

T.C.
MİLLÎ SAVUNMA ÜNİVERSİTESİ
ALPARSLAN SAVUNMA BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ
HARP SİLAH VE ARAÇLARI ANABİLİM DALI
SİLAH SİSTEMLERİ MÜHENDİSLİĞİ PROGRAMI

SES ALTI UÇUŞ HIZLARINDA KANAT ALTI
MÜHİMMATLARIN TİTREŞİM DAVRANIŞININ
YAPI-AKIŞKAN ETKİLEŞİMİ YÖNTEMİ İLE
SAYISAL İNCELENMESİ

YÜKSEK LİSANS TEZİ

GÜRKAN YILMAZ PALA

1781001

Tez Danışmanı
Doç. Dr. Tuncay KARAÇAY

ANKARA
ŞUBAT 2021

**T.C.
MİLLÎ SAVUNMA ÜNİVERSİTESİ
ALPARSLAN SAVUNMA BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ
HARP SİLAH VE ARAÇLARI ANABİLİM DALI
SİLAH SİSTEMLERİ MÜHENDİSLİĞİ PROGRAMI**

**SES ALTI UÇUŞ HIZLARINDA KANAT ALTI
MÜHİMMATLARIN TİTREŞİM DAVRANIŞININ
YAPI-AKIŞKAN ETKİLEŞİMİ YÖNTEMİ İLE
SAYISAL İNCELENMESİ**

YÜKSEK LİSANS TEZİ

GÜRKAN YILMAZ PALA

1781001

**Tez Danışmanı
Doç. Dr. Tuncay KARAÇAY**

**ANKARA
ŞUBAT 2021**

**T.C.
MİLLÎ SAVUNMA ÜNİVERSİTESİ
ALPARSLAN SAVUNMA BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ
HARP SİLAH VE ARAÇLARI ANABİLİM DALI
SİLAH SİSTEMLERİ MÜHENDİSLİĞİ PROGRAMI**

**Gürkan Yılmaz PALA
1781001**

**Tezin Enstitüye Verildiği Tarih: 04.01.2021
Tezin Savunulduğu Tarih: 25.01.2021**

Tez Oy birliği ile başarılı bulunmuştur.

Unvan Ad Soyad

İmza

Tez Danışmanı Doç. Dr. Tuncay KARAÇAY

Jüri Üyeleri Prof. Dr. Hüseyin USTA

Dr. Öğr. Üyesi Ayhan AYTAÇ

ANKARA

ŞUBAT 2021

ÖZGÜNLÜK RAPORU

Tez çalışmamın a) Kapak sayfası, b) Giriş, c) Ana bölümler ve ç) Sonuç ve Öneriler kısımlarından oluşan toplam 92 sayfalık kısmına ilişkin, 07/01/2021 tarihinde “Turnitin” adlı intihal tespit programından aşağıda belirtilen filtrelemeler uygulanarak alınmış olan özgünlük raporuna göre, tezimin benzerlik oranı %8’dir.

Uygulanan filtrelemeler:

- 1- Kaynakça hariç
- 2- Alıntılar hariç/dâhil
- 3- 5 kelimedenden daha az örtüşme içeren metin kısımları hariç

Millî Savunma Üniversitesi Alparslan Savunma Bilimleri Enstitüsü Lisansüstü Tez Çalışması Özgünlük Raporu Alınması ve Kullanılması Uygulama Usul ve Esasları’nı inceledim ve bu Uygulama Usul ve Esasları’nda belirtilen azami benzerlik oranlarına göre tez çalışmamın herhangi bir intihal içermediğini; aksinin tespit edileceği muhtemel durumda doğabilecek her türlü hukuki sorumluluğu kabul ettiğimi ve yukarıda vermiş olduğum bilgilerin doğru olduğunu beyan ederim.

Gürkan Yılmaz PALA

/ /2021

ETİK BEYAN

Millî Savunma Üniversitesi Enstitüleri Lisansüstü Tez Hazırlama Kılavuzu'nda yer alan kurallarına uygun olarak hazırladığım bu tez çalışmasında; tez içinde sunduğum verileri, bilgileri ve dokümanları akademik ve etik kurallar çerçevesinde elde ettiğimi, tüm bilgi, belge, değerlendirme ve sonuçları bilimsel etik ve ahlak kurallarına uygun olarak sunduğumu, tez çalışmasında yararlandığım eserlerin tümüne uygun atıfta bulunarak kaynak gösterdiğimi, kullanılan verilerde herhangi bir değişiklik yapmadığımı, bu tezde sunduğum çalışmanın özgün olduğunu, bildirir; aksi bir durumda aleyhime doğabilecek tüm hak kayıplarını kabullendiğimi beyan ederim.

Bu tezdeki düşünce, görüş, varsayım, sav veya tezler bana aittir; Millî Savunma Bakanlığı, Türk Silahlı Kuvvetleri, Millî Savunma Üniversitesi ve Alparslan Savunma Bilimleri Enstitüsü sorumlu tutulamaz.

Gürkan Yılmaz PALA

/ /2021



Sevgili Aileme

ÖNSÖZ VE TEŞEKKÜR

Bu çalışmada; “Ses Altı Uçuş Hızlarında Kanat Altı Mühimmatların Titreşim Davranışının Yapı-Akışkan Etkileşimi Yöntemi İle Sayısal İncelenmesi” üzerine çalışılmıştır.

Bu çalışmanın gerçekleşmesinde ve bana katmış olduğu dersler süresince değerli bilgilerini her zaman bana aktaran ve aktardığı her bilgi ile mühendislik ve hayattaki bakış açımı değiştiren ve bu yüzden hayatımda asla unutamayacağım saygıdeğer danışman hocam Doç. Dr. Tuncay Karaçay’a sonsuz teşekkürlerimi sunmayı bir borç bilirim.

Bu zorlu süreçte bana her zaman destek olan ve zorlukları benimle birlikte göğüsleyen ve hayatımın her anında desteklerini esirgemeyen aileme sonsuz teşekkürlerimi sunarım.

Gürkan Yılmaz PALA

İÇİNDEKİLER

ÖZGÜNLÜK RAPORU	i
ETİK BEYAN.....	i
ÖNSÖZ VE TEŞEKKÜR.....	2
İÇİNDEKİLER	3
TABLolar LİSTESİ.....	5
ŞEKİLLER LİSTESİ.....	6
ÖZ	11
ABSTRACT	12
1. GİRİŞ	13
2. ÖNCEKİ ÇALIŞMALAR.....	15
3. AEROELASTİSİTE VE YAPI-AKIŞ ETKİLEŞİMİ	20
3.1 Aeroelastik Kararlılığın Teorisi.....	22
3.2 Modal Analiz	23
3.3 Titreşim Sistemi	27
3.3.1 Periyodik Titreşim Hareketi.....	28
3.4 Aerodinamik Kuvvetler ve Çözümleri	29
3.4.1 Navier-Stokes Denklemleri.....	30
3.4.2 Akışkan Yazılımda Sıkıştırılabilir Akışlar	31
3.4.3 Akışkan Yazılımında Türbülans Modelleri	33
3.4.4 Uçağa Etki Eden Temel Kuvvetler	34
3.4.5 Uçak Kanadı ve Taşıyıcı ile Birlikte Bomba	35
3.4.6 Hücüm Açısı	36
3.4.7 Kaldırma Kuvveti ve Sürüklenme Kuvvetinin Etkileri	37
3.4.8 Uçak Kanadı Dataları.....	39
3.4.9 Kaldırma kuvveti(L)	39
3.4.10 Sürüklenme kuvveti (D).....	41
3.4.11 Sınır Tabaka	42
3.4.12 Aerodinamik Merkezi	44
4. SAYISAL MODELLEME	46
4.1 2 Yollu FSI (Yapı-Akışkan Analizleri)	46
4.1.1 2 Yollu FSI Modellenmesi.....	47
4.2 Geometri	50

4.2.1 Uçak Kanadı	52
4.2.2 Taşıyıcı ve Bomba	53
4.3 Ağ Yapısı.....	53
4.3.1 Yapısal Ağ Yapısı.....	54
4.3.2 Akışkanlar Ağ Yapısı	57
4.4 Sınır şartları	60
4.5 Akışkan Analizi	61
4.6 Yapısal Analiz	66
5.BULGULAR, YORUMLAR VE TARTIŞMALAR.....	69
6.SONUÇLAR VE ÖNERİLER	97
6.1 Sonuçlar.....	97
6.2 Öneriler.....	98
7. REFERANSLAR.....	99
ÖZGEÇMİŞ.....	Hata! Yer işareti tanımlanmamış.

TABLÖLAR LİSTESİ

Tablo 3-1: βL değerleri	26
Tablo 4-1: Eleman Kalitesi	59
Tablo 4-2: Eleman Kalitesi	60
Tablo 5-1: Denge ve Frekans Değerleri	70
Tablo 5-2: Aerodinamik Merkez, Ansys CL değeri ve NACA4412 Kanat Profilinin Literatür CL değerleri	74
Tablo 5-3: Farklı Bomba Konumlarında ve Hücüm Açılarında Sistemin Doğal Frekansı.....	74



ŞEKİLLER LİSTESİ

Şekil 3.1: Aeroelastik Etkileşimler	20
Şekil 3.2: Aeroelastik Ağacı	21
Şekil 3.3: Konsol Kiriş	25
Şekil 3.4: Mod 1 Ve 2 Gösterimleri Ansys Üzerinde	27
Şekil 3.5 : Titreşim Hareketi Olan Ve Olmayan Hareketler.....	27
Şekil 3.6: Genlik - Zaman Diyagramı	28
Şekil 3.7: Yer Değiştirme Grafiği.....	29
Şekil 3.8: Uçak Etki Eden Kuvvetler Gösterimi.....	34
Şekil 3.9: Genel Uçak Kanadı Gösterimi	35
Şekil 3.10: Kanat Serbest Cisim Diyagramı	36
Şekil 3.11: Hücum Açısına Bağlı Olarak CL Ve CD Katsayısı	37
Şekil 3.12: Hücum Açısı-CL/CD Oranı	38
Şekil 3.13: Kanat Profili Terimleri Burada Gösterilen Şekil NACA 44xx kanat profilidir.	39
Şekil 3.14: Logaritmik Duvar Kanunu	43
Şekil 4.1: Yapı Akışkan Etkileşim Mekanizması	47
Şekil 4.2: Yapısal Modelin Sınır Koşulları.....	48
Şekil 4.3: Yapı Akışkan Etkileşiminde Sistem Eşleştirme Kullanma	48
Şekil 4.4: 1-Yollu Ve 2-Yollu Yapı Akışkan Etkileşimi.....	50
Şekil 4.5: Parametrik Bağlantı	51
Şekil 4.6: Perspektif Bakış Açısı	51
Şekil 4.7: Patlamış Şekli	51
Şekil 4.8: Kanat 2 Boyut Çizimi.....	52
Şekil 4.9 : Yapısal Kanat Tasarımı	53
Şekil 4.10: Shell 181 Elemanı Şematik Görünümü	54
Şekil 4.11: Gene Ağ Yapısı Dağılımı	55

