekilleri ve mod frekanslarının test sonuçları ile yakın benzerlik gösterdiği görülür. Sonuç olarak, kanard SE modelinin oluşturulmasında kullanılan metodun doğru olduğu ve kullanılan çözüm ağının uygun olduğu yargısına varılmıştır.

4.2.2 Kanard Doğal Frekans Analizi

Bu bölüm içerisinde AKE analizlerinde kullanılan kanard SE modelinin doğal frekansları ve mod şekilleri hesaplanmıştır. Hesaplanan frekans değerleri AKE analizleri ile elde edilen sonuçlarla kıyaslanarak, akışkanın ve boşluk miktarının dinamik davranış üzerindeki etkisi incelenmiştir. Doğal frekans analizi gerçekleştirilirken bir önceki bölümde doğrulan metot uygulanmıştır.

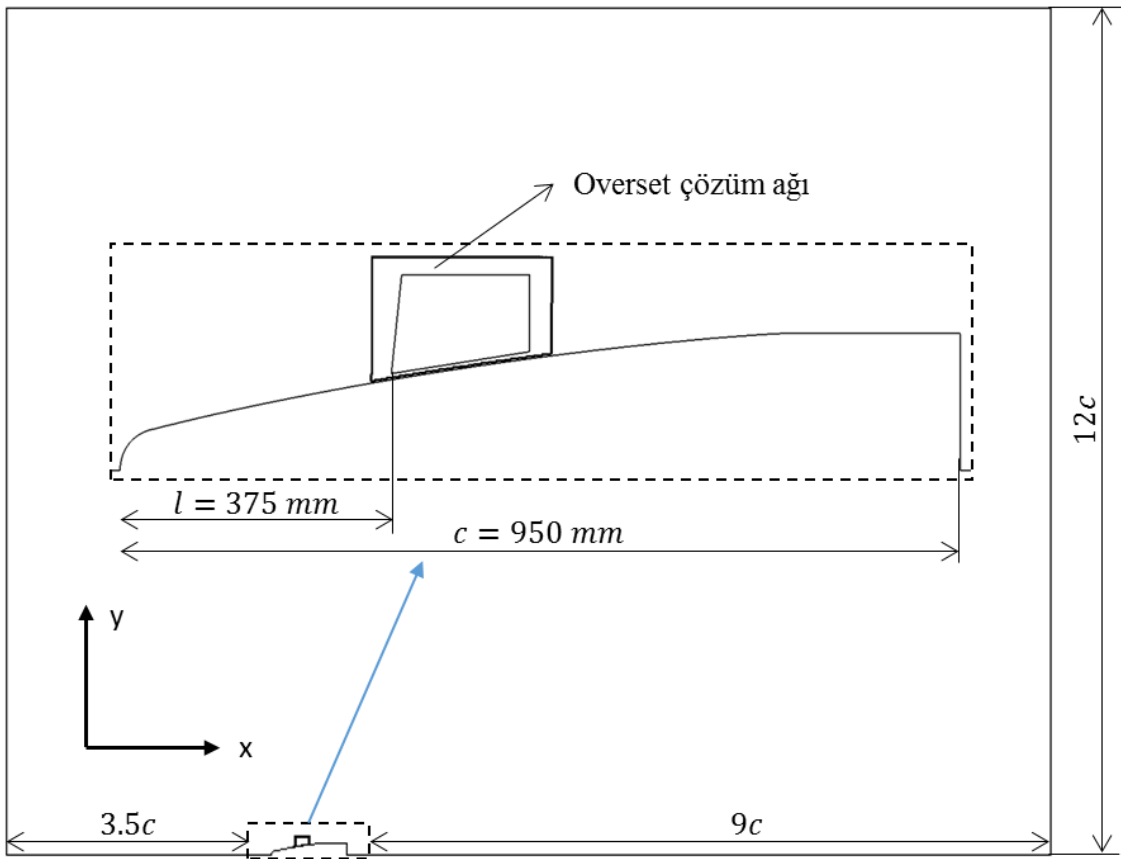
Doğal frekans analizi ile elde edilen mod frekansları ve mod şekilleri Şekil 4.11’de belirtilmiştir.



Şekil 4.11 : Kanard doğal frekansları.

4.3 Akışkanlar Dinamiği Modellemesi

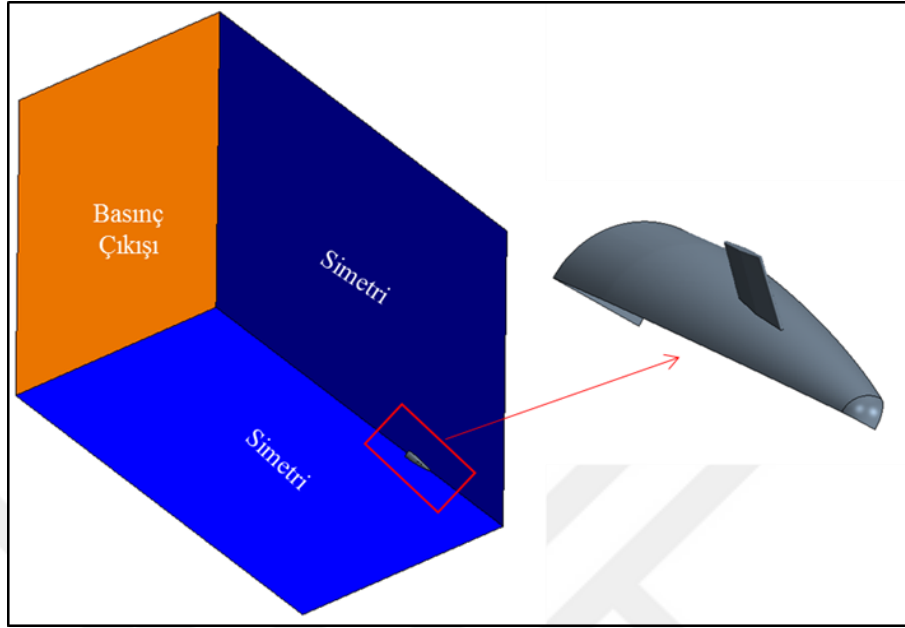
Akışkan-katı etkileşimi (AKE) analizleri öncesi kararlı hal akış analizleri gerçekleştirilmiştir. Kararlı hal analizleri AKE analizlerinin başlangıç koşulunu oluşturmaktadır. Farklı çözüm ağı sıklıkları ile gerçekleştirilen kararlı hal analizleri ile Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (HAD) sonuçlarının çözüm ağından bağımsız olması sağlanmıştır. Ayrıca farklı türbülans modelleri ile kararlı hal çözümleri tekaralanarak türbülans modellerin çözüm sonuçları üzerine etkisi incelenmiştir. HAD modeline ait geometrik bilgiler Şekil 4.12’de gösterilmektedir.



Şekil 4.12 : HAD modeline ait geometrik bilgiler.

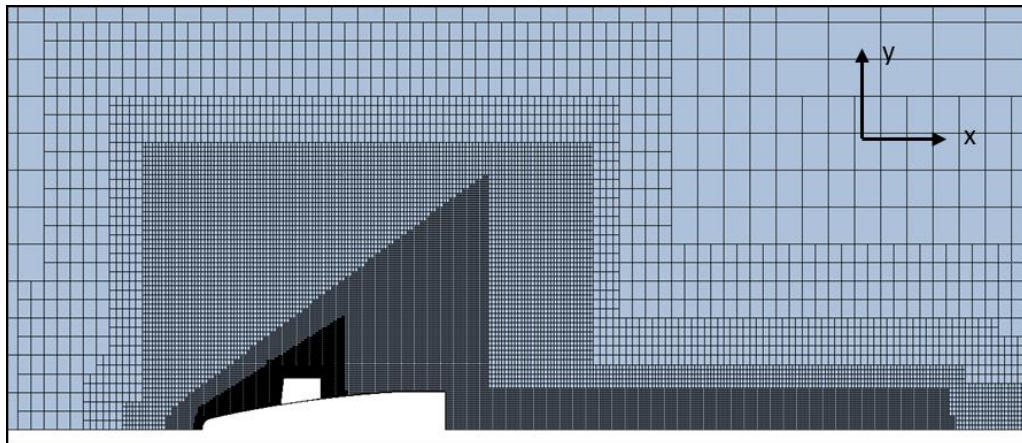
HAD analizlerinde $\frac{1}{4}$ füze modeli ele alınmış ve füze gövdesinin burundan itibaren 950 mm'lik kısmı modele dahil edilmiştir. Çeyrek model kullanılmasından ötürü kesit yüzeyleri simetri sınır şartı olarak tanımlanmıştır. Analizlerde çözümü yapılan akışkan 10000 m irtifadaki termodinamik özelliklere sahip olan havadır. Akışkan, HAD modeline serbest akış koşulu sınır şartı ile girmekte ve basınç çıkışı sınır şartına sahip yüzeylerden çözüm ağını terk etmektedir. Füze ve kanard yüzeylerinde ise kaymanın olmadığı (no slip) duvar özelliği tanımlanmıştır. Şekil 4.13’de simetri

ve basınç çıkışı sınır şartlarına sahip yüzeyler ile füze modeli gösterilmektedir. Şekil 4.13'de gösterilmeyen ancak HAD modelinde bulunan diğer yüzeyler serbest akış sınır şartına sahiptir.



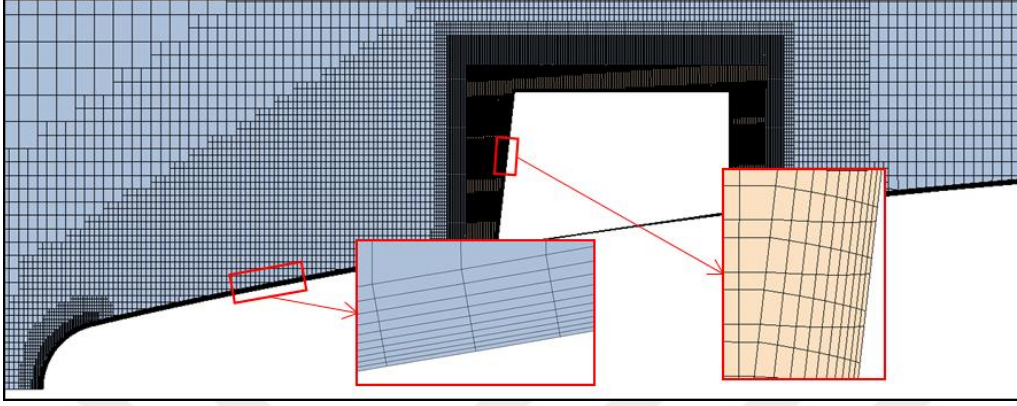
Şekil 4.13 : HAD modeli genel görünümü.

HAD modelinde çözüm ağı altıyüzlü (hexahedral) elemanlardan oluşturulmuştur. Burunda meydana gelen yay şok bölgesi ve kuyruk kısmı kademeli olarak sıklaştırılmış; çeyrek füze modelinin uzağında kalan serbest akış bölgesinde ise daha kaba elemanlar kullanılmıştır. Şekil 4.14'de xy düzlemindeki çözüm ağının görüntüsü verilmiştir.



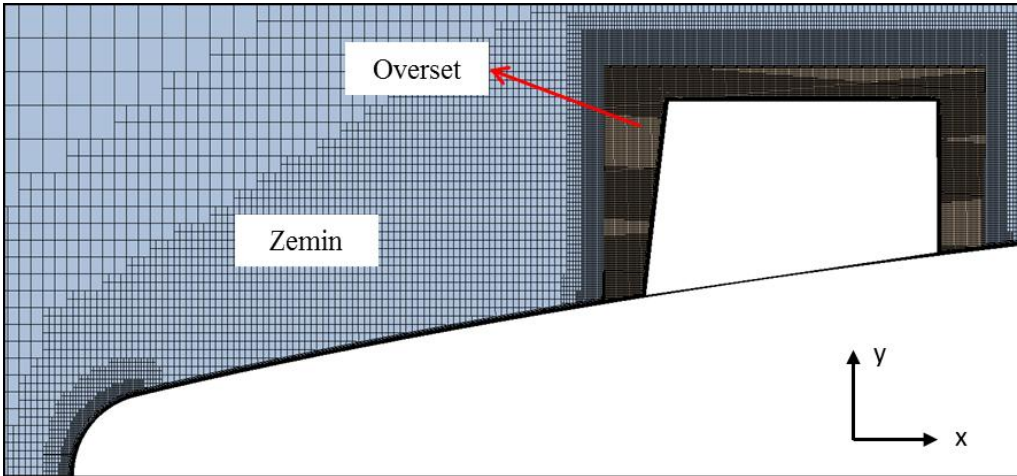
Şekil 4.14 : HAD çözüm ağı genel görünümü.

HAD analizlerinde duvara yakın yüzeyleri daha iyi çözümlmek için ek elemanlar oluşturulmuştur. Bu elemanlar ile sınır tabaka içerisindeki hız gradyeni yeterince çözümlenerek, kayma gerilmelerinin doğru hesaplanması sağlanır. Şekil 4.15'te verilen detay görünümde ek eleman katmanları belirtilmektedir.



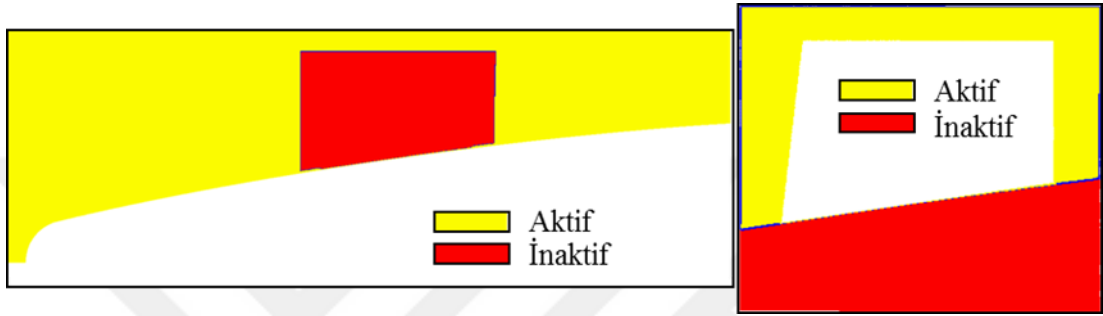
Şekil 4.15 : HAD çözüm ağı detay görünümü.

HAD modelinde gösterilen kanard ile gövde arasındaki boşluk oldukça dar olup, 0.8 mm genişliğindedir. Kanard-gövde arasındaki dar alanda düzgün çözüm elemanlarının oluşturulabilmesi ve AKE analizleri sırasında bu bölgedeki elemanların aşırı deforme olmaması için “overset” çözüm ağı tekniğinden faydalanılmıştır. Overset metodu ile, kanard olmadan oluşturulan çözüm ağı üzerine (zemin) kanardın bulunduğu bir başka çözüm ağı (overset) yerleştirilir ve iki çözüm ağı sınırında etkileşim kurularak HAD hesaplarının beraber yapılması sağlanır. Böylece, HAD analizleri sırasında Şekil 4.16'de görüldüğü gibi kanardın bulunduğu bölgede overset çözüm ağı (kahverengi) aktif iken diğer bölgelerde zeminde bulunan (mavi) çözüm ağı aktif hale gelir.



Şekil 4.16 : Overset çözüm ağı detay görünümü.