Şekil 4.12: Ortalama Değerleri	56
Şekil 4.13: Modelin Patlatılmış Hali	56
Şekil 4.14: Kenar Modelleme	56
Şekil 4.15: Akışkan Ağ Yapısı	57
Şekil 4.16: Akışkan Ağ Yapısı	58
Şekil 4.17: Akışkan Ağ Yapısı	58
Şekil 4.18: Akışkan Ağ Yapısı	59
Şekil 4.19: Sabitlendiği Kısım.....	60
Şekil 4.20: Kanat Yüzeyi.....	61
Şekil 4.21: Akış Alanı Yapısı İçerisindeki Sistem	62
Şekil 4.22: Zamana Bağlı Çözüm.....	62
Şekil 4.23: Model Sabitleri	63
Şekil 4.24: Akışkan Çözüm Ayarları.....	63
Şekil 4.25: Akışkan Çözüm Ayarları.....	64
Şekil 4.26: Geometrinin Sınır Şartları	64
Şekil 4.27: Dinamik Ağ Yapısı.....	65
Şekil 4.28: Kanat Bilgileri	65
Şekil 4.29: Akışkan Sistemlerin Çözüm Ayarları.....	66
Şekil 4.30: Yapısal Analiz Zaman Ayarlamaları.....	66
Şekil 4.31: Yapısal-Akışkan Analiz Etkileşim Diyagramı	67
Şekil 4.32: Analiz Zaman Ayarlamaları	67
Şekil 4.33: Yapısal-Akışkan Geçişleri.....	68
Şekil 5.1: Zaman-Yer Değiştirme Grafiği-5 Derece.....	71
Şekil 5.2: Ankastre Kiriş Karşılaştırma	71
Şekil 5.3: Zaman-Yer Değiştirme Grafiği-10 Derece.....	72
Şekil 5.4: Zaman-Yer Değiştirme Grafiği-15 Derece.....	72

Şekil 5.5: Mod 1-10 Derece 3000 mm	75
Şekil 5.6: Mod 2-10 Derece 3000 mm	75
Şekil 5.7: Mod 3-10 Derece 3000 mm	76
Şekil 5.8: Mod 4-10 Derece 3000 mm	76
Şekil 5.9: 5 Derece Hücüm Açısı 2000 mm	76
Şekil 5.10: 5 Derece Hücüm Açısı Ve 2000 mm Aerodinamik Merkez	77
Şekil 5.11: 5 Derece Hücüm Açısı Ve 2000 mm Hız Dağılımı.....	77
Şekil 5.12: 5 Derece Hücüm Açısı Ve 2000 mm Basınç Dağılımı Ön Görünüş.....	77
Şekil 5.13: 5 Derece Hücüm Açısı Ve 2000 mm Basınç Dağılımı Üst Görünüş	78
Şekil 5.14: 5 Derece Hücüm Açısı Ve 2000 mm Türbülans Görünümü	78
Şekil 5.15: 5 Derece Hücüm Açısı 3000 mm	79
Şekil 5.16: 5 Derece Hücüm Açısı 3000 mm Aerodinamik Merkez	79
Şekil 5.17: 5 Derece Hücüm Açısı 3000 mm Hız Düzlemi Ve Basınç Dağılımı Ağ Yapısı İle Birlikte.....	79
Şekil 5.18: 5 Derece Hücüm Açısı 3000 mm Basınç Dağılımı Üst Görünüş.....	80
Şekil 5.19: 5 Derece Hücüm Açısı 3000 mm Basınç Dağılımı Ön Görünüş	80
Şekil 5.20: 5 Derece Hücüm Açısı 3000 mm Türbülans	81
Şekil 5.21: 5 Derece Hücüm Açısı 4000 mm	81
Şekil 5.22: 5 Derece Hücüm Açısı 4000 mm Aerodinamik Merkez	81
Şekil 5.23: 5 Derece Hücüm Açısı 4000 mm Hız Düzlemi Ve Basınç Dağılımı Ağ Yapısı İle Birlikte.....	82
Şekil 5.24: 5 Derece Hücüm Açısı 4000 mm Basınç Dağılımı Ön Görünüş	82
Şekil 5.25: 5 Derece Hücüm Açısı 4000 mm Basınç Dağılımı Üst Görünüş.....	83
Şekil 5.26: 5 Derece Hücüm Açısı 4000 mm Türbülans Gösterimi	83
Şekil 5.27: 10 derece Hücüm Açısı 2000 mm	83
Şekil 5.28: 10 Derece Hücüm Açısı Ve 2000 mm Aerodinamik Merkez	84

Şekil 5.29: 10 Derece Hücüm Açısı Ve 2000 mm Hız Düzlemi İle Basınç Dağılımı Ağ Yapısı Birlikte	84
Şekil 5.30: 10 Derece Hücüm Açısı Ve 2000 mm Basınç Dağılımı Üst Görünüş ...	84
Şekil 5.31: 10 Derece Hücüm Açısı Ve 2000 mm Basınç Dağılımı Ön Görünüş..	85
Şekil 5.32: 10 Derece Hücüm Açısı Ve 2000 mm Türbülans	85
Şekil 5.33: 10 Derece Hücüm Açısı 3000 mm	85
Şekil 5.34: 10 Derece Hücüm Açısı 3000 mm Aerodinamik Merkez	86
Şekil 5.35: 10 Derece Hücüm Açısı 3000 mm Hız Düzlemi ve Basınç Dağılımı Ağ Yapısı İle Birlikte.....	86
Şekil 5.36: 10 Derece Hücüm Açısı 3000 mm Basınç Dağılımı Üst Görünüş.....	86
Şekil 5.37: 10 Derece Hücüm Açısı 3000 mm Basınç Dağılımı Ön Görünüş	87
Şekil 5.38: 10 Derece Hücüm Açısı 3000 mm Türbülans	87
Şekil 5.39: 10 derece 4000 mm	87
Şekil 5.40: 10 Derece Hücüm Açısı ve Taşıyıcı Konumu 4000 mm Hız Düzlemi Ve Basınç Dağılımı Ağ Yapısı İle Birlikte.....	88
Şekil 5.41: 10 Derece Hücüm Açısı ve taşıyıcı konumu 4000 mm Basınç Dağılımı Üst Görünüş.....	88
Şekil 5.42: 10 Derece Hücüm Açısı Ve Taşıyıcı Konumu 4000 mm Basınç Dağılımı Ön Görünüş	89
Şekil 5.43: 10 Derece Hücüm Açısı Ve Taşıyıcı Konumu 4000 mm Türbülans	89
Şekil 5.44: 15 Derece Hücüm Açısı 2000 mm	89
Şekil 5.45: 15 Derece Hücüm Açısı 2000 mm Hız Düzlemi Ve Basınç Dağılımı Ağ Yapısı İle Birlikte.....	90
Şekil 5.46: 15 Derece Hücüm Açısı 2000 mm Basınç Dağılımı Ön Görünüş	90
Şekil 5.47: 15 Derece Hücüm Açısı 2000 mm Basınç Dağılımı Ön Görünüş	91
Şekil 5.48: 15 Derece Hücüm Açısı 2000 mm Türbülans	91
Şekil 5.49: 15 Derece Hücüm Açısı 3000 mm	92

Şekil 5.50: Aerodinamik Merkez.....	92
Şekil 5.51: Hız Düzlemi Ve Basınç Dağılımı Ağ Yapısı İle Birlikte.....	92
Şekil 5.52: Basınç Dağılımı Ön Görünüş	93
Şekil 5.53: Basınç Dağılımı Üst Görünüş	93
Şekil 5.54: Türbülans.....	94
Şekil 5.55: 15 derece Hücum Açısı 4000 mm	94
Şekil 5.56: Aerodinamik Merkez.....	94
Şekil 5.57: Hız Düzlemi Ve Basınç Dağılımı Ağ Yapısı İle Birlikte.....	95
Şekil 5.58: Basınç Dağılımı Üst Görünüş	95
Şekil 5.59: Basınç Dağılımı Ön Görünüş	96
Şekil 5.60: Türbülans.....	96

ÖZ

SES ALTI UÇUŞ HIZLARINDA KANAT ALTI MÜHİMMATLARIN TİTREŞİM DAVRANIŞININ YAPI-AKIŞKAN ETKİLEŞİMİ YÖNTEMİ İLE SAYISAL İNCELENMESİ

Gürkan Yılmaz PALA

Milli Savunma Üniversitesi, Alparslan Savunma Bilimleri Enstitüsü

Ankara,

Şubat 2021

Bu tez çalışmasında NACA4412 kanat profili ve kanat altında mühimmat entegresi ile birlikte aeroelastik analizleri gerçekleştirilmiştir. Bu analizler hücum açısı ve mühimmat entegresinin yerine bağlı olarak toplamda 9 farklı şekilde gerçekleştirilmiştir. Sistem bilgisayar ortamında modellenerek Ansys programı üzerinden 2 yollu Yapı-Akışkan Etkileşim Yöntemi ile incelenmiştir. Sistem Akışkanlar ve Yapısal olarak 2 farklı yöntem kullanılarak modellenmiş çözüm işleminde 2 farklı çözümünün sonuçları birbirini etkileyecek şekilde yapı kurulmuştur. Bu tezin amacı mühimmatın farklı yerlerdeki konumunda titreşim karakteristiğinin belirlenmesi ve nihai tasarım için esaslı iyileştirme çalışmalarının gerçekleştirilmesidir.

Çalışmada üç boyutlu olarak sistem modellenmiş ve Ansys içerisinde Yapısal, Akışkan ve System Couple paketleri kullanılarak simülasyon gerçekleştirilmiştir. Aerodinamik katsayılar %2 ile 10 arasında hata payları ile tespit edilmiştir.

Anahtar Kelimeler: Çırpınma Analizleri, Yapı-Akışkan Etkileşimi, Aeroelastisite, Kaldırma ve Sürüklenme Katsayıları, Akışkanlar.

Bilim Kodu : 91402

Sayfa Sayısı : 102

Tez Danışmanı: Doç. Dr. Tuncay KARAÇAY

ABSTRACT

NUMERICAL INVESTIGATION OF VIBRATION BEHAVIOR OF SUB-WING AMMUNITION AT SUBSONIC FLIGHT SPEEDS USING STRUCTURE-FLUID INTERACTION METHOD

Gürkan Yılmaz PALA

National Defence University, Alparslan Defence Sciences Institute

Ankara, February 2021

In this thesis, aeroelastic analyzes were carried out with NACA4412 airfoil and ammunition integration under the wing. A total of 9 different analyzes were carried out, depending on the angle of attack and the location of the ammunition integration. The system was modeled in the Ansys and analyzed with 2-way Structure-Fluid Interaction Method on Ansys program. In the solution process modeled using 2 different methods as System Fluids and Structurally, the structure was established so that the results of 2 different solvents affect each other. The aim of this thesis is to determine the vibration characteristics of the ammunition in different locations and to perform substantial improvement studies for the final design.

In the study, the system was modeled in three dimensions and simulation was carried out using Transient, Fluent and System Couple packages in Ansys. Aerodynamic coefficients were determined with margins of 2 to 10%.

Keywords: Flutter Analysis, Structure-Fluid Interaction, Aeroelasticity, Lift and Drag Coefficients, Fluids.

Science Code: 91402

Pages : 102

Supervisor : Doç.Dr. Tuncay KARAÇAY

1. GİRİŞ

Tanınmamış birçok ilk ve orta çağ insanı kanatlar takarak kule veya çatılardan kuvvetli biçimde kanat çırparak atlamış bazen talihsiz başarısız sonuçlar ile karşılaşmışlardır. Zamanla kollara bir çift kanat takma fikri gözden düşmüştür. Bunun yerini insanın bazı tip kol, bacak veya gövde hareketlerinden güç alan çeşitli mekanik düzenekler vasıtasıyla yukarı aşağı çırpın kanatlar fikri almıştır. Bu makineler ornitopter olarak adlandırılmıştır. Yakın zamandaki tarihi araştırmalar, Leonardo Da Vinci'nin insan uçuşu fikrine saplandığını ve 15. yüzyıl sonlarına doğru birçok ornitopter tasarladığını ortaya konmuştur.

Buralardan da anlayacağımız üzere havacılık araştırması çok eskilere dayanmaktadır. Bu çalışmaların temeli eski tarihlerden de yola çıkılarak aerodinamiği oluşturmaktadır. Hava ya da benzer gazların hareketlerini inceleyen ve hareketler sırasında oluşan kuvvetleri hesaplayan bilim dalına aerodinamik denir. Aerodinamik, akışkanlar mekaniğinin alt bir dalıdır aynı zamanda ve akışkanlar mekaniği, akışkan sistemlerin hareketini, duran haldeki davranışlarını ve akışkan sistemlerin başka akışkanlar ve katı sistemler ile ilişkisini inceleyen bilim dalı olarak adlandırılır. Akışkanlar dış kuvvet etkisi ile kuvvete bağlı olarak şekil değiştirme hızına sahip bir madde olarak tanımlanır. Akışkanlar mekaniği ve termodinamik denklemler ile, akışkan özellikleri (sıcaklık, basınç, yoğunluk...), hareketin özellikleri (hız, ivme...) arasındaki ilişki kurularak, cismin üzerine etkiyen kuvvet, moment ve enerji tahmin edilir. Bu çalışmalar sadece havacılık alanını oluşturmamaktadır. Aynı zamanda rüzgâr tünelleri, kule, köprü gibi birçok alan içerisinde günümüzde yoğun bir şekilde kullanılmaktadır.

Tezin amacı havacılık sektöründe kullanılan uçak kanatlarının ve taşımış olduğu yüklerin aerodinamik yükler altında titreşim ve yapısal davranışlarının incelenmesi üzerine çalışma yapmaktır. Kanat üzerinde taşıdığı faydalı yük yerinin belirlenmesi ve hangi sınır şartlarında yapı üzerinde olumsuz etki yapıldığı incelenmiştir. Çalışma içerisinde model değişkenleri hücum açısı, hız ve taşıyıcının konumudur. Bu 3 değişken içerisinde farklı analizler çözülmüş ve bu analizler yorumlanmıştır.

Çalışma tamamen bilgisayar hesaplamalı analizler gerçekleştirilerek yapılmıştır. Bu analizler Hesaplamalı Akışkanlar Analizi (HAD) ve Yapısal Analizleri içermektedir.

İlk olarak literatür ile başlanmıştır. Burada titreşim ve aerodinamik sistemlerin temel kavramları araştırılmıştır. Geçmişte yapılan yapı-akışkan etkileşimi çalışmaları incelenmiş ve bu çalışmalar içerisindeki kullanılmış olan parametreler öğrenilmiştir.

Daha sonra aerodinamik sistemler içerisinde modelin doğruluğunu test etmek için hangi parametrelerin kullanılması gerektiği üzerinde çalışıldı. Ansys akışkanlar içerisinde örnek modeller oluşturuldu. Bu modeller oluşturulduktan sonra her biri için ayrı ayrı Ansys akışkan içerisinde denemeler yapılmıştır.

Akabinde kullanılacak olan kanat profiline karar verildi bu kanat profili yaygın kullanılan bir profil olmasına dikkat edildi nedeni ise literatür içerisinde geçmişte çalışması oldukça yer alan sistemler üzerine yoğunlaşmasıdır. Kanat profili seçildikten sonra bomba geometrisi ve onun taşıyıcısı modellendi.

Tasarım bittikten sonra Ansys içerisinde YAE modülü kullanılmadan sadece Yapısal ve Akışkanlar kısmında analizler gerçekleştirildi. Yapısal kısmında 6 ile 9 g arasında yük uygulanarak sistem yer değiştirmesi ve gerilim dağılımları incelendi. Akışkanlar kısmında ise aerodinamik katsayılar üzerinde duruldu.

Sistem mekanik ve akışkanlar içerdiğinden dolayı Ansys üzerinde basit bir kiriş analizi gerçekleştirildi. Burada yapılacak olan ayarlamalar üzerinde çalışmalar gerçekleştirilmiştir. Çözüm süresi çok uzun olduğu için ilk olarak kiriş üzerinden tecrübeler elde edildi akabinde gerçek geometriye geçildi. Gerçek geometri ile YAE çalışmaları yapıldı. Her bir durum için ayrı ayrı YAE çözümler gerçekleştirildi. Her bir analiz sonrasında değerler kontrol edildi.

2. ÖNCEKİ ÇALIŞMALAR

Bu bölüm, aeroelastik problemleri çözme girişimlerine odaklanan çalışmaları detaylandırmakta ve bilimin kronolojik bir tarihini vermeyi amaçlamaktadır.

Zahm ve Bear, 1929'da üç bölümden oluşan bir rapor yayınladı (1). Birinci bölümde rüzgâr tünellerinde titreşim testleri anlatılmıştır. Bu bölüm, MO-1 tek kanatlı uçağın basit kanat profillerinin ve kuyruk modelinin testlerini içermekte ve ayrıca bu model etrafındaki akış açıklanmaktadır. Raporun ikinci bölümünde, eğim ve yuvarlanmadaki kanat titreşimleri için denge kriterleri çıkarılmış ve kararsızlığı önlemek için tasarım kuralları verilmiştir. Son bölümde, belirli bir yük altında eğimdeki bükülmeyi en aza indirmek için eşit şekilde esneyebilen direkleri tasarlamak için kılavuz çizgiler sunulmuştur.

Coleman tarafından 1939'da hazırlanan bir NACA Teknik Raporu, konik kirişler için burulma titreşim frekanslarının hesaplanması için yöntemler sunar (2). Yöntem, Bessel fonksiyonlarını kullanır ve açıklık boyunca benzer kesitlere sahip olan kirişlere uygulanabilir. Ayrıca bir bölümün burulma sertliği, açıklık boyunca mesafenin doğrusal fonksiyonunun bir gücü olarak ifade edilmelidir.

1940'ta Theodore Theodorsen ve I.E. Garrick çarpınma mekanizmasını açıklamaya çalışan bir rapor yayınladı (3). Hem teorik çalışmaları hem de deneysel sonuçları içeriyordu. Teorik ve deneysel sonuçlar arasındaki uyuma gösterilir. Ayrıca, çarpma hızının sayısal olarak hesaplanması için teoriye başvurulmasını gerektirmeyen basit bir yöntem verilmiştir.

Theodore Theodorsen ve I.E. Garrick'in (4) 'un devamı niteliğindeki 1942 (3) tarihli çalışması, üç serbestlik dereceli (eğilme, burulma ve kanatçık) çarpınma çalışmalarını içerir. Bir dizi seçilmiş durum için hesaplamalar yapılır ve sonuçlar grafik biçiminde temsil edilir. Analiz, kütle dengelemesinin, çarpıntının tedavisi kadar etkili olmadığını, ayrıca iç yapısal sönümlemenin önemli etkisini gösterdi.

1940'ların sonunda Barmby, Cunningham ve Garrick süpürmenin konsol kanatların kanat çarpma özellikleri üzerindeki etkileri üzerinde çalıştılar ve iki rapor yayınladılar. 1951'de (5) aynı yazarlar tarafından yayınlanan bir rapor, daha önce yapılan tüm çalışmaları içermekte ve bu iki raporun ikisinin de yerini almıştır. Çalışmada hem ilgili denklemlerle analitik inceleme hem de detaylı model ve test aparatı açıklaması ile

deneysel inceleme yer almaktadır. Her konfigürasyon ve test için toplanan sonuçlar tablolar halinde düzenlenir ve sunulur.

1953'te Bursnall'ın Langley Blowdown Tüneli'ndeki çarpıntı deneyleri üzerine yaptığı çalışma, ses üstü rüzgâr tüneli testleri ve serbest düşüş uçuş çarpıntı testleri (6) arasında karşılaştırma yaptı. Ölçekli modeller tünelde test edilir ve sonuçlar serbest düşme uçuş testi ile iyi bir korelasyon göstermiştir. Bu çalışmalardan sonra rüzgar tüneli testlerinin tasarım aşamasında kullanılmasının fizibilitesi anlaşılmış ve kabul edilmiştir.

1954'te Barnes ve Herrera deneysel çalışmalarını yayınladı (7). Bu çalışmada, çelik veya alüminyumdan yapılmış birkaç dikdörtgen kanadın kanat çırpma özellikleri 0,6 ile 1,10 arasındaki Mach sayılarında incelenmiştir. Yoğunluğun yanı sıra; ayrıca en boy oranı ve kalınlık da çeşitlidir. Düşük hücum açılarında çırpınma frekanslarının ilk bükülme frekansları düzeyinde olduğu, ancak modların bükülme-burulma tipinde olduğu araştırılmıştır; yüksek saldırı açısında, frekanslar neredeyse ilk doğal burulma frekanslarına eşitti ve modlar saf burulma tipiydi.

1955'te, Tuovila ve McCarty tarafından konsol kanat modelleri üzerine başka bir deneysel sonuç raporu yayınlandı (8). 0o ila 60o ve 45o ve 60o delta kanat modellerinde 0 ila 3.0 Mach aralığında konsol kanat modellerinde çeşitli testler yapılmıştır.

1958'de Carson Yates, ses altı ve süpersonik hızlarda sonlu açıklıklı taranmış veya taranmamış kanatların çarpıntı özelliklerini hesaplamak için Rayleigh tipi analize dayalı bir yöntem geliştirdi (9). Değişken süpürme açısı, en boy oranı, koniklik oranı ve ağırlık merkezi konumlarına sahip 12 kanat konfigürasyonu için, çırpınma özellikleri 0 ile 1,75 arasında değişen Mach sayılarında hesaplanmıştır. Hesaplanan ve deneysel sonuçlar arasında iyi bir korelasyon da gösterilmiştir.

Fralich ve Hedgepeth tarafından hazırlanan bir NACA Teknik Raporu, sabit kalınlığa sahip çok düşük en-boy oranına sahip dikdörtgen kanatlar için yapılan çırpınma analizini sunmaktadır (10). Analizde ince gövde aerodinamik teorisi ve ince plaka teorisi kullanılır; kanat sapmasının açıklıklı varyasyonu bir parabol ile temsil edilir ve kırıklı varyasyona tam bir serbestlik sağlanır. En boy oranları ile çırpınma özelliklerinin değişimi gösterilmiştir.