Zemindeki ve overset bölgesinde aktif ve inaktif olan bölgeler Şekil 4.17’de belirtilmiştir. Sarı ile gösterilen alanlar aktif elemanların, kırmızı bölgeler inaktif elemanların, mavi kısımlar ise iki çözüm ağı (zemin ve overset) arasındaki etkileşim yüzeylerini ifade eder. Görüldüğü üzere zeminde bulunan elemanlar kanardı kapsayan overset bölgesinde inaktif hale gelirken, bu alanda overset bölgesine ait elemanlar aktif durumdadır. Alıcı (acceptor) olarak ifade edilen elemanların bulunduğu overset sınırlarında iki çözüm ağı arasında süreklilik sağlanır ve böylece, HAD analizi birden fazla çözüm ağı ile birlikte gerçekleştirilebilir.



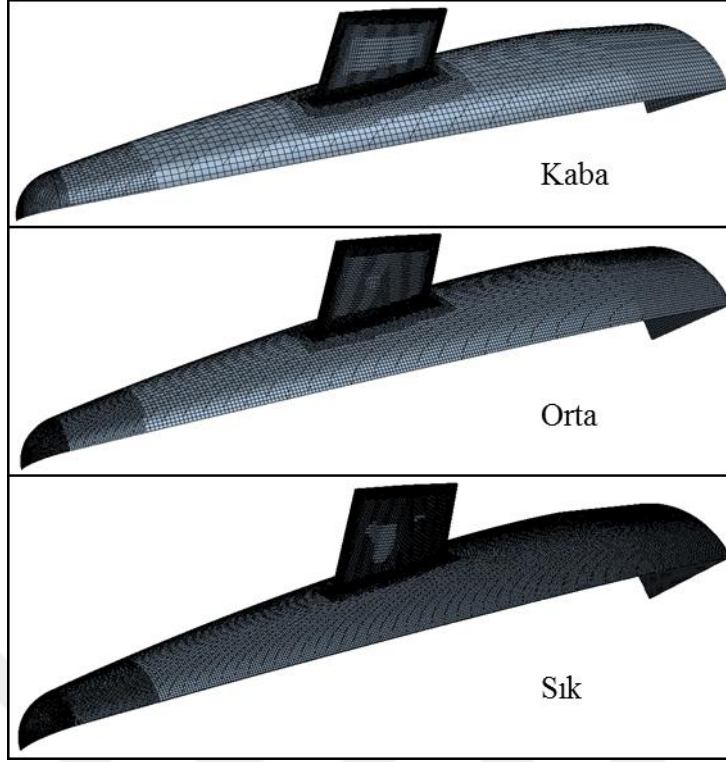
Şekil 4.17 : Zemin (sol) ve overset (sağ) çözüm ağı bölgelerinde üzerinde aktif-inaktif elemanların gösterimi.

4.3.1 Çözüm Ağı Çalışması

HAD analizi sonuçlarının çözüm ağından bağımsız olması için çözüm ağı çalışmaları yapılmıştır. Çözüm ağı çalışmasında SST k- ω türübülans modeli kullanılarak farklı ağ sıklıklarında kararlı hal analizleri gerçekleştirilmiştir. Ele alınan ağ yapılarına ait eleman sayıları Çizelge 4.4’te belirtilmektedir. Belirtilen ağ sıklıklarına göre kanard ve gövde üzerindeki çözüm ağının görünümü ise Şekil 4.18’de gösterilmiştir.

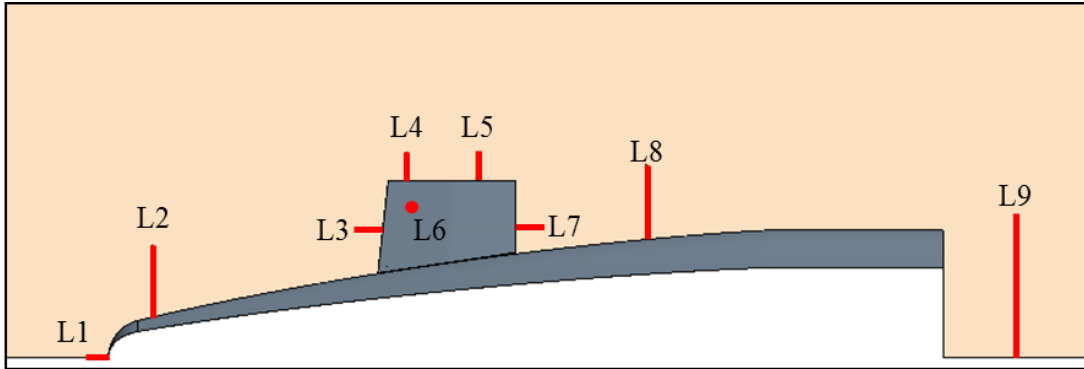
Çizelge 4.4 : Farklı ağ yoğunlukları için eleman sayıları.

	Kaba	Orta	Sık
Kanard-Gövde	140236	371341	887047
Tüm Model	497236	1372819	37126451



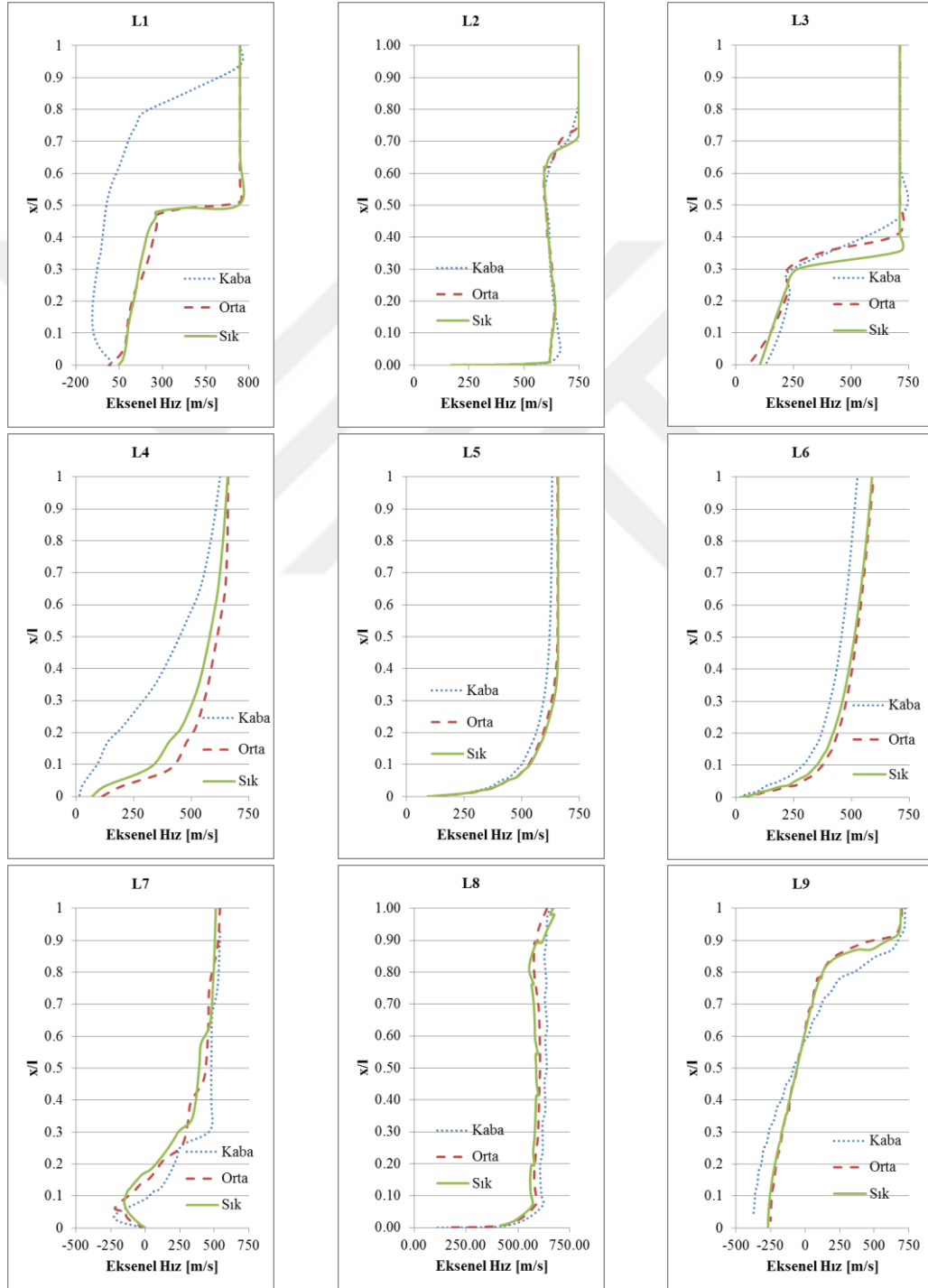
Şekil 4.18 : Kanard ve gövde üzerindeki eleman dağılımları.

Farklı ağ sıklıklarının analiz sonuçları üzerine etkisini incelemek için Şekil 4.19’da gösterilen bölgelerde aksel hızın çizgi boyunca değişimi çizdirilmiştir. Füze burnu (L1), gövde üzeri (L2, L8), kanard hücum (L3) ve firar kenarları (L7), kanard uç noktaları (L4, L5), kanard üzeri (L6) ve kuyruk bölgesinde (L9) hesaplanan aksel hız değerleri çekilerek karşılaştırılmıştır. Bu gösterimde “L6” olarak ifade edilen bölge kanarda dik doğrultudadır. Grafiklerde yatay eksen aksel hızı, dikey eksen ise boyutsuzlaştırılmış mesafeyi temsil eder. Bütün grafiklerde dikey eksenin “0” değeri duvara en yakın mesafeye karşılık gelmektedir.



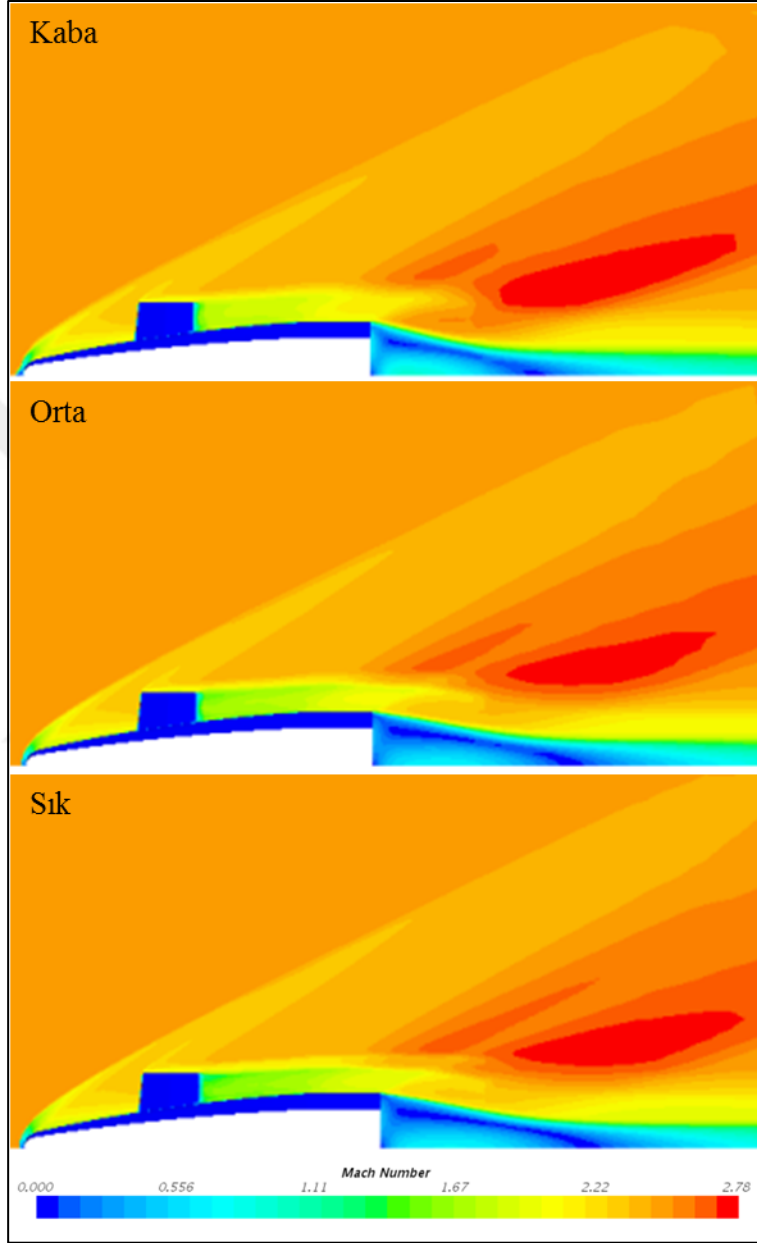
Şekil 4.19 : Orta eksen üzerinde hız profil çizgileri.

Farklı ağ yoğunluklarına göre hız profillerinin karşılaştırılmasına aşağıda yer verilmiştir. Hız profilleri incelendiğinde orta ve sık çözüm ağları ile hesaplanan hızların birbirleri ile benzer profillere sahip olduğu görülür. Kaba ağ yapısı ile elde edilen sonuçlar ise birçok konumda diğer ağ sıklıklarından farklılaşmıştır. Bu durum kaba ağ yapısının doğru sonuçlar elde edebilmek için yetersiz olduğunun bir göstergesidir.



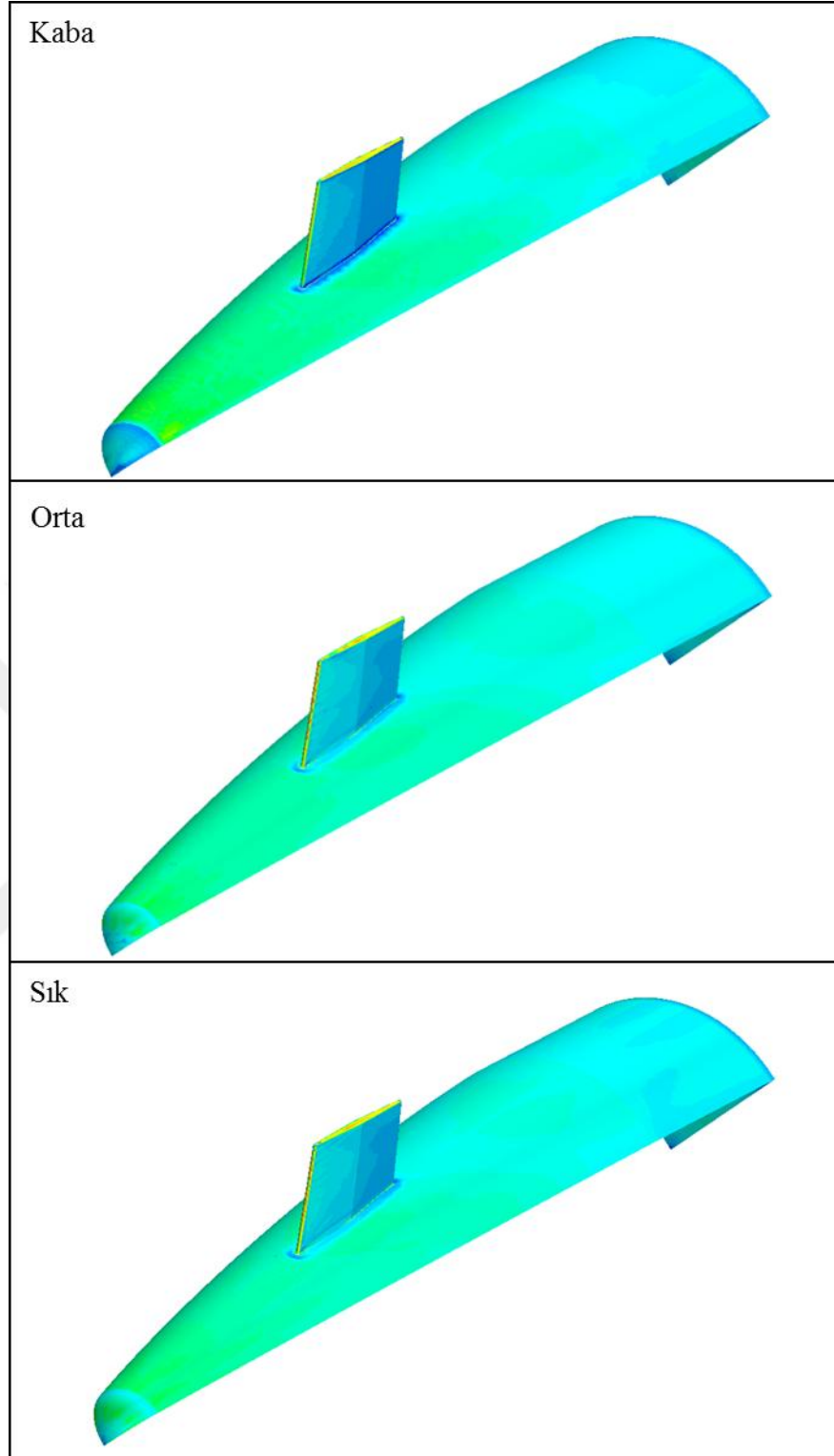
Şekil 4.20 : Farklı çözüm ağı sıklıklarına göre eksenel hız profilleri.