1963'te Unangst ve Jones, sabit konik oranı ve değişen Mach sayısı, tarama açısı ve en-boy oranlarına sahip bir dizi ince konsol kanadı için test sonuçlarını içeren bir

makale sundu (11). Sonuçlar, sıkıştırılamaz iki boyutlu akış teorisine dayalı olarak deneysel çarpınma hızları ile hesaplanan hızlar arasındaki çarpınma hızı oranları olarak adlandırılan oranlar olarak sunulmuştur.

1963'te Shirk ve Olsen, panel çarpınma ele alan bir makale yayınladı (12). Kendi sözleriyle: "Bu raporun amacı, panel çarpınma alanında daha yeni bazı katkıları sunmak ve problemi pratik bir tasarım açısından tartışmaktır."

AGARD'ın Aeroelastisite Kılavuzu, birçok yazar tarafından 1959 ve 1968 yılları arasında altı cilt halinde yayınlanan makaleler ve raporları içermektedir (13). Cilt I'de, yapıların deformasyonu, titreşim analizi, dahili sönümlemenin uçak rezonansı üzerindeki etkisi, yer titreşim testi teorisi, termoelastisite, yapısal doğrusallaştırma gibi yapısal hususlar ele alınmaktadır. Cilt II, aerodinamik ile ilgilidir. Bu cildin ana konuları şunlardır: iki boyutlu doğrusallaştırılmış teori, üç boyutlu ses altı, sonik ve süpersonik teoriler, indis aerodinamik, ince cisim teorisi, sıkıştırılamaz akışta sonlu kalınlıkta kanat profillerinin durağan olmayan teorisi, kalınlık ve sınır tabakası etkileri, Türevlerin ampirik değerleri. Cilt III'te aeroelastik fenomen ele alınmıştır. Bu hacimde ıraksama, kontrol kaybı, çarpınma hesaplama işlemleri ve çarpınma tedavisi sorunlar, dinamik kararlılık, panel çarpınma, pervane-rotor girdap çarpınmaları ve helikopter kanat çarpınma konuları işlenmektedir. Cilt IV, deneysel yöntemler hakkındadır. Bu ciltte ele alınan konular şunlardır: Yapısal etki katsayılarının ölçümü, zemin rezonans testi, atalet ve yapısal sönümleme ölçümü, güç kontrol empedansının ölçümü için deneysel teknikler, salınımlı türevlerin ölçümü için rüzgar tüneli teknikleri, çarpıntı modeli için benzerlik gereksinimleri test, model yapımı, roket kızıağı, yerden fırlatılan roket ve serbest düşen bomba tesisleri ve uçuş çarpınma testleri. Cilt V, çarpıntı özellikleri hakkında gerçeklere dayalı bilgiler içerir; kontrolün sapması ve tersine çevrilmesi, kanat titremesi, kontrol yüzeylerinin dalgalanması, sekmeler, güçlendirilmiş kontroller ve tümüyle hareket eden kuyruk düzlemleri, bir serbestlik derecesinde dalgalanma ve çarpıntı tahminleri için yaklaşık formül. Son olarak, son cilt toplanan tablo ve grafikleri içerir. Tam bir referans olarak, AGARD Aeroelastisite Kılavuzu, aeroelastik olaylar, test teknikleri ve istatistiksel ve deneysel verilerle ilgili yapısal ve aerodinamik teorik arka plan hakkında ayrıntılı bilgi sağlar.

Pollock, Sotomayer, Huttshell ve Cooley, Uçuş Dinamikleri Laboratuvarı sponsorluğunda kanat/mağaza çarpıntısı tahmini ve önleme yöntemlerinin değerlendirilmesi konusunda çalışmalar yaptı. Çalışmalarını, uca monteli fırlatıcı ve

depolu bir avcı kanadında ses altı, ses ötesi ve süpersonik hızlarda rüzgâr tüneli ölçümlerini ve ayrıca kanat altı yakıt deposu içeren bir makalede yayınladılar (14). Hem hesaplanan hem de ölçülen sonuçlar sunulur.

NACA 445.6 kanadı, NASA Langley Araştırma Merkezi'ndeki Transonik Dinamikler Tüneli'nde (TDT) çeşitli koşullarda test edilen özel bir test kanadıdır. Carlson Yates (15) tarafından yazılan AGARD Rapor No: 765'te titreşim modları, yapısal özellikler ve çırpınma sonuçlarını içeren test sonuçları verilmiştir. Bu yazıda model geometrisi ve özellikleri ile sınır koşulları ayrıntılı olarak açıklanmıştır. Ayrıca ekte, test sonuçlarını içeren bir NASA Teknik Notu eklenmiştir. Bu makale ve NACA 445.6 kanadının sonuçları, yeni hesaplama yöntemleri geliştirmeye veya kullanmaya çalışan analistler için doğrulama amacıyla iyi bir araç olarak hizmet etmektedir.

1993 yılında AIAA 11. Uygulamalı Aerodinamik Konferansı'nda sunulan bir bildiride, John T. Battina ve Elizabeth M. Lee-Rausch, Navier-Stokes Aerodinamiği kullanarak çırpınma hesaplaması konusundaki çalışmalarını açıkladılar (16). Test durumları bilinen AGARD 445.6 kanadı idi.

2000 yılında DeBaets, Battoo ve Mavris, kök esnekliğinin aeroelastik davranış üzerindeki etkileri üzerine çalışmalarını yayınladılar (17). Test senaryosu olarak kompozit bir kanat kutusu seçilmiş ve aeroelastik özelliklerin kompozit yüzey yerleşimi, lif oryantasyonu ve özellikle kök esnekliği değişimine olan duyarlılığı incelenmiştir. Kök sertliğinin, kanat kutusunun modal tepkisi ve aeroelastik özellikleri üzerindeki önemli etkisini gösterdiler.

2003 yılında, M. Hasan otomatik bir multidisipliner tasarım optimizasyon kodu geliştirdi ve çalışmasını doktora tezinde yayınladı. Tez (18). Çalışmada tasarım değişkenleri olarak statik mukavemet, aeroelastik kararlılık ve imalat gereksinimleri kullanılmıştır. Aeroelastik kararlılık gereksinimleri çalışmalarında, varsayım sal jet taşıma kanadı (BAH kanadı) (19) ve orta karmaşıklık kanadı (ICW) (20) incelenmiş ve sonlu eleman yaklaşımı kullanılarak çırpınma analizi yapılmıştır. Son olarak, optimizasyon analizi için sabit kesitli, kıvrılmamış bir konsol kanat seçilir ve işlem sırasında aeroelastik hesaplamalar yapılır.

Moosevi, Naddef Oskouei ve Khelil ses altı kanat çırpınması üzerine çalışmalarını 2004 yılında yayınladı (21). Çırpınma hızını ve frekansını hesaplamak için Galerkin Metodu'na dayalı yeni bir prosedür geliştirilmiştir. Sonlu eleman modelinde kanadı

simüle etmek için üç serbestlik dereceli konsol kiriş (dikey yer değiştirme, eğilme ve döndürme) kullanılmıştır. Goland'ın kanadı metodolojinin doğrulanması için kullanılır ve kesin ve hesaplanan değerler arasındaki anlaşma gösterilir.

Terrence A. Weisshaar makalesinde sundu; "Yenilikçi İHA Tasarımında ve Optimizasyonunda Aeroelastisitenin Rolü" (22) başlıklı, özellikle İHA'larda hava araçlarının geliştirilmesinde aeroelastik etkilerin rolü. Makalede ayrıca çırpınma gelişiminin kısa bir tarihi verilmiştir.

Akışkan analizlerinde farklı sayıda ağ yapısı kullanılarak CL, CD katsayıları hesaplanmıştır (23). Bu sabitler belli hücum açıları için sabit değerleri vardır. Akışkan analizlerinde bu sabitler hesaplanabilmektedir. En iyi ağ yapısı ile bu değerlere ulaşılabilir fakat ağ yapısının kalitesi ve sayısı arttıkça çözüm için gereken süre ve çözücü olarak kullanılan bilgisayarın özellikleri artmaktadır.

Bu tez içerisinde kullanılan yöntem CL/CD değeridir. Bu değer ağ yapısı sayısı arttıkça değer artmaktadır. Belli bir aralıktan sonra bu değer artışı azalmaktadır. Bu ağ yapısında ağ yapısı kalitesine karar verilmiştir.

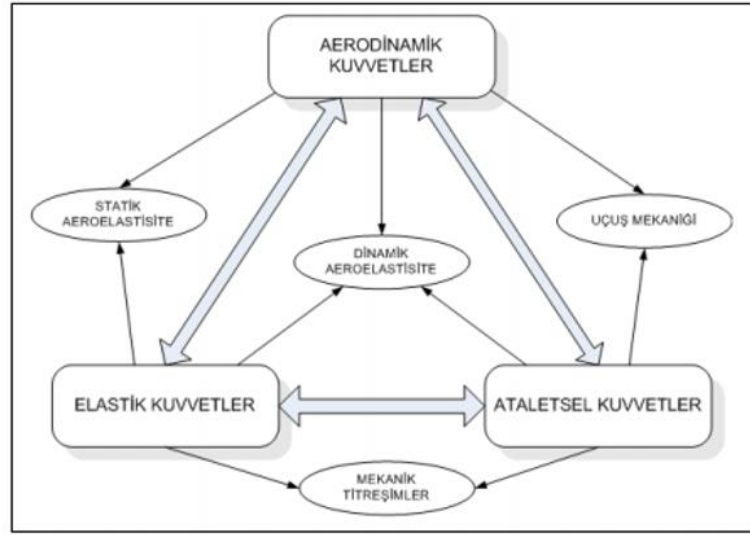
Burada 85000 ağ-yapısını optimum değer olarak almaktadır. Çünkü bu değerden sonra CL/CD oranının artışı azalmaktadır.

Tez içerisinde ayrı ayrı 1 yollu ve 2 yollu Akışkan-Yapısal Etkileşimi (FSI) analizleri gerçekleştirilmiştir (24). Sadece kanat profili kullanılarak yapılmıştır. Tez içerisinde kullanılan akış alanı yapısı bu çalışmada da kullanılmıştır. Literatür içerisinde en yaygın olarak kullanılan akış alanı yapısı C-Tipi olarak adlandırılan yapıdır.

C-Tipi yapılar ile bu çalışmayı modellediğimiz zaman çözümler başarısız olmaktadır. Uçak kanadının altında yer alan bomba ve taşıyıcısından dolayı çözüm süresi ve çözücü bilgisayarın sahip olduğu özellikler artmaktadır bu sebeple bu çalışmada ki gibi bir akış alan yapısı kullanılmıştır.

3. AEROELASTİSİTE VE YAPI-AKIŞ ETKİLEŞİMİ

Aeroelastisite, birbirleriyle etkileşim içerisinde aerodinamik, elastik ve atalet kuvvetlerin mühendislik tasarımları üzerindeki etkilerini inceler. Bunlar, bir uçağın özelinde, genellikle performansa ve güvenli uçuşa olumsuz katkılarda bulunur. Bundan dolayı aeroelastik analizlerin, mümkünse, tasarımın en erken safhalarından itibaren yapılması ve gerekiyorsa, kritik durumlar ile karşı karşıya kalınmaması için, tasarımların süreç esnasında değiştirilmesi hayati önem taşımaktadır (1). Şekil 3.1'deki aeroelastik üçgende aerodinamik, elastik ve atalet kuvvetlerin disiplinler arası etkileşimi gösterilmiştir.



Şekil 3.1: Aeroelastik Etkileşimler

Şekil 3.1 üzerinde yapıları incelersek sistemler 2 ana kategoriye ayrılır. Yapısal Aeroelastik ve Dinamik Aeroelastik olarak. Şekil 3.2 içerisinde onlarda kendi içlerinde ayrılmıştır.

Yapısal Aeroelastik aerodinamik ve elastik kuvvetlerin etkileşimini içerir. Yapısal aeroelastisitenin ana konuları elastik kanat üzerindeki yük dağılımını, ıraksama, kontrol yüzeyi etkinliği ve kontrol sistemi tersine çevrilmesi ve statik kararlılık üzerindeki etkileridir.

AEROELASTİSİTE	
Statik Aeroelastisite	Dinamik Aeroelastisite
• Yük Dağılımı • Iraksama • Kontrol Yüzeyi • Statik Kararlılık Üzerinde Aeroelastik etkiler	• Çırpınma • Uçak Titreşimi • Dinamik Cevap • Dinamik Kararlılık Üzerinde Aeroelastik etkiler

Şekil 3.2: Aeroelastik Ağacı

Yük Dağılımı: Kanada etki eden aerodinamik kuvvetler kanat şeklini değiştirebilir. Bu yapısal deformasyonlar yeni aerodinamik kuvvetler yaratır. Yeni oluşan aerodinamik kuvvetler nedeniyle ek deformasyonlar oluşur. Elastik bir kanadın kritik bir deformasyondan sonra yeni ve potansiyel olarak tehlikeli bir yük dağılımına yol açabilir.

Iraksama: Elastik kuvvetlerin kanadın deformasyonunun neden olduğu aerodinamik kuvvetlere direnemediği iraksama hızı adı verilen bir hızdaki bir uçağın kaldırma yüzeyinin dengesizliğidir.

Kontrol Yüzeyi Etkinliği: Rijit bir kanatla karşılaştırıldığında, elastik bir kanadın kontrol yüzeyleri genellikle tepki açısından daha az etkilidir. Kanatçıklar, dümenler, irtifa ve yön dümeni bu fenomenden etkilenir.

Statik Kararlılık Üzerindeki Aeroelastik Etkiler: Esnek bir uçak yapısının şeklindeki bir değişiklik, uçağın statik kararlılıklarını etkiler; bu etki, statik kararlılık üzerindeki aeroelastik etki olarak bilinir.

Öte yandan dinamik aeroelastisitede eylemsizlik kuvvetleri, aerodinamik ve elastik kuvvetler kadar eşit derecede önemli bir rol oynar. Dinamik aeroelastisite, dinamik kararlılık üzerindeki çırpınma, uçak titreşimi, dinamik tepki ve aeroelastik etkilerle ilgilenir.

Çırpınma: Yapının havadan kinetik enerji çıkardığı ve bu enerjinin yapısal sönümlleme ile dağıtılamadığı dinamik kararsızlıktır. Bunun bir sonucu olarak, uçak bileşeni artan genlikle titreşir.

Uçak Titreşimi: Uçağın kanatlarının veya diğer bileşenlerinin arkasındaki uyanma tarafından üretilen aerodinamik darbelere bağlı olarak uçak bileşenlerinin geçici titreşimidir.

Dinamik Tepki: Dinamik tepki, bir uçağın ani rüzgarlar, iniş vb. Nedenlerle yüklere verdiği geçici tepkidir.

Dinamik Kararlılık Üzerindeki Aeroelastik Etkiler: Uçak bileşenlerinin yapısal deformasyonları nedeniyle uçağın dinamik kararlılığında ki değişiklikler.

3.1 Aeroelastik Kararlılığın Teorisi

Çırpınma analizlerinde genel kullanılan denklem aşağıda verilmiştir.

$$(-W^2 * [\tilde{M}] + i * w * [\tilde{C}] + (1 + i * g) * [\tilde{K}] - q * [\tilde{Q}]) * \{U_h\} = 0 \quad (3.1)$$

Bu denklemde;

$[\tilde{M}] = [\phi]^T * [M] * [\phi]$ genel kütle matrisini;

$[\tilde{C}] = [\phi]^T * [C] * [\phi]$ genel sönüm matrisini;

$[\tilde{K}] = [\phi]^T * [K] * [\phi]$ genel direngenlik matrisini;

$[\tilde{Q}] = [\phi]^T * [Q] * [\phi]$ genel aerodinamik kuvvetler matrisini göstermektedir.

$[\phi]$ matrisi sistemin düşük mertebeli titreşim biçimlerinden oluşur, g yapay yapısal sönüm değerini, q dinamik basıncı, ω salınım frekansını ve $\{U_h\}$ ise genel yer değiştirmeler simgelemektedir.

Denklem (1)'in çözümünde temel olarak frekans bölgesi çözüm yöntemleri ve Laplace bölgesi çözüm yöntemleri olmak üzere iki ana yöntem kullanılmaktadır.

Frekans bölgesi çözüm yöntemleri k ve $p-k$ yöntemleridir. K yöntemi Amerikan yöntemi olarak da bilinir ve Theodorsen tekniklerine dayanarak geliştirilmiştir (25). Ancak k yönteminde hesaplanan sönüm (g) değerleri sadece $g=0$ noktası etrafında geçerli, diğer bölgelerde fiziksel olarak anlamsızdır. Ayrıca k yöntemi önemli bir aeroelastik özellik olan ıraksama durumunu hesaplamakta yetersizdir. Irwin ve Guyet tarafından geliştirilen (18) $p-k$ yöntemi ise İngiliz yöntemi olarak da bilinir ve avantajlarından dolayı genelde k yöntemine tercih edilir. Bu yöntem k yöntemi ile

karşılaştırıldığında fiziksel olarak daha gerçekçi sönüm değerleri vermesinin yanında ıraksama durumunu da bulabilmektedir.

Laplace bölgesi çözümleri p yöntemi ve kök yer eğrisi (root-locus) yöntemidir. P yönteminin zorluğu zaman alanında hesaplanmış genelleşmiş aerodinamik kuvvetlerin Laplace alanına taşınmasında ortaya çıkmaktadır. Kök yer eğrisi yöntemi ise aeroelastik frekansların dinamik basınçla değişimini kök yeri (root-locus) analizi ile bulma esasına dayanmaktadır (18).

P-k yönteminde aerodinamik matrisin gerçek kısmı direngenlik, sanal kısmı da viskoz sönüm olarak alınır. Denklem (1) deki yapay yapısal sönüm değeri (g) sıfır olarak kabul edilir ve böylece p-k yöntemi için temel hareket denklemi aşağıdaki şekilde ifade edilir.

$$(-W^2 * [\tilde{M}] + i * w * [\tilde{C}] + [\tilde{K}] - q * [\tilde{Q}]) * \{U_h\} = 0 \quad (3.2)$$

Yukarıda verilen tanımlamaların denklem (3.2)'ye yerleştirilmesi ile çalışmada kullanılan, Ansys 2020 modülünün geçici çözümde kullandığı denklem elde edilir.

Sistemin yapısal davranışını anlamak ve çözebilmek için Modal Analizler ihtiyaç duyulmaktadır.

3.2 Modal Analiz

Modal analiz, dinamik uyarım altındaki mekanik yapıların dinamik davranışlarını araştırmak için kullanılan yaygın bir yöntemdir. Modal analiz ile sistemin doğal frekansları ve bu frekansların davranışları bulunur. Sisteme zarar veren ve onu azaltmak için kullanılan titreşimlerin nedenlerini bulmaya yardımcı olur. Modal analiz ile sistem performansını direk iyileştiremezsin ama modal analizden bulduklarınla değerlendirme yapabilirsin. Temel olarak bilinen iki modal analiz yöntemi, sayısal modal analiz ve deneysel modal analizdir.

Bir uçak kanadının analizinin serbest titreşim analizi, bir uçak tasarlama sürecinde uğraşılması en zor sorunlardan biridir. Rüzgâr tepkilerini ve aeroelastik olayları incelemenin temel bir yönü, doğal frekansları ve modları araştırmaktır. Bir uçağın kanatları genellikle ince cidarlı, tekdüze olmayan ve genellikle geniş ve diedral açılara sahip olan ve sivriltilmiş rastgele şekilli yapılardan oluşur. Bu özellikler,

karmaşık yapısal modelleme gerektiren karmaşık etkilerle birlikte gelir. Yapısal olarak kullanılabilecek üç farklı model vardır.

Bu modeller “tek boyutlu (kirişler), iki boyutlu (plakalar, kabuklar) ve üç boyutlu (katılar)” dan oluşur. Tek boyutlu modelin temel avantajlarından biri, kabukların veya katıların analizine kıyasla daha az hesaplama çabası gerektirmesidir. Euler-Bernoulli ve Timoshenko modelleri, klasik kiriş modellerine iyi bilinen örnekler olarak verilebilir. Sonuncusu, enine kayma deformasyonunu ve döner atalet etkisini içerir. Klasik olmayan efektler arttıkça, klasik kiriş modelleri fizibilitesi nedeniyle geçerliliğini yitirmektedir. Bir kanat yapısındaki klasik olmayan etkilere genellikle diğerlerinin yanı sıra düzlem içi ve dışı, çarpıklık, bükülme, bükülme-burulma kuplajı ve daha yüksek dereceli kesme etkileri neden olur.

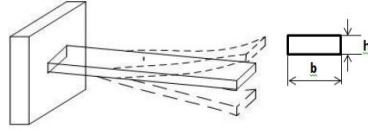
Uçak kanadı modal analizine başlamadan önce ankastre kiriş analizi üzerinde çalışılmıştır. Burada sistemin doğal frekansları teorik ve sonlu elemanlar analizi kullanılarak çözümler gerçekleştirilmiştir.

Şekil 3.3'de gösterilen bir konsol kiriş için, her modun doğal frekansı Euler-Bernoulli Işın Teorisinin doğal frekans denklemlerinden hesaplanmıştır. Yapılan çalışmada (29) içerisindeki sayısal formülasyonlar kullanılarak teorik doğal frekanslar ile Ansys yazılımında elde edilen sonuçlar incelenmiştir.

Kanat sistemleri de basit bir kiriş metodu olarak modellenenebilir. Burada modellenirken kullanılan yöntem Euler-Bernoulli kiriş metodu ile çözülmektedir. Basit bir kiriş metodu olarak çözüldüğünde analitik çözümde bağlı olduğu parametreler;

- Kanat geometrisinin kalınlığına, boyuna ve enine bağlıdır.
- Kanat üzerinde kullanılan malzemenin yoğunluğuna, poison oranına ve Elastisite modülüne bağlıdır.
- Sistemin ataletine bağlıdır.

Şekil 3.3 ‘te gösterilen kiriş modülünün analitik çözümleri mevcuttur.