Çözüm ağı sıklıklarına göre orta düzlemdeki Mach dağılımı Şekil 4.21’de gösterilmektedir. Farklı çözüm ağları orta düzlemdeki Mach dağılımını önemli ölçüde değiştirmemektedir. Ancak, füze burnu dikkatli incelendiğinde kaba ağ yapısı ile elde edilen çözümde yay şokun sahip olması gereken formda olmadığı anlaşılır.



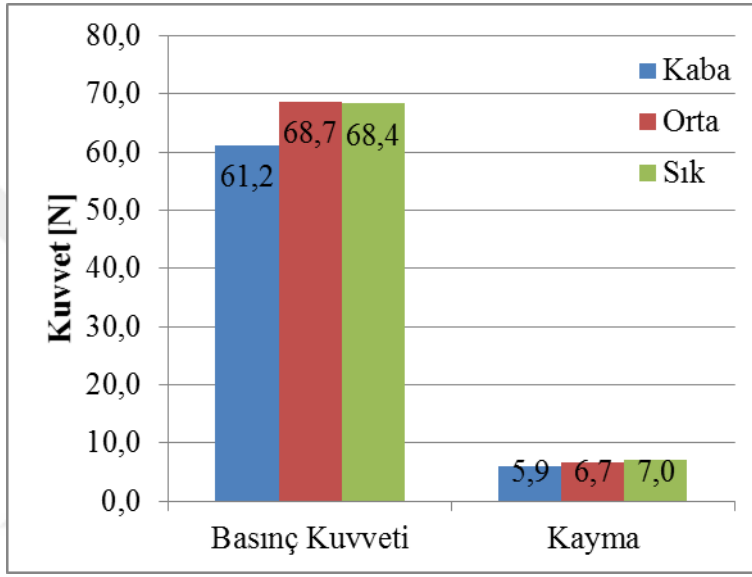
Şekil 4.21 : Farklı çözüm ağı sıklıklarına orta düzlemdeki Mach dağılımı.

HAD çözümlerinde çözüm ağından bağımsız olarak kayma gerilmelerini doğru hesaplayabilmek için sınır tabakanın tam olarak çözümlenmesine dikkat edilmiştir. Bu amaçla kaba, orta ve sık çözüm ağlarının hepsi için y^+ değerinin 1’den küçük olması sağlanmıştır.



Şekil 4.22 : Farklı çözüm ağı sıklıklarına göre y^+ dağılımları.

Kanard üzerindeki basıncın ve kayma gerilmelerinin oluşturdukları kuvvetler farklı çözüm ağı sıklıklarına göre değişiklik göstermektedir. Şekil 4.23'deki grafikte kuvvet değerleri ağ sıklıkları ile kıyaslanmaktadır. Aerodinamik kuvvetlerin kanardta oluşturduğu toplam kuvvet 75 N civarındadır. Toplam kuvvetin yaklaşık %90'ı basınç kaynaklı, geri kalanı ise kayma gerilmelerinin meydana getirdiği kuvvetlerdir. Çözüm ağı sıklıkları karşılaştırıldığında, kaba ağ yapısının basınç ve kayma gerilmeleri kaynaklı kuvvetlerin sık ve orta ağ yapısından daha düşük hesapladığı belirlenmiştir.



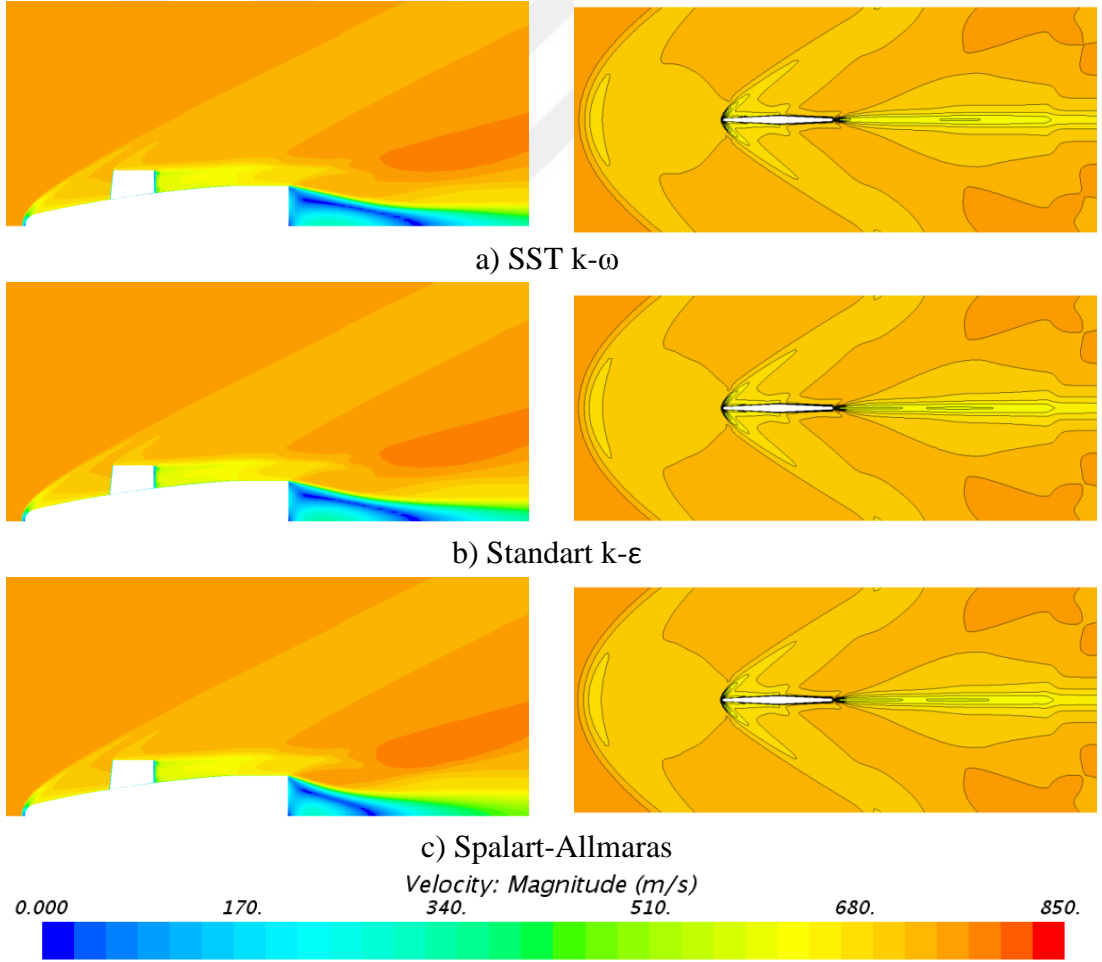
Şekil 4.23 : Farklı çözüm ağı sıklıklarına göre kanard üzerindeki basınç ve kayma etkin kuvvetlerin karşılaştırılması.

Çözüm ağı çalışmasına ait sonuçlar neticesinde, orta ve sık çözüm ağlarının benzer hız profillerini verdiği ve kanard üzerinde hesaplanan kuvvetlerin birbirlerine oldukça yakın olduğu görülmüştür. Bu çıkarımın yanında, kaba ağ yapısı ile elde edilen sonuçların orta ve sık ağ yapısından farklı olduğu ve böylece kaba ağ sıklığının doğru çözüm için yetersiz kaldığı anlaşılmıştır. Sonuç olarak, ilerleyen bölümdeki türbülans modeli çalışmalarında ve AKE analizlerine orta sıklıktaki ağ yapısı ile devam edilmesine karar verilmiştir.

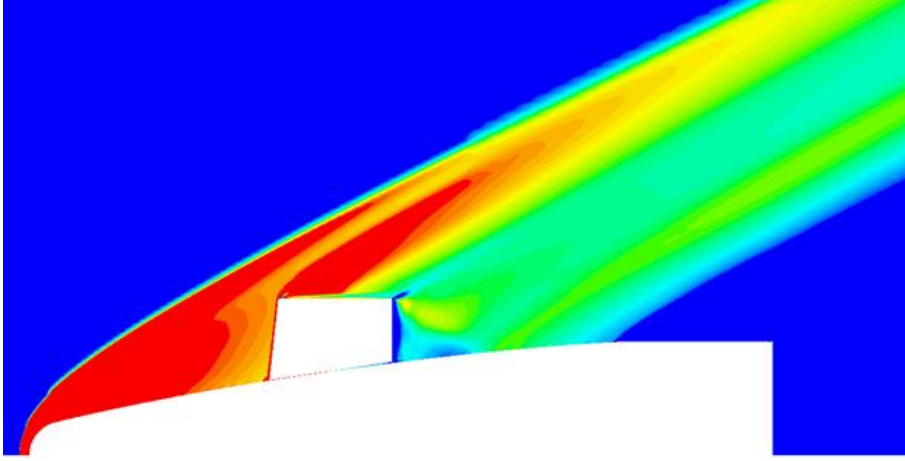
4.3.2 Türbülans Modeli Çalışması

Türbülans modeli çalışması ile farklı türbülans modellerinin sonuçlar üzerine etkisi incelenmiştir. Bu çalışma içerisinde Standart k- ϵ , SST k- ω ve Spalart-Allmaras türbülans modelleri ile elde edilen sonuçlar karşılaştırılmıştır. Türbülans modeli çalışması için daha önce ağdan bağımsız sonuçların elde edildiği orta sıklıktaki çözüm ağı kullanılmıştır.

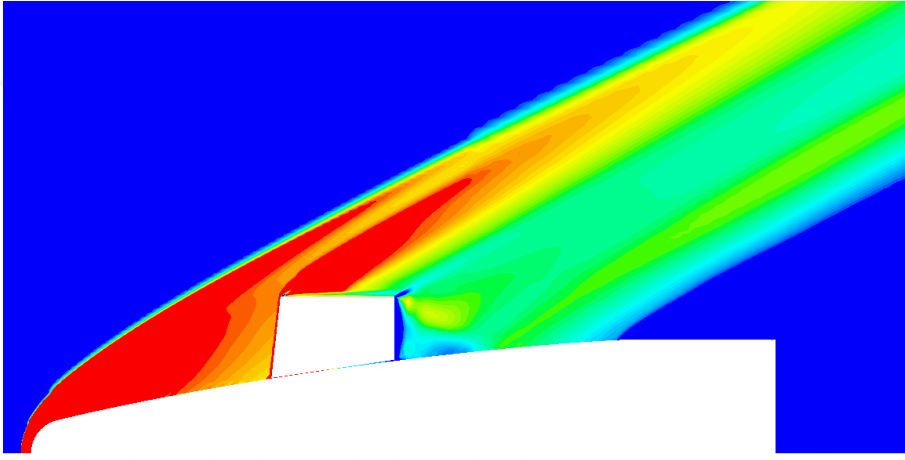
Şekil 4.24'te farklı türbülans modelleri ile elde edilen hız dağılımları verilmiştir. Türbülans modellerinin değişmesi ile orta düzlem ve kanard %50 açıklıktaki hız dağılımlarında fark edilir bir değişikliğin olmadığı görülmektedir. Aynı şekilde Şekil 4.25 ve Şekil 4.26'te gösterilen basınç dağılımlarında farklı türbülans modelleri arasında belirgin bir değişiklik görülmemektedir. Kullanılan türbülans modellerinin hepsinde füze burnundaki ve kanat hücum kenarındaki yay şok ile kanard üzerindeki genişleme dalgaları düzgün bir şekilde çözümlenebilmiştir.



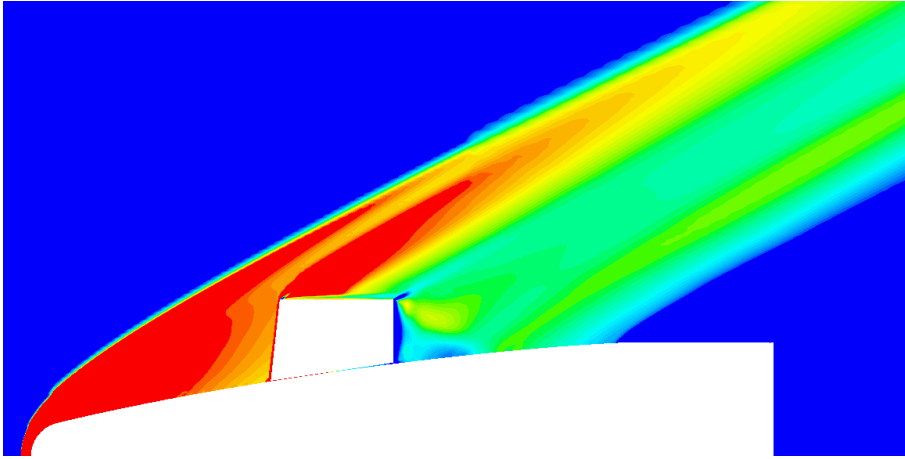
Şekil 4.24 : a) SST k- ω , b) Standart k- ϵ , c) Spalart-Allmaras türbülans modellerine göre füze orta (solda) eksen ve %50 kanard açıklığında (sağda) hız dağılımları.