Şekil 3.3: Konsol Kiriş

L =Kiriş Uzunluğu=0.4m

b =Kiriş genişliği=0.08m

h =Kiriş kalınlığı=0.01 m

E =Young modülü=7.10E+10

$\nu = 0.35$

$\rho = 2770$ (Kg/m³)

$$EI \frac{d^4 y}{dx^4} + \rho A \frac{d^2 y}{dt^2} = 0 \quad (3.3)$$

Yukarıdaki denklem ile normal mod çözümü,

$$Y(x, t) = X(x)T(t) \quad (3.4)$$

3.4 Denklemini çözülür ise 3.9 numaralı denklem elde edilir.

$$\frac{EI}{\rho A} \frac{d^4}{dx^4} T(t) - X(t) \frac{d^2 T}{dt^2} = 0 \quad (3.5)$$

$$c^2 \frac{d^4 y}{dx^4} + \frac{d^2 y}{dt^2} = 0 \quad (3.6)$$

$$c = \sqrt{\frac{EI}{\rho A}} \quad (3.7)$$

$$\beta^4 = \frac{\omega^2}{c^2} = \frac{\rho A \omega^2}{EI} \quad (3.8)$$

$$\omega = (\beta L^2) \sqrt{\frac{EI}{\rho A L^4}} \quad (3.9)$$

Burada βL sabittir. Bu değer, modal şekline göre aşağıdaki tablodaki gibidir.

Tablo 3-1: βL değerleri

Sabit değerler	
Modal 1	1.875
Modal 2	4.694

$$I = \frac{bh^3}{12} \quad (3.10)$$

Denklem 1

$$A = b \times h$$

Denklem 2

İlk modal frekans değerlerini hesaplamak için denklem 3.9 kullanılır.

$$w1 = (1.875^2) * \sqrt{\frac{E * I}{\rho * A * L^4}}$$

$$w1 = 321 \text{ rad/sec}$$

$$f1 = \frac{w1}{2\pi} = \frac{321}{2\pi} = 51.088 \text{ Hz}$$

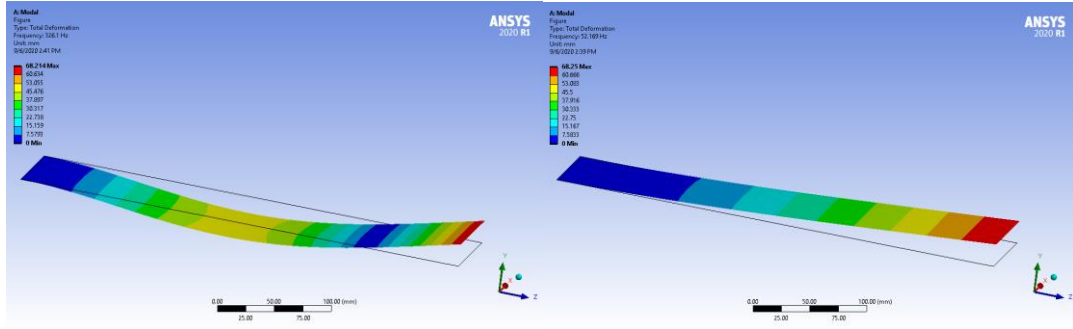
İkinci modal frekansı ise aşağıdaki gibidir. Burada Denklem 3.9 kullanılır.

$$w2 = (4.694^2) * \sqrt{\frac{E * I}{\rho * A * L^4}}$$

$$w2 = 2013 \text{ rad/sec}$$

$$f2 = \frac{w2}{2\pi} = \frac{2013}{2\pi} = 320 \text{ Hz}$$

Uçak kanadının modal şekilleri de Şekil 3.4’ teki gibi olacaktır.



Şekil 3.4: Mod 1 Ve 2 Gösterimleri Ansys Üzerinde

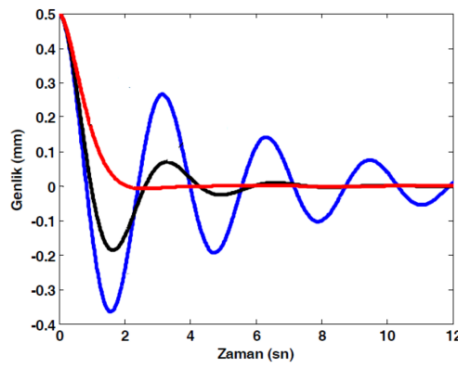
3.3 Titreşim Sistemi

Titreşim sistemi ve hareketi kavramları karşılıklı birbirine bağımlı olan, bu yüzden de birlikte tanımlanması gereken kavramlardır.

Bir kararlı denge durumuna sahip olan ve bu durum civarındaki doğal hareketi titreşim hareketi olan sistemlere titreşim sistemi olarak adlandırılır. Bir titreşim sisteminin bir denge durumu civarında yönünü en az iki kez değiştirerek yaptığı salınım hareketlerine de titreşim hareketi denir.

Kararlı denge durumunun temel özelliği ayrılması halinde sistemi bu duruma geri döndürmeye zorlayan bir kuvvetin doğmasıdır. Geri getirici kuvvet adı verilen bu kuvvet, titreşim hareketinin de başlıca sorumlusudur.

Şekil 3.6’ da kinematik bakımdan titreşim hareketi sayılabilecek ve sayılamayacak $x(t)$ hareket örnekleri verilmiştir.



Şekil 3.5 : Titreşim Hareketi Olan Ve Olmayan Hareketler

3.3.1 Periyodik Titreşim Hareketi

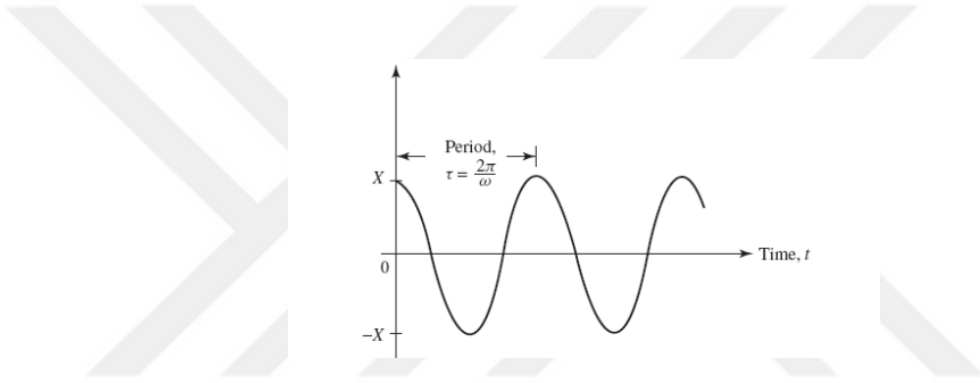
T sonlu bir zaman aralığını göstermek üzere, ardışık T aralıklarında

$x(t)=x(t+kT)$ $k=1,2,3,\dots$ şeklinde kendini yineleyen titreşim hareketlerine periyodik titreşim hareketi denir.

Kendini yineleme süresi olan T, periyod adını alır. Birim zamandaki kendini yineleme sayısı ise frekans diye adlandırılır.

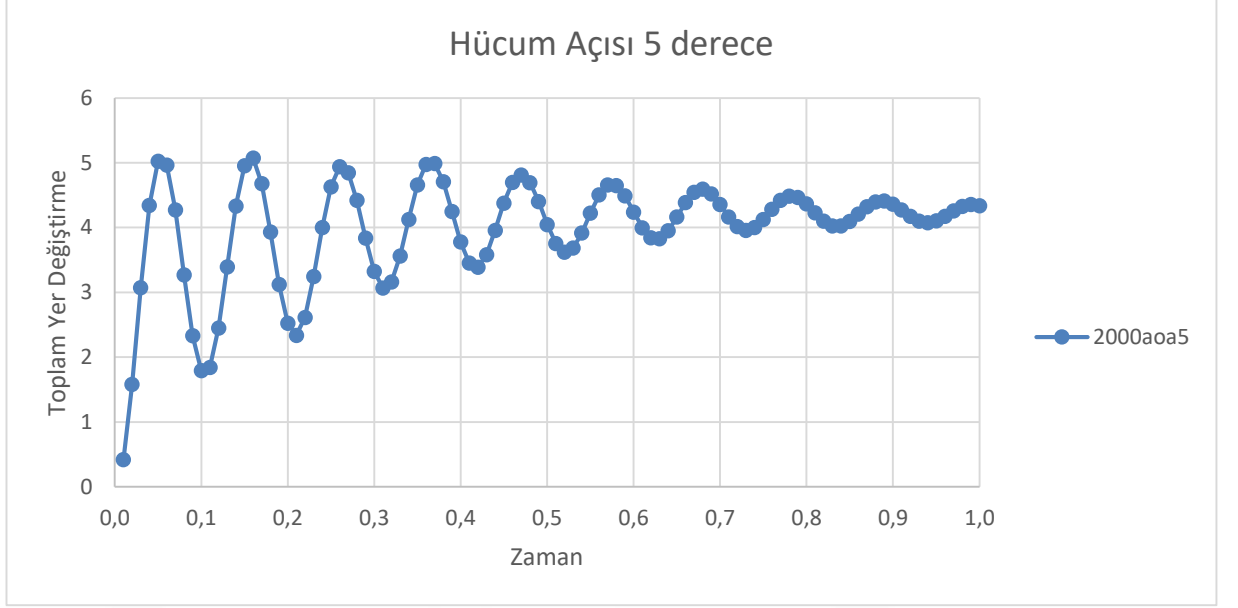
$$F \text{ (Hz)} = 1/T$$

Şekil 3.6 üzerinde gösterilen grafik içerisinde yer alan X değeri genliktir. Dalga Tepesi ve çukuru arasındaki mesafenin yarısıdır.



Şekil 3.6: Genlik - Zaman Diyagramı

Bu çalışma içerisinde sistemin genlik ve frekans hesapları yapılmıştır. Toplamda 9 farklı analiz gerçekleştirilmiş ve her bir analizin frekans ve genlik değerleri bulunmuştur. Bu sonuçlar yapısal analiz içerisinde zamana bağlı deplasman grafikleri üzerinden alınmıştır. Şekil 3.7 içerisinde yer alan grafik sistemin analizlerinden örnek bir grafikdir. Bu grafikte zamana bağlı olarak yer değiştirme verilmiştir. 6. Bölüm içerisinde frekans, genlik hesaplamaları yapılmaktadır.



Şekil 3.7: Yer Değiştirme Grafiği

Sistemin yapısal olarak etki eden kuvvetler aerodinamik etkenlerden dolayı oluşan kuvvetlerdir. Bu kuvvetler aerodinamik açıdan belli şartlar altında her zaman değişkenlik gösteren kuvvetlerdir. Bu yüzden aerodinamik kuvvetleri incelenmesi gerekmektedir. 4. Başlığa kadar Aerodinamik kuvvetler üzerinde durulacaktır.

3.4 Aerodinamik Kuvvetler ve Çözümleri

Akış problemlerini temsil eden genel denklemlerin Navier-Stokes denklemleri olarak adlandırıldığı bilinir. Nitekim, Akışkan ve benzeri CFD yazılımları, az sayıda basit akış hali dışında analitik çözümü mevcut olmayan bu denklemleri birtakım ayrıştırımlarla ve kabullerle nümerik olarak çözmektedir (1). Bu bölümde ilk olarak Navier-Stokes denklemleri üzerinde durulacak, tez çalışmasındaki iki ve üç boyutlu uygulamalarda kullanılan potansiyel akış, sıkıştırılabilir akış ve türbülans modelleri konularına kısaca yer verilecektir. Ayrıca, akış problemlerindeki aksaklıkları gidermeyi ve kaliteli çözümler elde etmeyi amaçlayan bazı hususlardan bahsedilecektir.