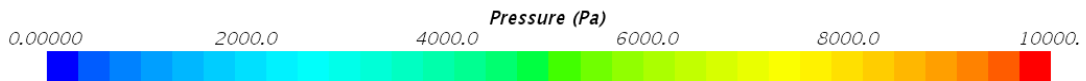
a) SST k- ω



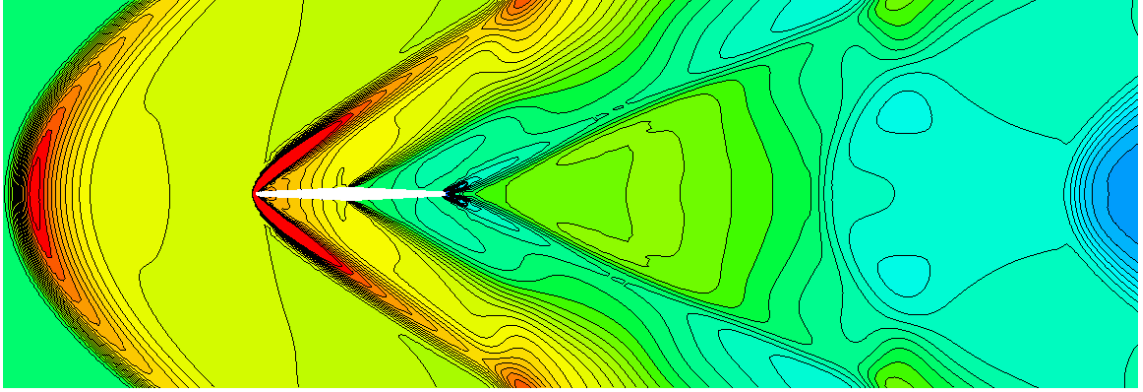
b) Standart k- ϵ



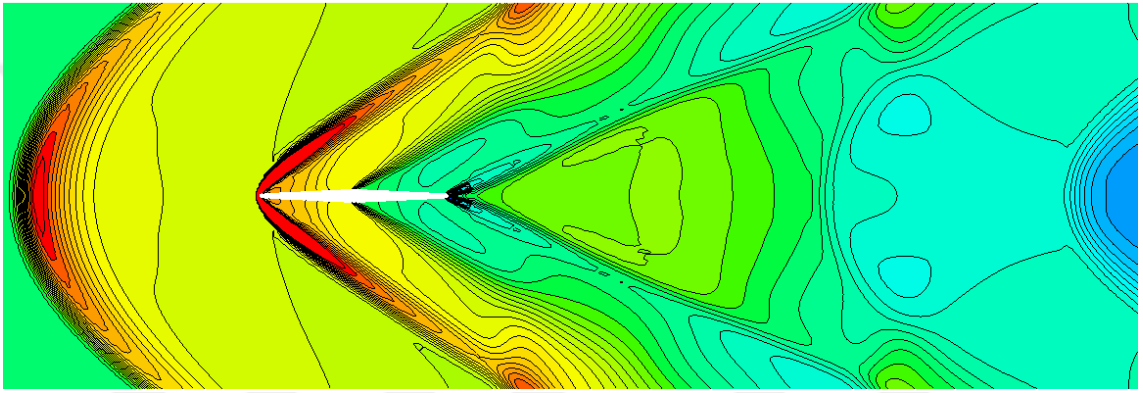
c) Spalart-Allmaras



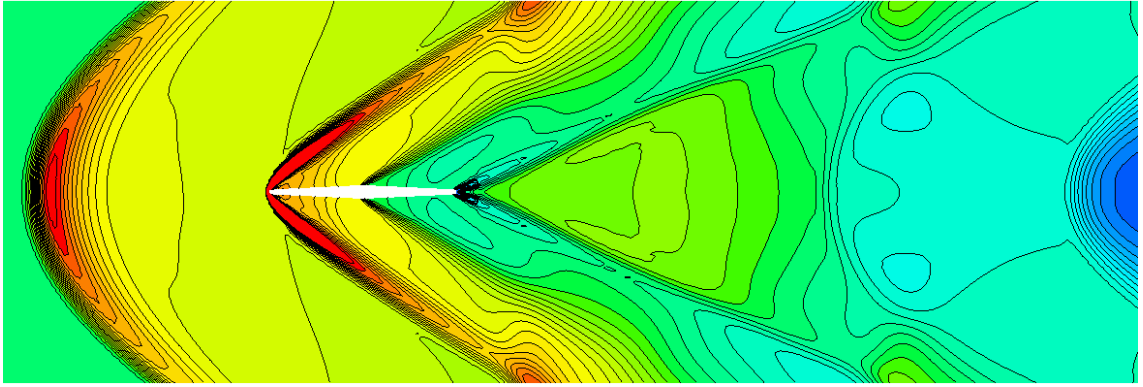
Şekil 4.25 : Şekil 4.25 : a) SST k- ω , b) Standart k- ϵ , c) Spalart-Allmaras türbülans modellerine göre %50 kanard açıklığında basınç dağılımları.



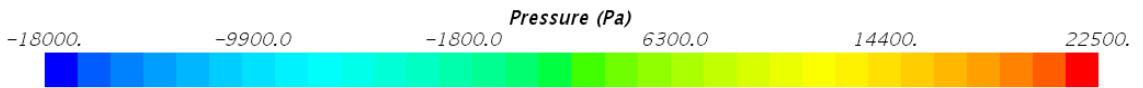
a) SST k- ω



b) Standart k- ϵ

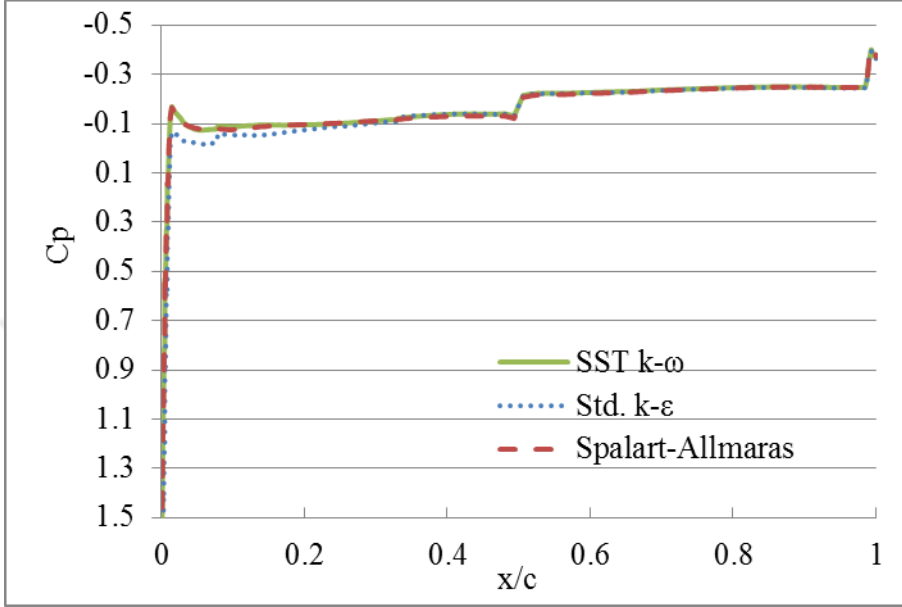


c) Spalart-Allmaras



Şekil 4.26 : a) SST k- ω , b) Standart k- ϵ , c) Spalart-Allmaras türbülans modellerine göre %50 kanard açıklığında basınç dağılımları.

Şekil 4.27’te kanard orta açıklığındaki (midpan) basınç katsayıları farklı türbülans modelleri ile gerçekleştirilen çözümlerle karşılaştırılmıştır. Bu grafikten görüldüğü üzere, SST k- ω ve Spalart-Allmaras türbülans modelleri ile elde edilen çözümler birbirleri ile aynı sonuçları verirken, Std. k- ϵ türbülans modeline ait sonuçlar kanard hücum kenarında bir miktar farklılaşmıştır.



Şekil 4.27 : Kanard orta açıklıkta kanard üzerindeki basınç katsayılarının değişimi.

Hız ve basınç dağılımlarına ek olarak farklı türbülans modellerinin kanard üzerinde oluşan kuvvetlere etkisi Çizelge 4.5’da karşılaştırılmıştır.

Çizelge 4.5 : Kanarda etkiyen basınç ve kayma etkin kuvvetler.

SST k- ω		Standart k- ϵ		Spalart-Allmaras	
Basınç [N]	Kayma [N]	Basınç [N]	Kayma [N]	Basınç [N]	Kayma [N]
68.7	6.7	69.3	7.4	69.2	7.2

Türbülans modeli çalışması sonucu, farklı türbülans modellerinin (SST k- ω , Standart k- ϵ , Spalart-Allmaras) sonuçlara önemli ölçüde etkisi olmadığı anlaşılmıştır. Bu nedenle çalışmada ele alınan üç türbülans modelinden herhangi birinin seçimi HAD hesaplamaları için uygundur. Basınç kuvveti açısından, farklı türbülans modellerinden elde edilen sonuçlar arasındaki maksimum fark %1’in altındadır. Kayma gerilmeleri için bu fark %10 civarındadır. Kayma gerilmelerinden kaynaklanan sürtünme kuvvetinin basınç kuvvetinin %10’u mertebesinde olduğu

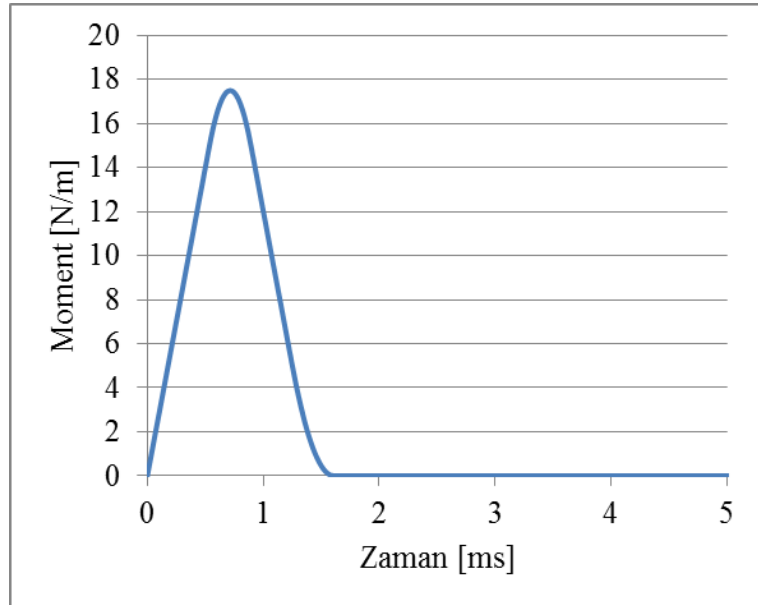
düşünülürse, kullanılan 3 türbülans modelinin üçünün de kabul edilebilir sonuçlar verdiği belirtilebilir. Yakınsama kolaylığından ötürü AKE analizlerine Spalart-Allmaras türbülans modeli ile devam edilmesi kararlaştırılmıştır.

4.4 Akışkan-Katı Etkileşimi Analizi

AKE analizlerinde akışkan-katı etkileşim yüzeyi kanard yüzeyleri olup, füze gövdesi AKE analizlerine dâhil edilmemiştir. Füze gövdesi sadece HAD hesaplamalarına katılmıştır. Böylece kanard, burunda oluşan şok sonrası akış koşulları altında bulunmaktadır.

AKE analizlerinde zayıf etkileşimli eşleştirme metodu uygulanmıştır. Böylece, HAD ve SE çözümleri arasındaki veri alışverişi her eşleşme zaman adımının sonunda gerçekleşmiştir. Eşleşme zaman adımları 2.5×10^{-5} ms olup bu değer kanardın ikinci modunu 70 defa örnekleyebilecek yeterliliktedir. AKE analizleri 50 ms süresince yapılmış olup kanardın bu süre içerisinde aeroelastik davranışı ile ilgilenilmiştir.

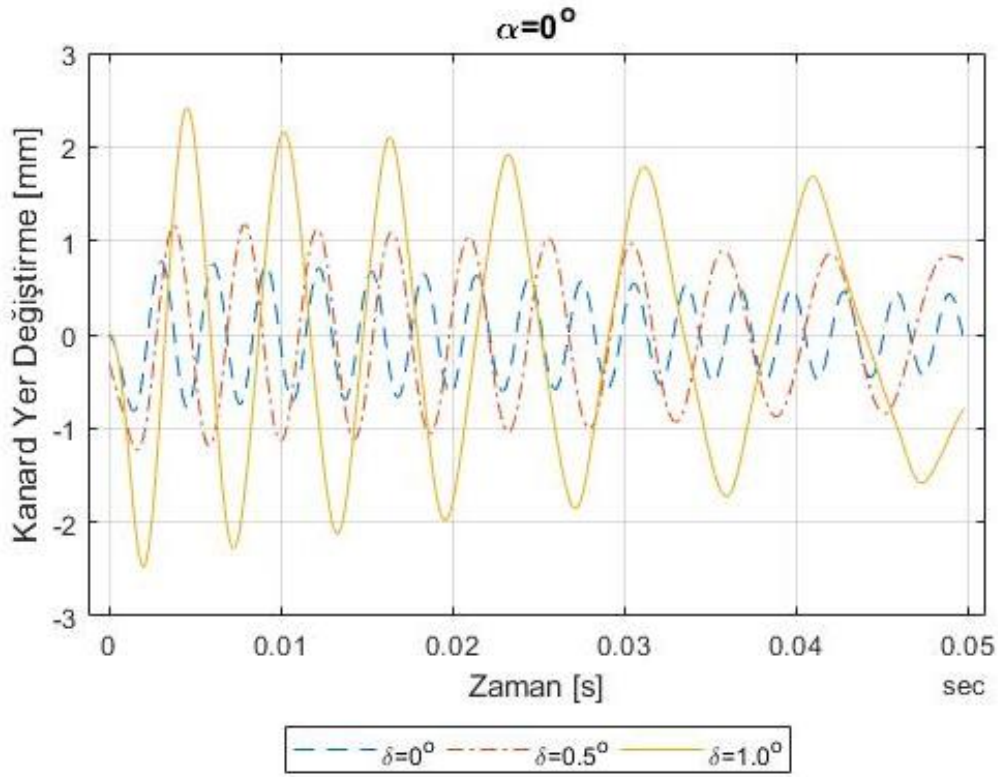
AKE analizleri kanardın ani bir bozuntuya uğraması ile başlamaktadır. Sözü edilen bozuntu kanard şaftına gelen ani bir yükleme ile gerçekleşir. Yüklemeyle ilgili yük-zaman grafiği Şekil 4.28’de verilmiştir. 1.43 ms sonunda momentin sona ermesi ile kanard üzerinde sadece aerodinamik yükler etkin hale gelir.



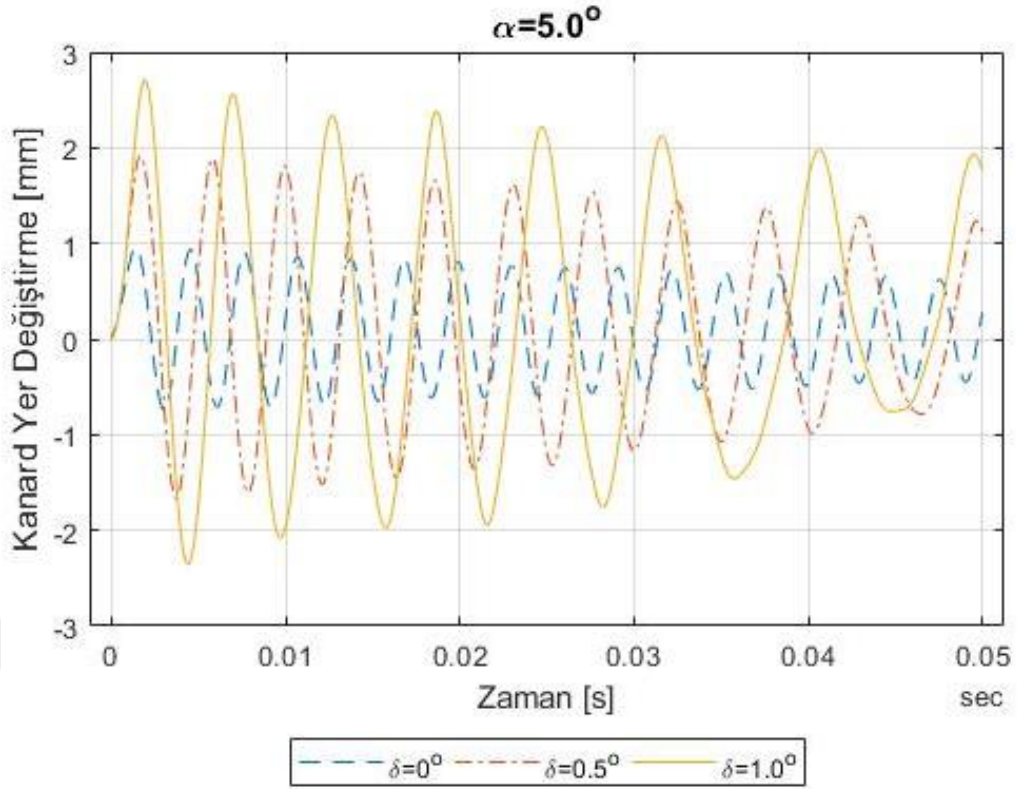
Şekil 4.28 : Kanard şaftına bozuntu olarak uygulanan momentin zaman ile değişimi.

AKE analizlerinde Çizelge 4.2'deki matrliste verilen koşulların çözümü yapılmıştır. Analiz çıktısı olarak 50 ms içerisindeki kanard kökü hücum kenarının kanarda dik doğrultudaki yer değiştirmesi ve kanard şaftının dönmesi alınmıştır. Elde edilen sonuçlara göre farklı koşullar altında kanardın dinamik davranışı değerlendirilmiştir. Analiz sonuçları aşağıda verilmiş olup α hücum açısını, δ ise boşluk miktarını temsil etmektedir.

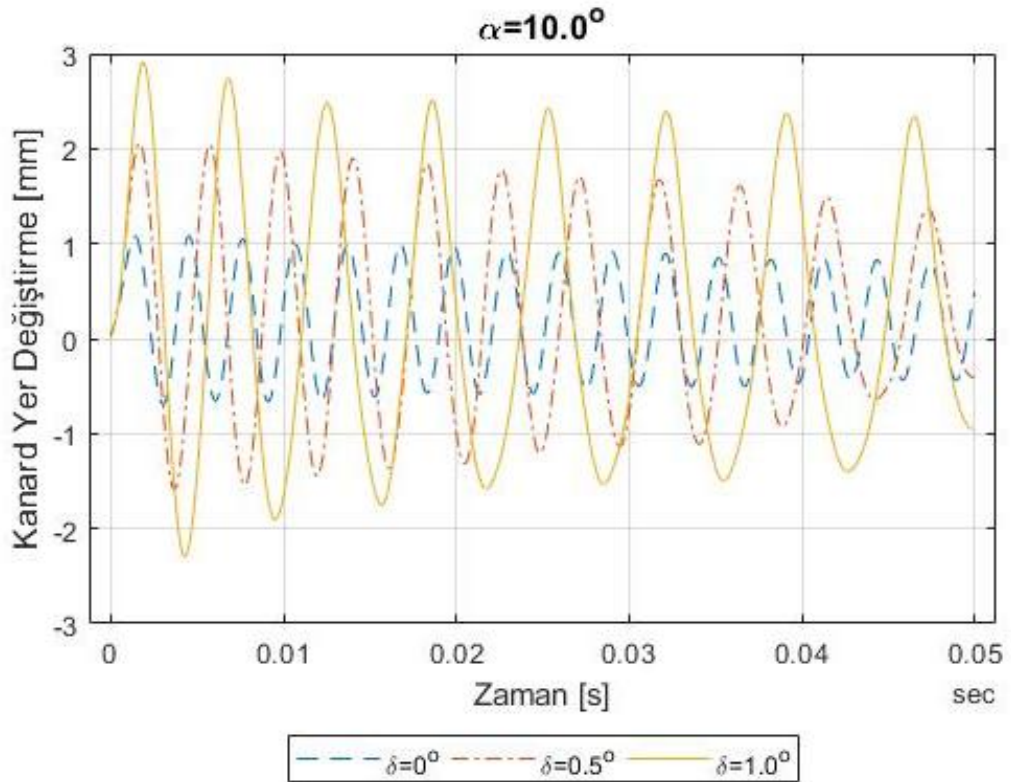
Kanard kök hücum kenarı noktasının kanarda dik doğrultudaki yer değiştirmesi farklı hücum açıları ve boşluk miktarlarında zamana bağlı olarak Şekil 4.29, Şekil 4.30 ve Şekil 4.31'da belirtilmiştir.



Şekil 4.29 : $\alpha=0^\circ$ için kanard kök-hücum kenarı noktasına ait yer değiştirme-zaman grafiği.



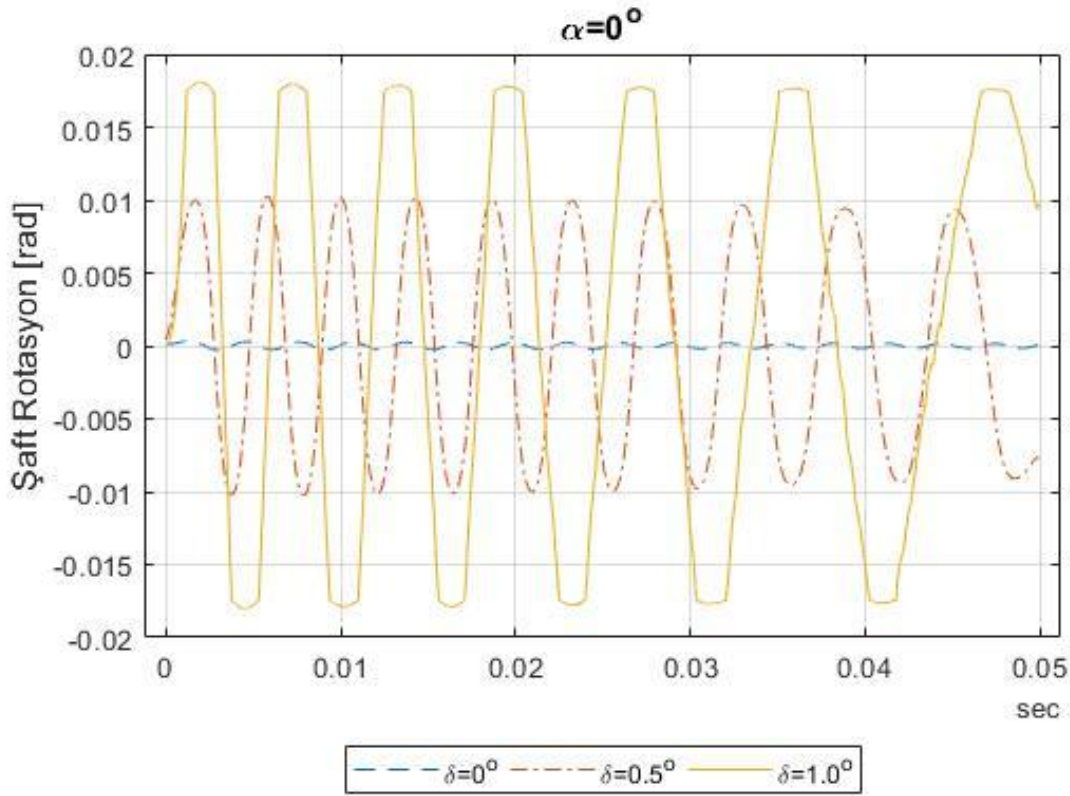
Şekil 4.30 : $\alpha=5.0^\circ$ için kanard kök-hücum kenarı noktasına ait yer değiştirme-zaman grafiği.



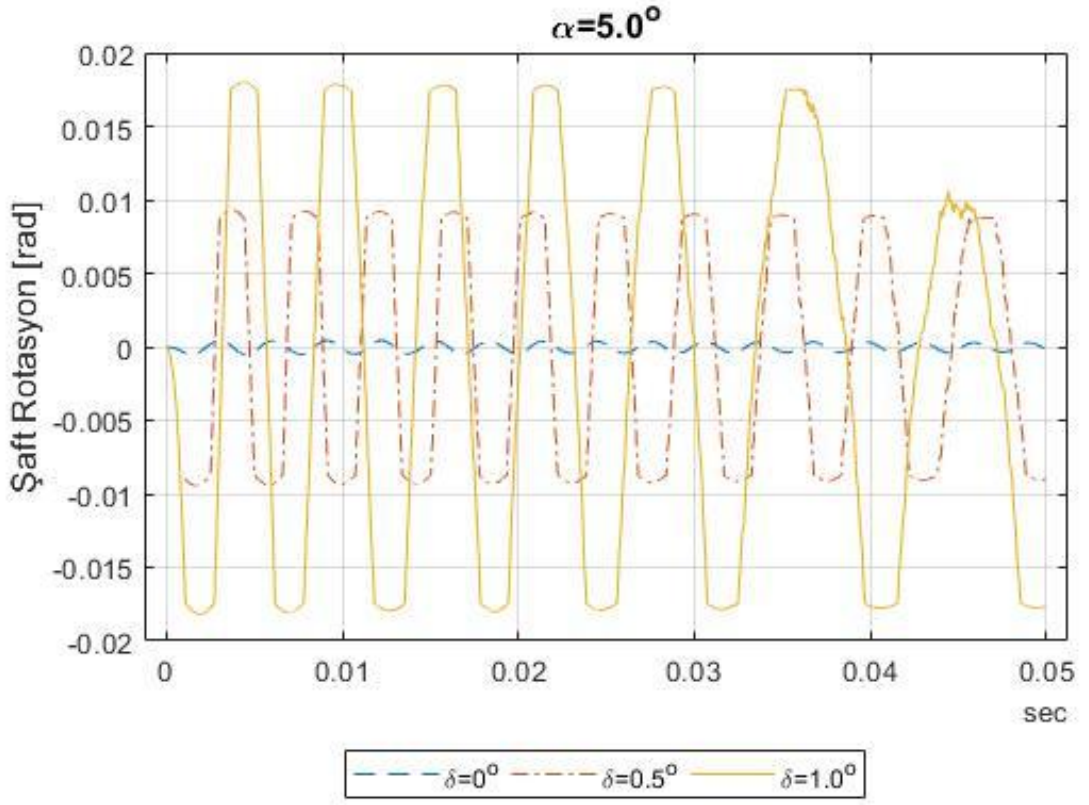
Şekil 4.31 : $\alpha=10.0^\circ$ için kanard kök-hücum kenarı noktasına ait yer değiştirme-zaman grafiği.

Şekil 4.29, Şekil 4.30 ve Şekil 4.31’de görüldüğü üzere boşluk miktarının artması ile genlikler giderek artmaktadır. Boşluğun olmadığı durumda cevap frekansı zaman içerisinde değişmezken; boşlukla beraber frekans değerleri zamanla değişmeye başlamıştır. Frekans, yapının direngenliğine; direngenlik ise doğrusal olmayan boşluk durumu için hareketin genliğine bağlıdır. Bu nedenle, frekansın zamanla değişimi genliğin değişimi ile ilişkilidir. Hücum açısı, kanard üzerindeki aerodinamik yüklemeyi arttırdığından hareketin genliklerinin de artmasına sebep olmuştur. Çalışma süresince yapıya herhangi bir sönüm tanımlanmamıştır. Ancak, Aerodinamik sönüm nedeni ile incelenen bütün durumlar için hareketin zamanla sönümlendiği görülmüştür.

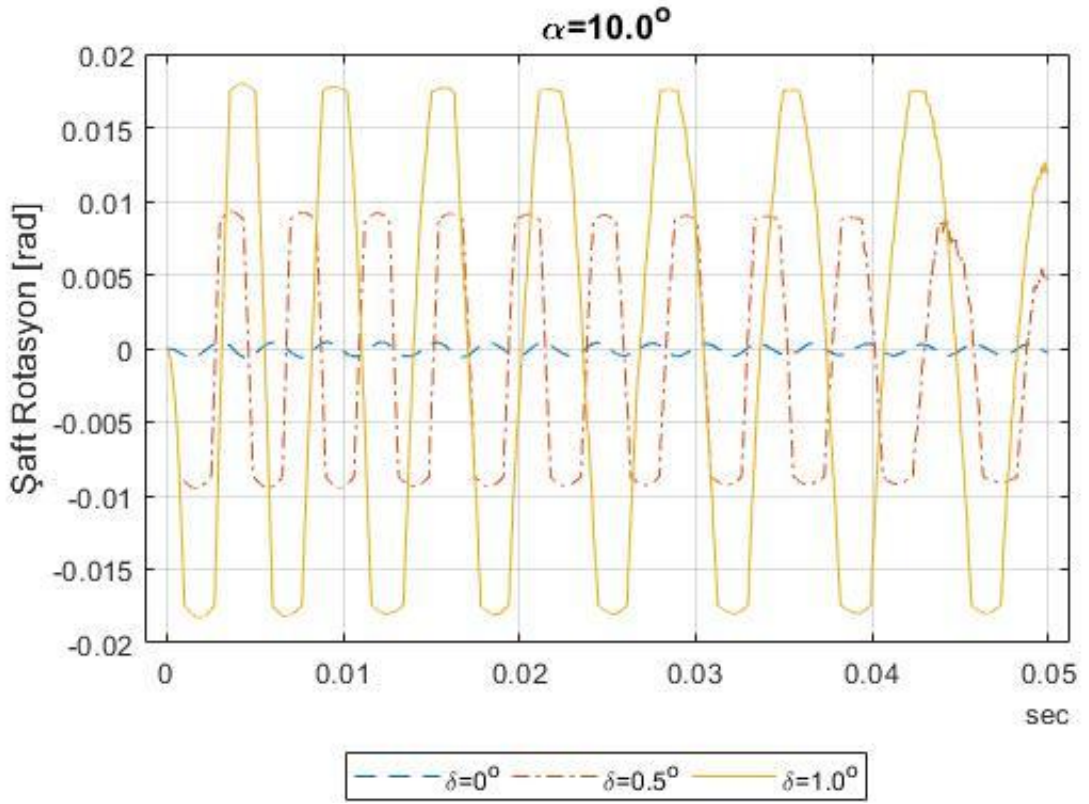
Kanard şaft rotasyonunun farklı hücum açıları ve boşluk miktarlarında zamana bağlı değişimi Şekil 4.32, Şekil 4.33 ve Şekil 4.34’da verilmiştir.



Şekil 4.32 : $\alpha=0^\circ$ için şaft rotasyonu.