3.4.1 Navier-Stokes Denklemleri

Akış problemlerinin çözümlerinde başında gelen Navier-Stokes denklem çözümlerinde süreklilik, momentum ve enerji denklemlerinden oluşmaktadır. Süreklilik denkleminin vektörel form hali denklem 3.12'deki gibidir.

$$\frac{\delta \rho}{\delta t} + \nabla(\rho \bar{V}) = 0 \quad (3.12)$$

Türev kavramı kullanılarak denklem 3.13'deki gibi ifade edilmektedir.

$$\frac{D\rho}{Dt} + \rho \nabla \bar{V} = 0 \quad (3.13)$$

Moment denklemi vektörel denklemdir. En genel denklemi 3.14'deki gibi yazılmaktadır.

$$\rho \frac{D\bar{V}}{Dt} = \rho \tilde{f} - \nabla p + \nabla \tau \quad (3.14)$$

$\tilde{f}$ Vektörü bünye kuvvetlerini ifade etmektedir. Elektromanyetik etkilerden veya yer çekiminden dolayı kaynaklanmaktadır. Hava ile ilgili akış problemlerinin çözümünde genel olarak ihmal edilmektedir. τ viskoz gerilmeleri ifade etmektedir. Hız bileşenleri tipinden genel olarak denklem 3.15'deki gibi tanımlanmaktadır.

$$\tau_{ij} = -\delta_{ij} \frac{2}{3} \mu \nabla \bar{\theta} + \mu \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \quad (3.15)$$

Burada δ_{ij} Kronecker deltası olup değeri

$$\delta_{ij} = \begin{cases} 1 & i = j \\ 0 & i \neq j \end{cases} \quad (3.16)$$

Şeklinde belirlenmektedir (5).

Enerji denkleminin en genel hali denklem 3.17'deki gibi yazılmaktadır.

$$\rho \frac{Dh}{Dt} - \frac{Dp}{Dt} = \phi - \nabla \dot{Q} \quad (3.17)$$

Denklem içerisinde $h, Q, \emptyset$ değerleri sırasıyla ısı transferini, entalpiyi ve dissipasyonu (tersinir olmayan viskoz işten kaynaklanan kayıp fonksiyonu) göstermektedir. Denklem 3.18'deki gibi ifade edilmektedir.

$$h = e + \frac{p}{\rho} \quad (3.18a)$$

$$\dot{Q} = -k \nabla \cdot T \quad (3.18b)$$

$$\begin{aligned} \emptyset = \mu [& 2 \left(\frac{\delta u}{\delta x} \right)^2 + 2 \left(\frac{\delta v}{\delta y} \right)^2 + 2 \left(\frac{\delta w}{\delta z} \right)^2 + 2 \left(\frac{\delta u}{\delta x} + \frac{\delta v}{\delta y} \right)^2 \dots \\ & + 2 \left(\frac{\delta u}{\delta z} + \frac{\delta w}{\delta y} \right)^2 + 2 \left(\frac{\delta w}{\delta x} + \frac{\delta u}{\delta z} \right)^2 \dots \\ & - \frac{2}{3} \mu \left(\frac{\delta u}{\delta x} + \frac{\delta v}{\delta y} + \frac{\delta w}{\delta z} \right)^2] \end{aligned} \quad (3.18c)$$

Eğer bir problemde kimyasal reaksiyon ya da ısı kaynağı var ise denklem eşitliğinde (3.17) sağ kısma bu durumu ifade eden Sh teriminin eklenmesi gerekmektedir.

3.4.2 Akışkan Yazılımda Sıkıştırılabilir Akışlar

Ansys Akışkan programı içerisinde problemin çözümünde akışın sıkıştırılabilir ve sıkıştırılamaz özelliğini seçmek mümkündür. Yüksek akışlı problem çözümlerinde sıkıştırılabilirlik etkisi önemlidir. Bu tez çalışmasında akış çözümünde ses altı hızında çözümler gerçekleştirildiği için Akışkan programı içerisindeki sıkıştırılabilir ayarlamalarının gerçekleştirilmesine gerek kalmamıştır.

Akışı sıkıştırılabilir olarak alındığı zaman; Sıkıştırılabilirlik Mach (M) sayısı olarak ifade edilmektedir. (6)

$$M = \frac{u}{c_x} \quad (3.21)$$

c_s gazın ses hızını ifade etmektedir. Denklem 3.22'de eşitliği verilmiştir.

$$c_s = \sqrt{\gamma RT} \quad (3.22)$$

γ özgül ısılar olarak adlandırılmaktadır.

İdeal gazlar içerisinde, sıkıştırılabilirlik akış içerisinde basınç, sıcaklık ve ilgili akış büyüklüklerini ve Mach sayısı cinsinden ifade etmek mümkündür. Basınç ve sıcaklık içerisindeki bu bağlantı denklem 3.23 ve 3.24 'de ifade edilmektedir.

$$\frac{P_o}{P_s} = [1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2]^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \quad (3.23)$$

$$\frac{T_o}{T_s} = [1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2] \quad (3.24)$$

Burada Po ve To durumları başlangıç koşullarını göstermektedir. Sistem çözümünde önemli etkisi bulunmaktadır.

Sıkıştırılamaz akış problemlerinde, ısı aktarımı vb. özel bir durum olmadığı sürece süreklilik ve momentum denklemlerini kullanarak çözmek mümkündür. Akış sıkıştırılabilir olarak seçildiği zaman denklem 3.23 ve 3.24 eş zamanlı olarak her iterasyon içerisinde çözülmektedir.

Ansys Akışkan içerisinde akışın sıkıştırılamaz sistemi modeller iken “Sıkıştırılamaz ideal gaz” sekmesinin aktif olması gereklidir. Sıkıştırılabilir akışlarda ise ideal gaz kısmı seçilerek çözümlenmesi gerekmektedir. İdeal gaz sekmesi işaretli olduğu andan itibaren başlangıç koşulları gibi değerleri de ifade etmemiz gerekmektedir. Bu durumdan sonra enerji denklemleri de yazılım tarafından aktif olarak seçilmektedir.

Sıkıştırılabilir sistemler için ideal gazlar için durum denklemi 3.25’de ifade edilmiştir.

$$\rho = (P_{op} + P)/RT_s \quad (3.25)$$

Denklem 3.25 içerisinde;

Pop : Operasyonel basınç

P : Lokal Basınç

R : Özgül gaz değeri

Ts : Sıcaklığı ifade etmektedir.

Sıkıştırılabilir akış çözümlerindeki zorluklar; akışın hızı, yoğunluğu, basıncı ile sıcaklığı arasındaki ilişkiden kaynaklanır. Bu ilişki nümerik çözümde de kararsızlığı neden olabilir.

Akışkan yazılımları denklemleri interaktif olarak çözmektedir. İterasyon değerini kullanıcı belirlemektedir fakat bu değer belirlenirken birçok faktör vardır. Bunlar; zaman, bilgisayar özelliği gibi nedenlerdir. İterasyon değerini arttığı zaman çözücünün çözüm süresi ve çözmesi için gerekli bilgisayarın donanımlarının da artması gerekmektedir.

Sıkıştırılabilir akışlar içerisinde kararsızlıkların iyileştirilebilmesi ve en iyi seviye içerisinde sonuçlar alabilmek için çözümler geliştirilmiştir. Ansys-Akışkan programı içinde sıkıştırılabilir akış hesaplamalarında aşağıdaki çözüm yöntemleri çözüme ulaşmakta kullanıcıya yardımcı olabilecek niteliktedir (18).

- Ayırık çözümler için hızdaki gevşeme faktörünü 0.2 ya da 0.3 değerlerini kullanmaktadır.
- Ayırık Çözümler için basınçtaki serbestlik faktörünün değerini 0.1 almak ve SIMPLE algoritmasını çözüm süresince kullanılmaması
- Sıkıştırılabilir akışların çözüm süreçlerinde SIMPLEC veya PISO algoritmaları ile çözülmektedir.
- Özellikle yüksek ses hızı üstünde akış uygulamalarında, çözüm süresince başlangıcında birkaç iterasyon içerisinde ayrıklaşma şeması olarak 1. derece daha sonraki iterasyonlarda çözümlerinde ise 2. dereceden ayrıklaşma şemasının uygulanması gereklidir.
- Sıcaklık ve basınç için sınır içerisinde limitler olarak hesaplamanın başında muhtemel bir ıraksamayı önlemek.

3.4.3 Akışkan Yazılımında Türbülans Modelleri

3 yöndeki hız bileşenlerinde sürekli ve periyodik olmayan çalkalanma hareketlerine türbülans olarak adlandırılmaktadır. Türbülans akışkanı karakterize etmektedir, akışkanın özelliği değildir. Türbülanslı akışlar, akış alanı içerisindeki çalkalanan hız alanı ile ifade edilmektedir.

Bu salınımlar momentum, enerji ve konsantrasyon türleri vb. taşınan niceliklerin karışımı olmaktadır ve küçük ölçek ile yüksek frekansta olmasından ötürü, direkt pratik mühendislik hesaplarında simüle edilmesi hesaplama yönünden çok pahalıdır. Ana denklemleri kullanmaktansa, ana denklemler üzerinden değişiklikler yapılarak hesaplama maliyeti ile çözümlenememe olayı azaltılmaktadır. Fakat değiştirilmiş bu

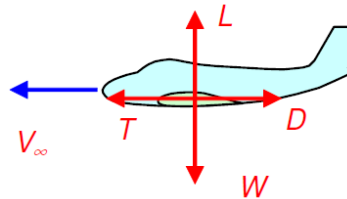
denklemlere ek bilinmeyen değişkenler içeren ve türbülans modelleri bu değişkenleri bilinen nicelikler vasıtasıyla hesaplanması gerekecektir.

Akışkan yazılımında aşığıdaki türbülans modelleri kullanılmaktadır.

- **Spalarat-Allmaras(Tek Denklemi)**
- **k- ϵ Modelleri (iki Denklemli)**
 - Standart
 - (RNG-yeniden normalize edilmiş)
 - Realizable
- **k-w Modelleri(İki Denklemli)**
 - Standart
 - Shear-Stress Transport

Akış problemleri başlangıç ve sınır şartlarına bakımından farklı özelliklere sahiptir. Bu yüzden türbülans çözümlerinde kabul edilmiş bir metodoloji yoktur her analiz için farklı türbülans modelleri gereklidir. Türbülans modellerinden doğru modelin seçimi simülasyon için gerekli zamana, doğruluk seviyesine, elde edilebilen kaynaklara ve akımın fiziksel özelliklerine bağılı olmaktadır. Yapılacak modelleme için en uygun türbülans modelini belirlemek, seçilen modelin hangi limit ve kapasitede olduğunu bilmek gerekmektedir. Bu çalışma içerisinde kullanılan model Standart k- ϵ modelidir.