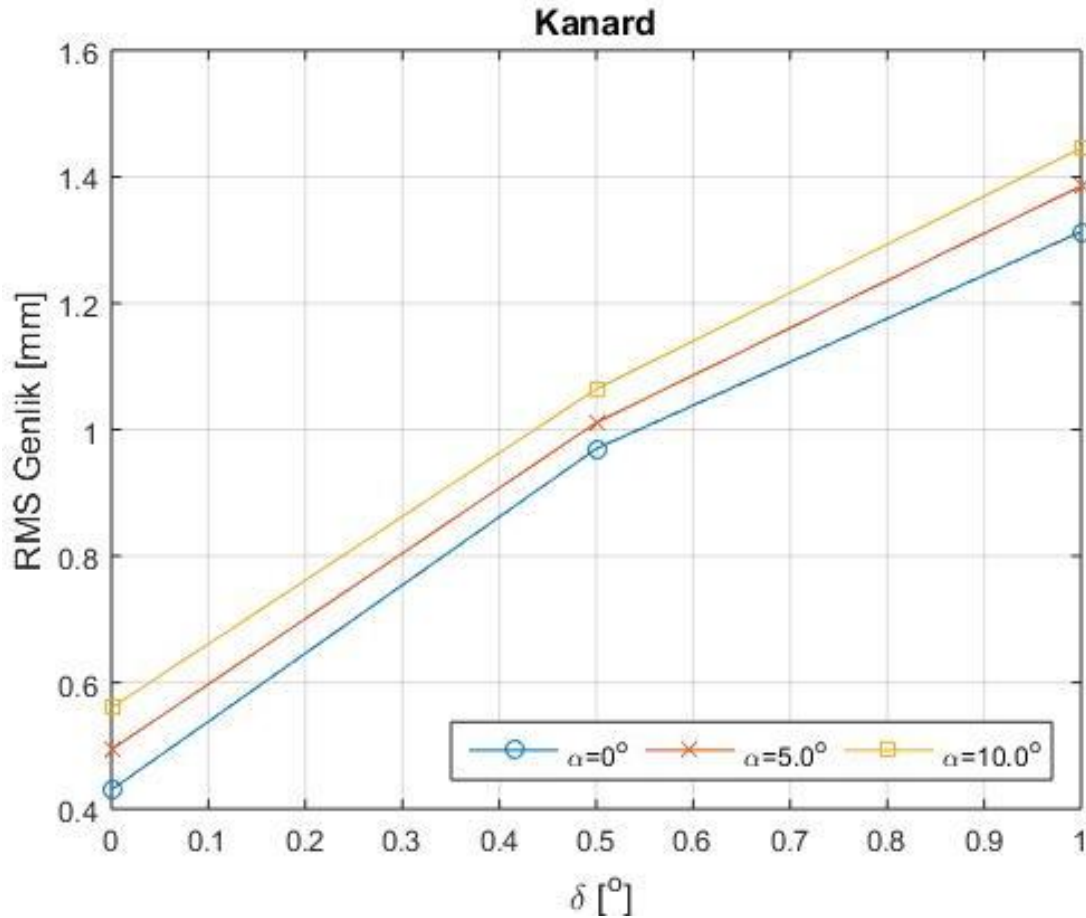
Şekil 4.33 : $\alpha=5.0^\circ$ için şaft rotasyonu.



Şekil 4.34 : $\alpha=10.0^\circ$ için şaft rotasyonu.

Şafta ait rotasyon-zaman grafikleri incelendiğinde kanartta görülen benzer durumların şaft için de geçerli olduğu anlaşılır. Şafta ait rotasyon genlikleri boşluk ile beraber artmaktadır. Boşluğun mevcut olduğu durumlar için, genliklere ait tepe değerleri incelendiğinde bu değerlerin boşluk miktarına yakın olduğu gözlemlenir. Tepe noktaları arasında şaft herhangi bir burulma direngenliğine sahip olmadığından iki tepe noktası arasında şaftın hareketi rijit cisim davranışına yakındır. Boşluk değerinin aşılması ile beraber tekrardan burulma direngenliği ile karşılaşılır. Böylece, boşluklu durumda şaft hareketinde düz tepe bölgeleri görülür. Zaman içerisinde rotasyon genlikleri boşluk noktasına doğru yaklaşmaya başlar. Bu durum yeterli zaman sonunda hareketin Limit Döngü Salınımı'na (LDS) dönüşeceğini gösterir. Boşluğun olmadığı durumlarda ise hareketin genlikleri boşluklu durumlara kıyasla oldukça küçüktür.

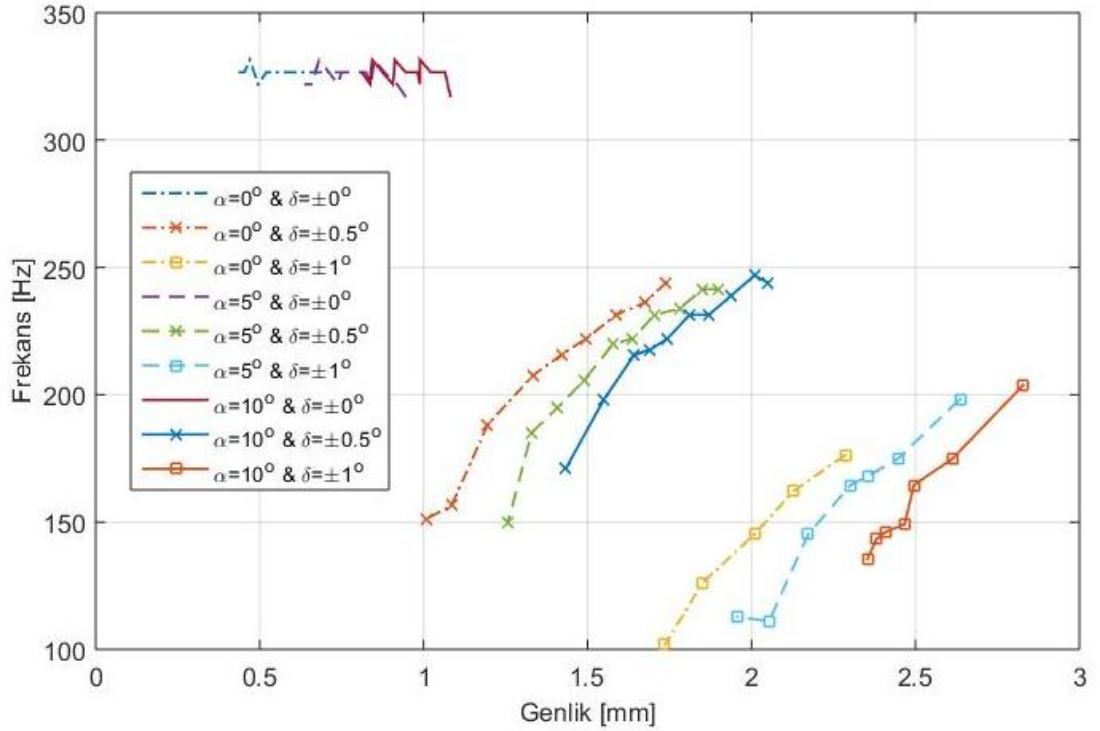
Boşluk miktarının ve hücum açısının kanarttaki yer değiştirme genliklerine ve titreşim frekanslarına etkisi aşağıda verilen grafiklerde özetlenmiştir.



Şekil 4.35 : Hücum açısı ve boşluk miktarına göre 50 ms içerisindeki kanard titreşimlerinin-RMS genlikleri.

50 ms içerisindeki kanard titreşim genliklerinin RMS değerleri boşluk ve hücum açısına bağlı olarak Şekil 4.35'deki grafikte belirtilmiştir. Daha önce, boşluk miktarının ve hücum açısının titreşim genliklerini arttırdığı üzerinde durulmuş olup; Şekil 4.35 bu etkiyi, incelenen 9 koşulu karşılaştırarak özetlemektedir.

Şekil 4.36, farklı boşluk değerlerinde ve hücum açılarında kanard hareketinin genliğine bağlı olarak frekansı değişimini göstermektedir. Grafikten anlaşıldığı üzere, boşluğun olmadığı durumlarda frekans değeri sabit ve sistemin 1. moduna yakındır. Boşluğun var olduğu durumlarda, frekans değeri sabit tutulursa artan boşluk miktarı ile beraber genliğin de arttığı görülür. Hücum açısının artması ile de benzer durumla karşılaşılır. Bu durumda, hücum açısı arttırıldıkça aynı frekans değeri daha yüksek genlik ile kendini gösterir.



Şekil 4.36 : Hücum açısı ve boşluk miktarına göre kanarda ait genlik-frekans değişimi.

4.5 Değerlendirme

Şaft-eyleyici bağlantısında boşluk bulunan kanard için Akışkan-Katı Etkileşimi (AKE) metodu ile aeroelastik analizler yapılmıştır. Analiz sonuçları değerlendirildiğinde şaft-eyleyici arasındaki boşluk miktarının artması ile kanard ve şaft titreşim genliklerinin arttığı görülmüştür. Aynı şekilde hücum açısının artması ile kanard üzerindeki aerodinamik kuvvetler artmakta ve aynı boşluk miktarında hücum açısı arttırıldıkça titreşim genlikleri de artmaktadır

Kanard titreşimlerinin zamanla değişimi incelendiğinde tüm hücum açısı ve boşluk değerleri için titreşimlerin sönümlendiği görülür. Buradaki sönüm, aerodinamik etkiden kaynaklanır. Kanarda ait titreşim frekansları zaman içerisinde azalmaktadır. Bu durum, genliğe bağlı olarak şaft direngenliğinin değişmesinden dolayı ortaya çıkmaktadır.

Boşluğun var olduğu durumlarda şafttaki dönme hareketinde belirgin bir sönüm davranışı görülmeyip, titreşimlerin belirli bir zaman sonrasında sistemde var olan boşluk değerine doğru ani olarak yakınsamaya başladığı tespit edilmiştir. Boşluğun olmadığı durumlarda dönme hareketi belirgin bir şekilde sönümlenmektedir. Boşluklu durumlarda dönme hareketinin maksimum genliği boşluk miktarına yakındır. Dönme frekansları, kanard titreşimlerine benzer olarak boşluk miktarının artması ile azalmakta ve zaman içerisinde giderek azalmaya devam etmektedir. Ayrıca, boşluk miktarının iki uç değeri arasında ($+\delta$ ve $-\delta$) şaftın ve kanard hareketinin hızı artan boşluk miktarı ile artmaktadır. Bu olgu artan boşluk miktarı ile eliptik şekil alan faz diyagramlarından anlaşılabilir.

Sonuç olarak, 2.5 Mach ve 10000 m irtifadaki akış koşullarında bulunan kanardın aeroelastik davranışı boşluk miktarına ve başlangıç koşullarına göre değiştiği tespit edilmiştir. Aeroelastik davranışın incelendiği 50 ms'lik kısımda kanard kararlı bir dinamik davranışa ulaşamamıştır. Bu sebeple boşluğun var olduğu durumlar için 50 ms'lik kısmın kararlı LDS ya da kaotik hareket davranışına geçileceği bir süreç olarak değerlendirilmektedir.

5. ÖZET

Kanard sistemleri füzelerde kontrol yüzeyleri olarak kullanılan önemli elemanlardır. Bu kontrol yüzeylerinin uçuş esnasındaki kontrol etkenliklerini koruyabilmek için dinamik davranışlarının bilinmesi gereklidir. Bu tez içerisinde kanardın aeroelastik karakteristiği Akışkan-Katı Etkileşimi (AKE) metodu ile incelenmiştir.

Kanard ile ilgili AKE analizleri öncesinde bir doğrulama çalışması olarak AGARD 445.6 kanadının çarpıntı analizleri yapılmıştır. Bu analizler neticesinde elde edilen analiz sonuçlarının test verileri ile uyumlu olduğu anlaşılmıştır. Böylece kanard için kullanılacak AKE yönteminin verifikasyonu sağlanmıştır.

Sistemde bulunan boşluklar kanard gibi aerodinamik yüzeylerin aeroelastik davranışını doğrusal olmayan (nonlinear) hale sokar. Bu nedenle zaman ilerlemeli çözümlerin yapıldığı AKE analizleri boşluklu sistemlerin dinamik davranışının belirlenmesinde önemli rol oynamaktadır. Bu tez kapsamında da shaft-eyleyici bağlantısında dönme yönünde boşluk bulunan kanardın farklı başlangıç koşullarında ve farklı boşluk miktarlarında AKE analizleri gerçekleştirilmiştir. AKE analizleri öncesinde Sonlu Elamanlar (SE) modeli modal test ile doğrulanmıştır. Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (HAD) modelleri için ise farklı çözüm ağı sıklıkları ve farklı türbülans modelleri ile çözümler gerçekleştirilerek en uygun çözüm ağının ve türbülans modelinin seçilmesi sağlanmıştır.

Kanarda ait AKE analizlerinden elde edilen çıkarımlara göre boşluk miktarı ve başlangıç koşullarının kanard titreşimlerini etkilediği anlaşılmıştır. Genel olarak hücum açısı ve boşluk miktarının artması ile titreşim genlikleri artmaktadır. Titreşim frekansları zamanla değişmekte olup, artan boşluk miktarı ile frekans değerleri azalmaktadır. İncelenen süre içerisinde sistemin kararlı bir dinamik davranışa sahip olmadığı görülmüştür. Elde edilen çıkarımlar ile kanardı hareket ettiren eyleyici sisteminde ve kontrol algoritmasında yeniliklere gidilebilir.



KAYNAKLAR

- [1] **Collar A. R.**, “The Expanding Domain of Aeroelasticity”, *J. R. Aeronaut. Soc.*, ss. 613–636, 1946.
- [2] **Baets P. W. G. De**, “A Methodology for Aeroelastic Constraint Analysis in a Conceptual Design Environment”, Georgia Institute of Technology, 2004.
- [3] **Wright J. R. ve Cooper J. E.**, *Introduction to Aircraft Aeroelasticity and Loads*, 2. baskı. John Wiley & Sons, 2015.
- [4] **Hodges D., Pierce G., ve Cutchins M.**, *Introduction to Structural Dynamics and Aeroelasticity*, c. 56, sayı 3. 2003.
- [5] **Lawrence B., Student R., ve Padfield G. D.**, “Flight Testing Simulations of the Wright 1902 Glider and 1903 Flyer”, 2003.
- [6] **Blair Jr A. B.**, “Remote Control Canard Missile With a Free-Rolling Tail Brake Torque System”, *J. Spacecr.*, c. 18, sayı 6, ss. 550–555, 1981.
- [7] **Gur I., Shinar J., ve Rom J.**, “Prediction of roll-controllability of slender cruciform canard configurations”, *J. Spacecr.*, c. 16, sayı 4, ss. 238–244, 1963.
- [8] **Hardy S. R.**, “Nonlinear Rolling Motion of a Canard-Controlled Missile Configuration at Angles of Attack from 0 to 30 Degrees in Incompressible Flow”, içinde *AIAA 16th Aerospace Sciences Meeting*, 1978.
- [9] **Fleeman E. L.**, *Tactical Missile Design*, 1. baskı. AIAA, 2001.
- [10] *STAR-CCM User Guide*. CD-Adapco, 2015.
- [11] **Kamakoti R. ve Shyy W.**, “Fluid-structure interaction for aeroelastic applications”, *Prog. Aerosp. Sci.*, c. 40, sayı 8, ss. 535–558, 2004.
- [12] **Blades E. L.**, “Aeroelastic Effects of Spinning Missiles”, içinde *48th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*, 2007.
- [13] **Bae J., Kim D.-K., Shin W. H., Lee I., ve Kim S.**, “Nonlinear Aeroelastic Analysis of a Deployable Missile Control Fin”, *J. Spacecr. Rockets*, c. 41, sayı 2, ss. 264–271, 2004.
- [14] **Kim D. K., Bae J. S., Lee I., ve Han J. H.**, “Dynamic Model Establishment Of A Deployable Missile Control Fin With Nonlinear Hinge”, *J. Spacecr. Rockets*, c. 42, sayı 1, ss. 66–77, 2005.
- [15] **Yehezkeley E. ve Karpel M.**, “Nonlinear Flutter Analysis of Missiles with Pneumatic Fin Actuators”, *J. Guid. Control Dyn.*, c. 19, sayı 3, 1996.

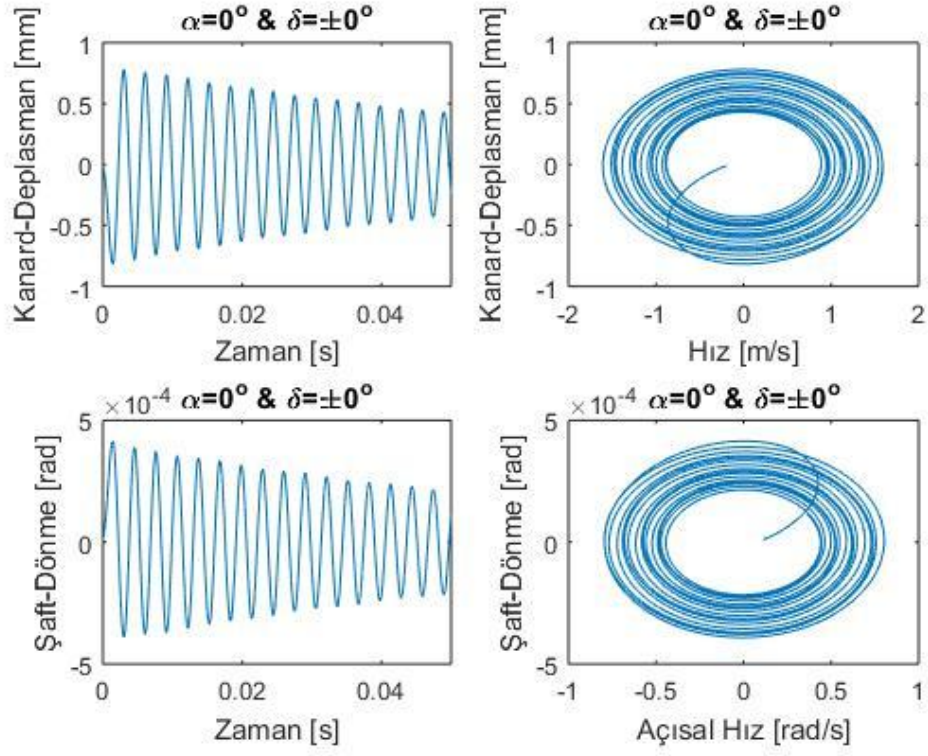
- [16] **Zhang W. Y. ve Zhang C.**, “Aeroservoelastic Analysis for Transonic Missile Based On Computational Fluid Dynamics”, *J. Aircr.*, c. 46, sayı 6, 2009.
- [17] **Woods R. M. ve Wilcox F. J.**, “High Speed Vortex Flows”, içinde *Fluids 2000*, 2000.
- [18] **Peng C. ve Han J.**, “Numerical Investigation Of The Effects Of Structural Geometric And Material Nonlinearities On Limit-Cycle Oscillation Of A Cropped Delta Wing”, *J. Fluids Struct.*, c. 27, sayı 4, ss. 611–622, 2011.
- [19] **Schairer E. T. ve Hand L. A.**, “Measurements Of Unsteady Aeroelastic Model Deformation By Stereo Photogrammetry”, *J. Aircr.*, c. 36, sayı 6, ss. 1033–1040, 1999.
- [20] **Seo Y. J., Lee S. J., Bae J. S., ve Lee I.**, “Effects Of Multiple Structural Nonlinearities On Limit Cycle Oscillation Of Missile Control Fin”, *J. Fluids Struct.*, c. 27, sayı 4, ss. 623–635, 2011.
- [21] **Firouz-Abadi R. D., Alavi S. M., ve Salarieh H.**, “Analysis Of Non-Linear Aeroelastic Response Of A Supersonic Thick Fin With Plunging, Pinching And Flapping Free-Plays”, *J. Fluids Struct.*, c. 40, ss. 163–184, 2013.
- [22] **Tang D. ve Dowell E. H.**, “Aeroelastic Response Induced By Free Play, Part 1: Theory”, *AIAA J.*, c. 49, sayı 11, ss. 2532–2542, 2011.
- [23] **Tang D. ve Dowell E. H.**, “Aeroelastic Response Induced by Free Play, Part 2: Theoretical/Experimental Correlation Analysis”, *AIAA J.*, c. 49, sayı 11, ss. 2543–2554, 2011.
- [24] **Tang D., Dowell E. H., ve Virgin L. N.**, “Limit Cycle Behavior Of An Airfoil With A Control Surface”, *J. Fluids Struct.*, c. 12, sayı 7, ss. 839–858, 1998.
- [25] **Bae J. S., Inman D. J., ve Lee I.**, “Effects Of Structural Nonlinearity On Subsonic Aeroelastic Characteristics Of An Aircraft Wing With Control Surface”, *J. Fluids Struct.*, c. 19, sayı 6, ss. 747–763, 2004.
- [26] **Conner M. D., Tang D. M., Dowell E. H., ve Virgin L. N.**, “Nonlinear Behavior of a Typical Airfoil Section With Control Surface Freeplay: A Numerical And Experimental Study”, *J. Fluids Struct.*, c. 11, sayı 1, ss. 89–109, 1997.
- [27] **Bae J., Yang S., ve Lee I.**, “Linear and Nonlinear Aeroelastic Analysis of Fighter-Type Wing with Control Surface”, *J. Aircr.*, c. 39, sayı 4, ss. 697–708, 2002.
- [28] **Liu F., Cai J., Zhu Y., Wong A., ve Tsai H.**, “Calculation Of Wing Flutter by a Coupled CFD-CSD Method”, *38th Aerosp. Sci. Meet. Exhib.*, c. 38, sayı 2, 2000.
- [29] **Chen X., Zha G. C., ve Yang M. T.**, “Numerical Simulation Of 3-D Wing Flutter With Fully Coupled Fluid-Structural Interaction”, *Comput. Fluids*, c. 36, sayı 5, ss. 856–867, 2007.

- [30] **Lee-Rausch E. M. ve Batina J. T.**, “Calculation of AGARD Wing 445.6 Flutter Using Navier-Stokes Aerodynamics”.
- [31] **Lechniak J. A. vd.**, “Detailed Simulation Evaluation of the AGARD 445.6 Weakened Model #3 from a Test and Evaluation Perspective”, sayı January, ss. 1–18, 2015.
- [32] **Pahlavanloo P.**, “Dynamic Aeroelastic Simulation of the Dynamic Aeroelastic the Wing using of Edge Dynamic Aeroelastic Simulation of the AGARD 445 . 6 Wing using Edge”, 2007.
- [33] **Yates E. C.**, “AGARD Standart Aeroelastic Configuration for Dynamic Response”, Hampton, 1987.
- [34] **Chen P. C., Sarhaddi D., ve Liu D. D.**, ZAERO Theoretical Manual. Scottsdale: ZONA Technology, Inc., 2016.
- [35] **Blazek J.**, Computational Fluid Dynamics: Principles and Publications, 2. baskı, c. 1. 2005.
- [36] **Santiago P.**, “CFD Analysis of Pressure Instabilities in Stator-Rotor Disc Cavity Systems”, 2017.
- [37] **Versteeg H. K. ve Malalasekera W.**, Introduction to Computational Fluid Dynamics, 2005.
- [38] **Menter F. R.**, “Zonal Two Equation $k-\omega$ Turbulence Models for Aerodynamic Flows”, içinde 24th Fluid Dynamics Conference, 1993.
- [39] **Menter F. R.**, “Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications”, AIAA J., c. 32, sayı 8, ss. 1598–1605, 1994.
- [40] **Hutton D. V.**, Fundamentals of Finite Element Analysis. 2004.
- [41] **Benko R. J.**, “FLUENT Overview for Solving FSI Problems”, içinde CFD Submit, 2006.
- [42] **Akgül M.**, “Static Aeroelastic Analysis of a Generic Slender Missile”, Middle East Technical University, 2012.
- [43] **Başkut E. ve Akgül A.**, “Development of a Closely Coupled Procedure for Dynamic Aeroelastic Analyses”, Sci. Tech. Rev., c. 62, sayı 2, ss. 30–39, 2012.
- [44] **Ozcatalbas M., Acar B., ve Sıtkı U.**, “Investigation of Aeroelastic Stability on AGARD 445 . 6 Wing at Transonic Regime”, içinde 9th International Conference on Mechanical and Aerospace Engineering, 2018.
- [45] **Lee-Rausch E. M., ve Batina J. T.**, “Calculation of AGARD Wing 445.6 flutter using Navier-Stokes aerodynamics”, 11th Applied Aerodynamics Conference, 1993
- [46] **Cai J., Liu F., Tsai H., ve Wong A.**, “Static Aero-Elastic Computation With a Coupled CFD And CSD Method”, 39th Aerosp. Sci. Meet. Exhib., sayı January, 2001.
- [47] **Lesoinne M. ve Farhat C.**, “High Order Subiteration-Free Staggered Algorithm For Nonlinear Transient Aeroelastic Problem”, AIAA J., c. 31, sayı 9, ss. 1626–1633, 1993.

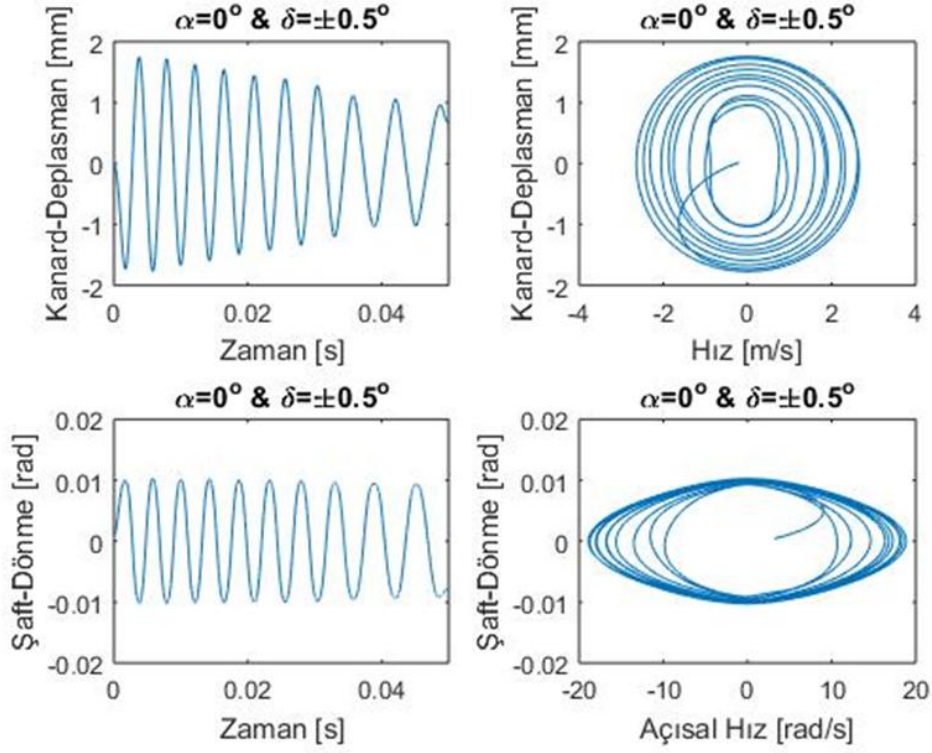


EKLER

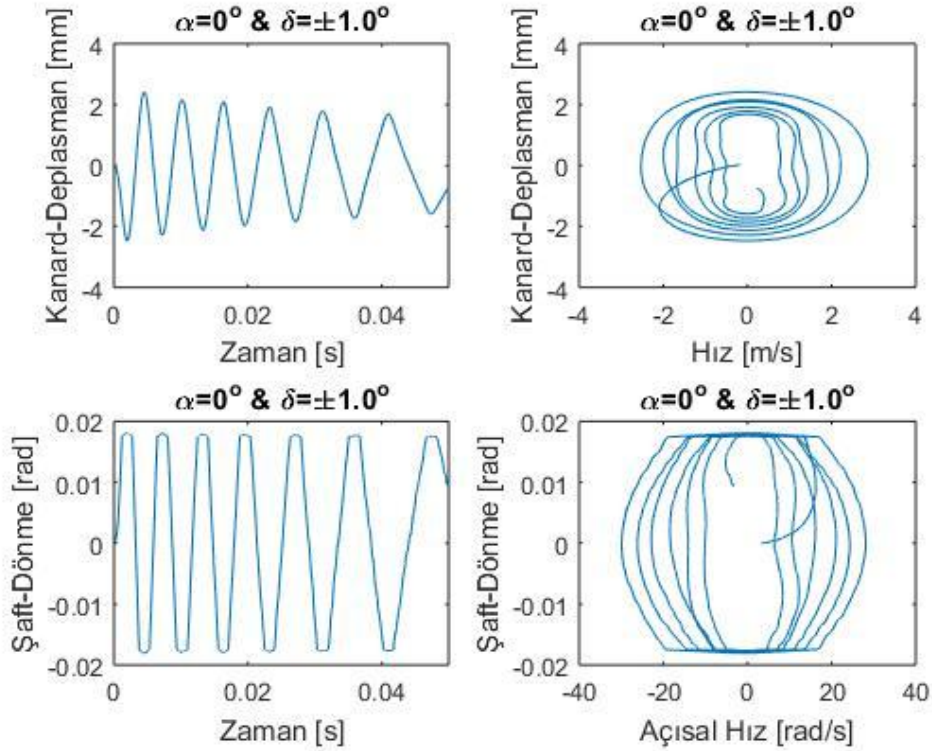
EK 1: Zamanla Değişim ve FazGrafikleri



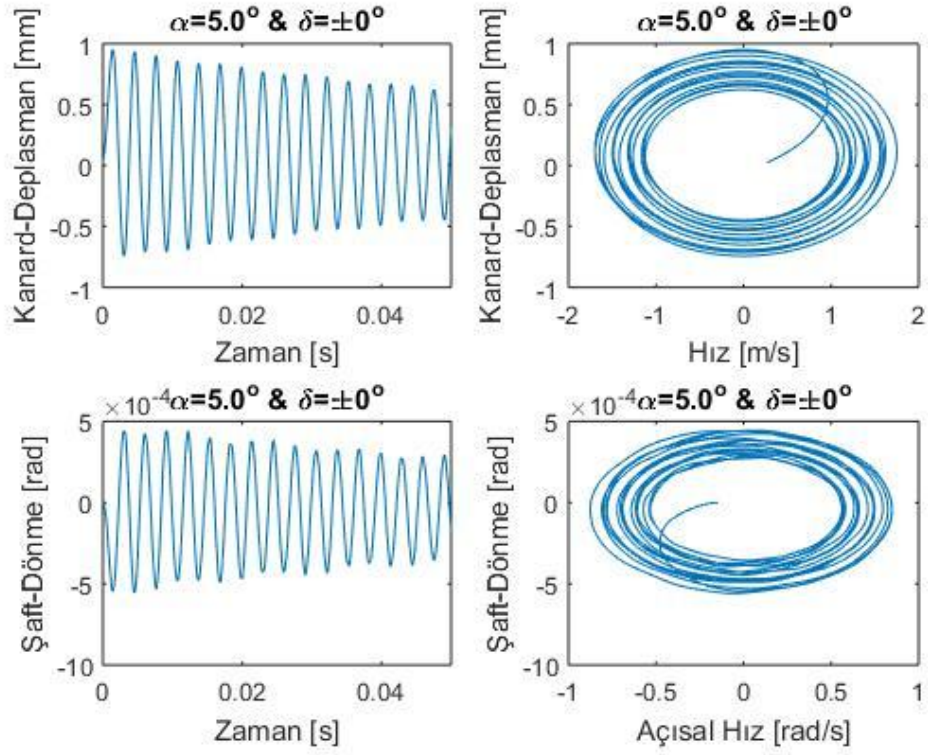
Şekil Ek 1 : $\alpha=0^\circ$ & $\delta=0^\circ$ için zamanla değişim ve faz grafiği.



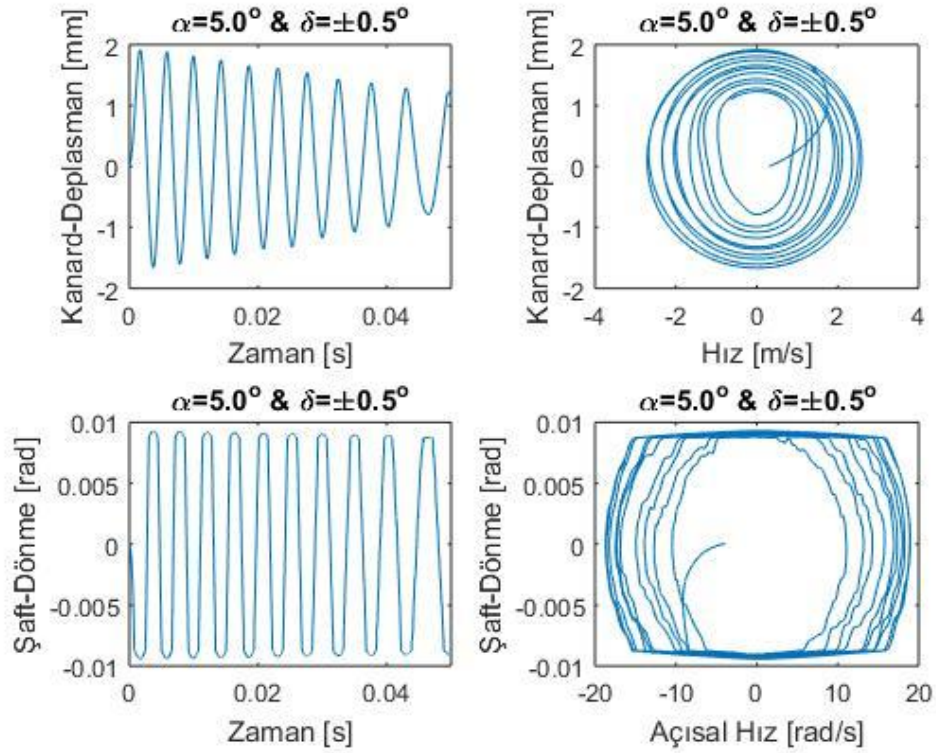
Şekil Ek 2 : $\alpha=0^\circ$ & $\delta=\pm 0.5^\circ$ için zamanla değişim ve faz grafiği.



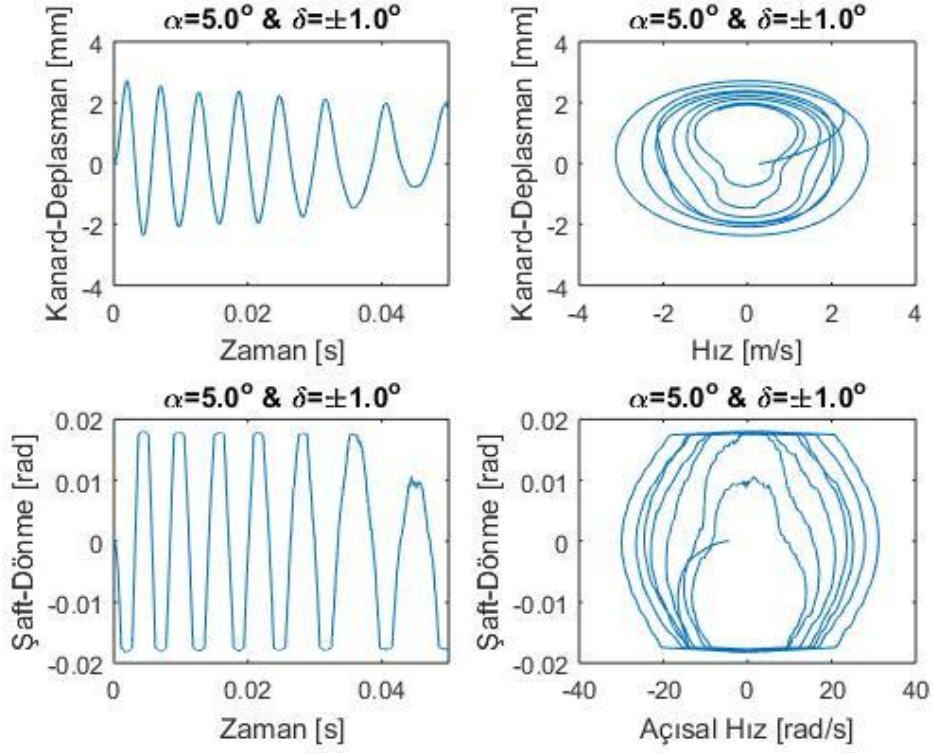
Şekil Ek 3 : $\alpha=0^\circ$ & $\delta=\pm 1.0^\circ$ için zamanla değişim ve faz grafiği.



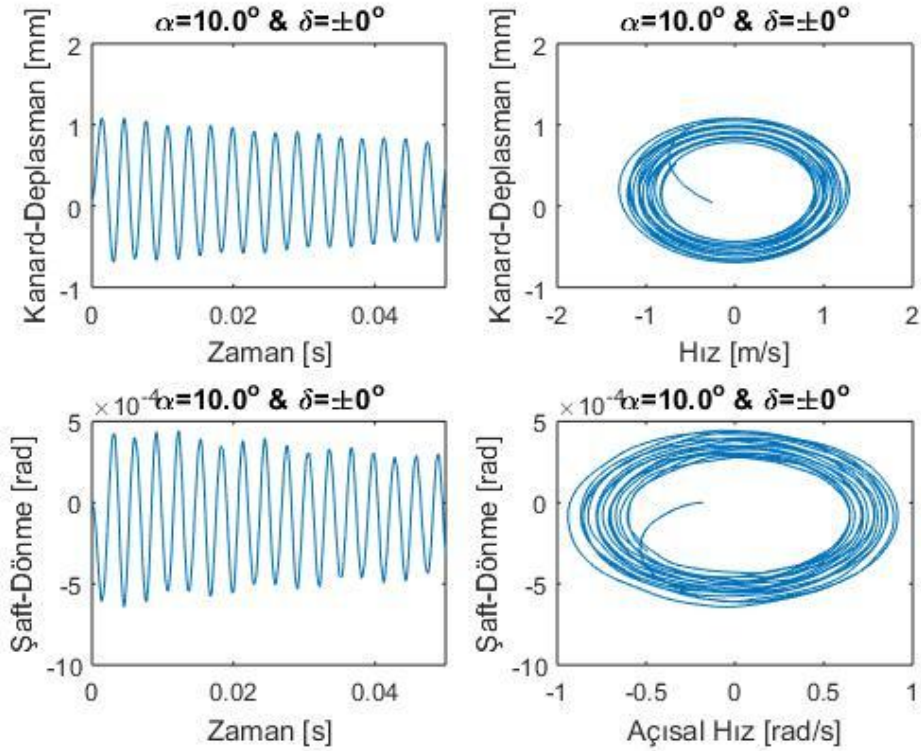
Şekil Ek 4 : $\alpha=5.0^\circ$ & $\delta=0^\circ$ için zamanla değişim ve faz grafiği.



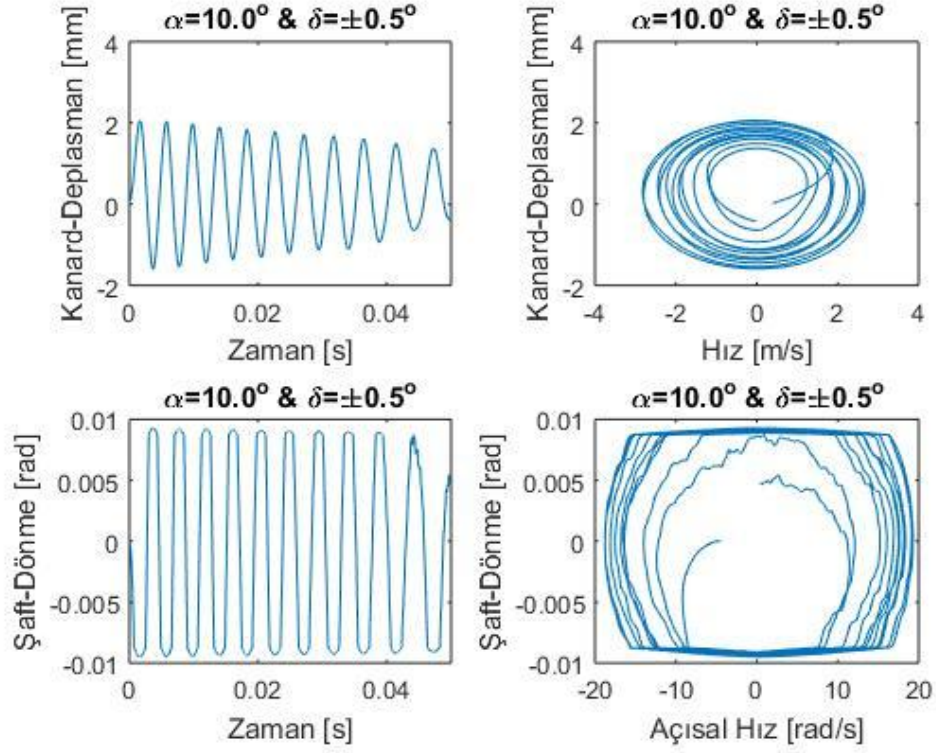
Şekil Ek 5 : $\alpha=5.0^\circ$ & $\delta=\pm 0.5^\circ$ için zamanla değişim ve faz grafiği.



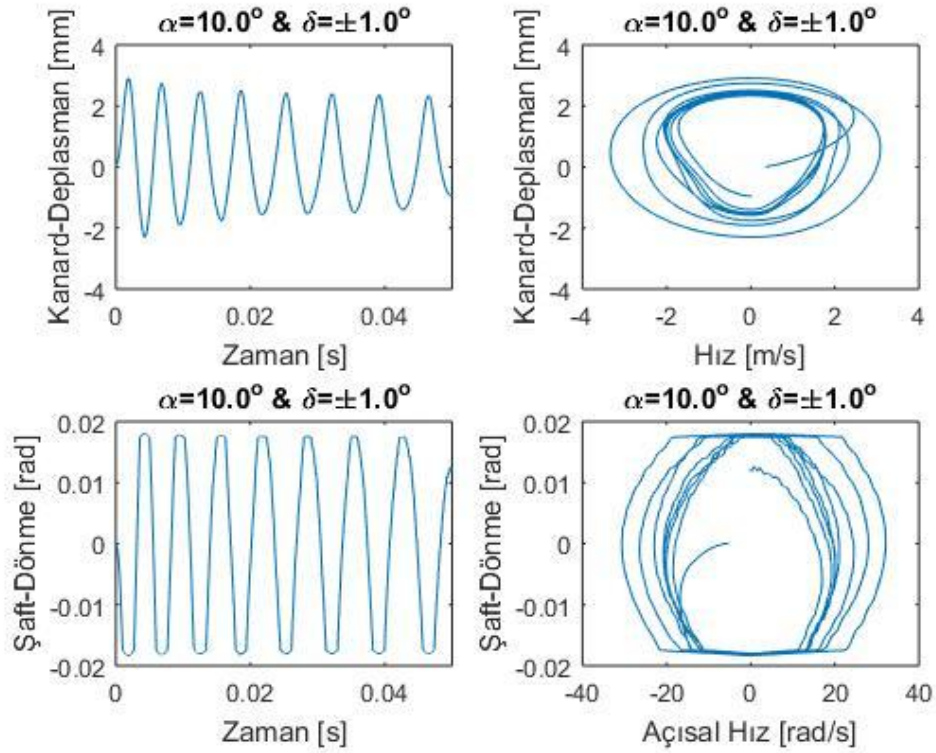
Şekil Ek 6 : $\alpha=5.0^\circ$ & $\delta=\pm 1.0^\circ$ için zamanla değişim ve faz grafiği.



Şekil Ek 7 : $\alpha=10.0^\circ$ & $\delta=0^\circ$ için zamanla değişim ve faz grafiği.



Şekil Ek 8 : $\alpha=10.0^\circ$ & $\delta=0.5^\circ$ için zamanla değişim ve faz grafiği.



Şekil Ek 9 : $\alpha=10.0^\circ$ & $\delta=1.0^\circ$ için zamanla değişim ve faz grafiği.



ÖZGEÇMİŞ

Ad-Soyad : Mustafa ÖZÇATALBAŞ
Uyruğu : T.C.
Doğum Tarihi ve Yeri : 15.10.1990-Ankara
E-posta : ozcatalbas@gmail.com

ÖĞRENİM DURUMU:

- **Lisans** : 2015, İstanbul Teknik Üniversitesi, Makine Fakültesi, Makine Mühendisliği Bölümü
- **Lisans** : 2016, İstanbul Teknik Üniversitesi, Uçak-Uzay Fakültesi, Uçak Mühendisliği Bölümü

MESLEKİ DENEYİM VE ÖDÜLLER:

Yıl	Yer	Görev
2015	İstanbul Teknik Üniversitesi-Makine Müh. Böl.	Dönem ikincilik ödülü
2015-	Roketsan A.Ş.	Analiz ve Test Mühendisi

YABANCI DİL: İngilizce

TEZDEN TÜRETİLEN YAYINLAR, SUNUMLAR VE PATENTLER:

- **Ozcatalbas M.**, Acar B., Uslu S., 2018. Investigation Of Aeroelastic Stability on AGARD 445.6 Wing at Transonic Regime, Proceedings off ICMAE 2018: International Conference on Mechanical and Aerospace Engineering, June, Budapest, Hungary.

DİĞER YAYINLAR, SUNUMLAR VE PATENTLER:

- **Ozcatalbas M.**, Kutukceken E., Acar B., 2017. Finite element heat transfer analysis of a cylindrical body in an enclosed volume subjected to solar radiation, Proceedings of ASME International Mechanical Engineering Congress and Exposition, Tampa Florida/USA.
- Coskun V., **Ozcatalbas M.**, Acar B., 2018. A novel methodology to estimate solid propellant temperature before ignition, Proceedings of ICMAE 2018: International Conference on Mechanical and Aerospace Engineering, June, Budapest, Hungary.