3.4.4 Uçağı Etki Eden Temel Kuvvetler

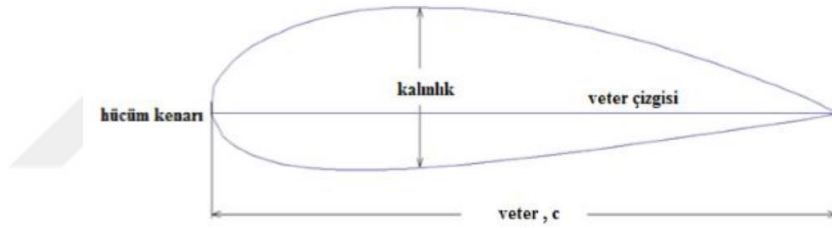


Şekil 3.8: Uçak Etki Eden Kuvvetler Gösterimi

Aerodinamik taşıma sadece uçağın yüksek hızda uçuşu şartında sağlanabilir. Hava içerisinde yüksek hızla hareket etmekte olan bütün cisimler içerisinde olduğu gibi uçağa da direnç kuvveti (sürükleme) etki etmektedir. Uçusun aynı durumda devam etmesi için sürükleme kuvvetinin de çekme (ya da itki) kuvveti ile dengelenmesi gerekmektedir.

3.4.5 Uçak Kanadı ve Taşıyıcı ile Birlikte Bomba

Havacılık tarihinin başlangıcın beri kanat ağırlığının gücünü korurken ya da arttırmak için çalışmalar yapılırken bir yönden de güce bağlı olarak ağırlığı azaltmaya yönelik çalışmalar yapılmaktadır. Bu amaca ulaşmak için çözüm, kanadın aerodinamik etkinliğini koruyan bir katmanla kaplı, kafes kirişine benzer unsurlardan oluşan bir yapı kullanmaktır. Günümüzde, uçak kanadının çoğu, Şekil 3.9'da gösterildiği gibi standart bir yapıyı takip etmektedir.



Şekil 3.9: Genel Uçak Kanadı Gösterimi

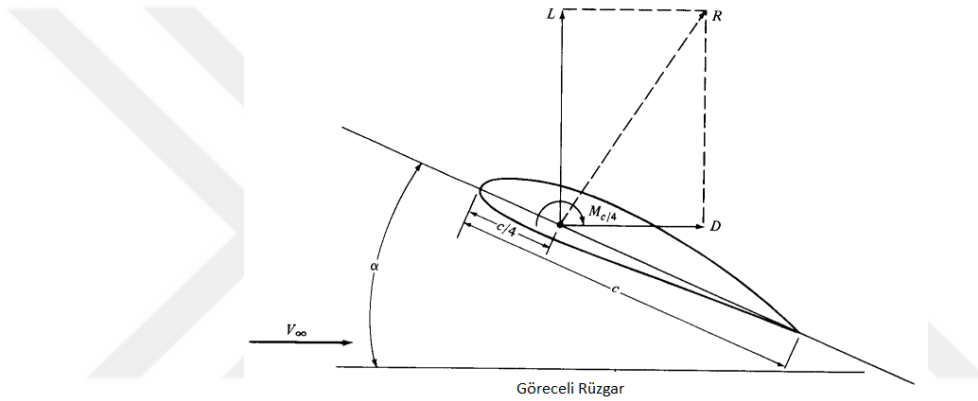
Şeki 3.10'daki gibi uçak kanatlarında profilin üst bölümünün uzunluğu alt tarafından fazladır. Bu yüzden, uçak hareket esnasında, kanadın alt tarafında yüksek basınç üst kısmında ise yüksek hız meydana gelir. Bunun nedeni Bernoulli denklemi ile ifade edilebilir.

$$P_1 + \frac{1}{2} \rho v_1^2 + \rho g h_1 = P_2 + \frac{1}{2} \rho v_2^2 + \rho g h_2 \quad (3.26)$$

Uçak kanadından hücum açısı verilmesi, kanat üzerinde daha fazla kaldırma kuvveti sağlar. Fakat hücum açısı arttıkça kanadın üst kısımlarında hava boşlukları ile türbülansın oluşmasına neden olmaktadır. Türbülans oluşması sonucu kanat kaldırma

kuvveti azaltabilecektir. Bu yüzden kanat stall durumuna geçer. Stall durumu kanadın artan hücum açısına karşılık olarak kaldırma kuvvetini sağlayamaması durumudur.

Hava akımına eğik olarak yer alan bir kanat profilini gösteren Şekil 3.10 'de başka tanımlamalar yapılmıştır. Serbest-akım hızı V_∞ kanat profilinin önünde uzaktaki hava hızıdır. V_∞ un doğrultusu göreceli rüzgâr doğrultusu olarak tanımlanır. Bu doğrultu ile veter çizgisi arasındaki açı kanat profilinin α hücum açısıdır. Kanat yüzeyi üzerindeki basınç ve kayma gerilmesi dağılımları tarafından bir aerodinamik kuvvet yaratılır. Bu bileşke kuvvet R olarak gösterilir. R aerodinamik kuvveti göreceli rüzgâra sırasıyla paralel ve dik iki kuvvete ayrılabilir.

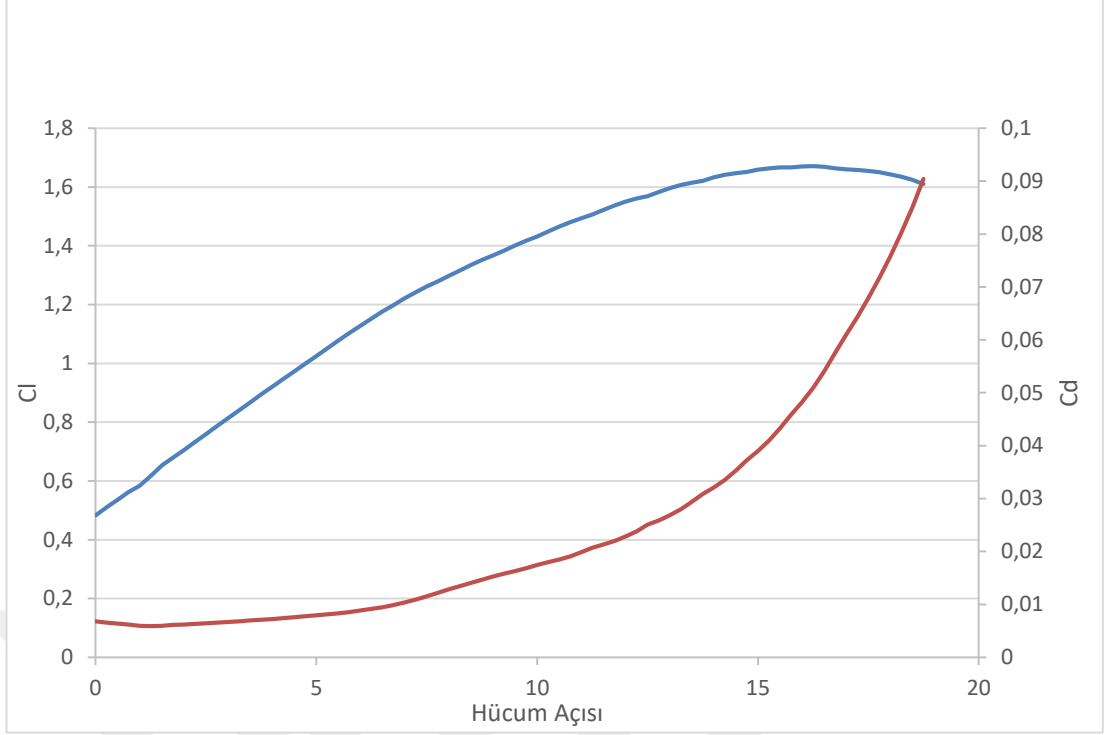


Şekil 3.10: Kanat Serbest Cisim Diyagramı

3.4.6 Hücum Açısı

Hücum açısı, aerodinamik kesitin hattı ile havaya göre hareket yönünün arasındaki açıdır. Aerodinamik etkinin oluşturduğu kaldırma kuvveti ve sürüklenme kuvvetinin büyüklüğünü belirleyen en önemli faktörlerden biridir.

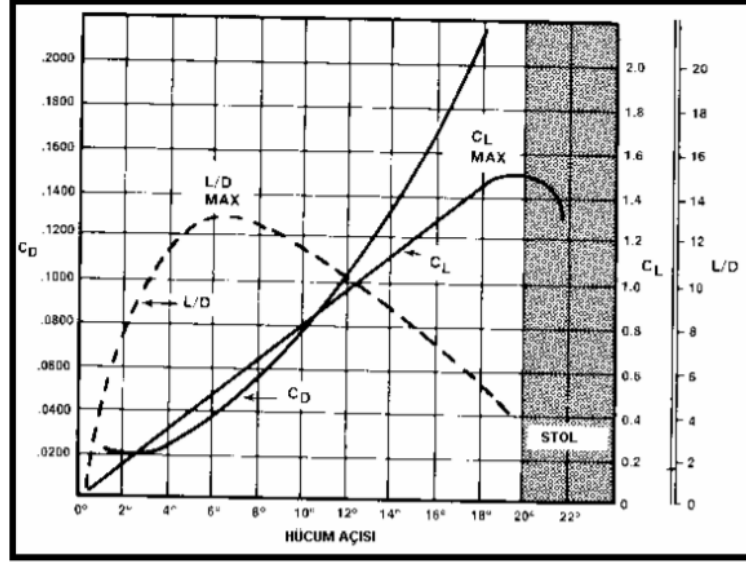
Hücum açısı değişimi ile kaldırma kuvveti kontrol edilmektedir. Kaldırma kuvvetini arttırmak istenildiği zaman hücum açısı arttırılmalıdır. Şekil 3.11 üzerinde NACA 4412 kanat profilinin farklı hücum açılarında sürüklenme ve taşıma katsayıları değişimi gösterilmektedir.



Şekil 3.11: Hücüm Açısına Bağlı Olarak CL Ve CD Katsayısı

3.4.7 Kaldırma Kuvveti ve Sürüklenme Kuvvetinin Etkileri

Kaldırma ve sürüklenme kuvvetlerinin katsayılarını etkileyen en önemli 2 faktör kanat profilinin geometrik şekli ve hücüm açısıdır. Hücüm açısı her zaman değişkenlik gösterebilir bunun kontrolü pilot tarafından gerçekleştirilir. Aerodinamik bölümün (yukarıya doğru kavis kısmı) yukarı doğru eğiminin uzunluğu arttıkça kaldırma kuvveti de artmaktadır. Bu uzunluk daha da artarsa, aerodinamik bölümden geçen hava akışı aerodinamik bölümden ayrılır ve kaldırma kuvvetinde bir kayba neden olur. Bu aerodinamik şeklin stol olmaya başladığı hücüm açısıdır. Kaldırma kuvveti ne kadar fazla ise sürüklenme kuvvetinde o kadar fazladır. Bu yüzden aerodinamik bölümde maksimum kaldırma kuvveti ve en az geri sürüklenme kuvveti oluşturmalıdır. Şekil 3.12 içerisinde hücüm açısına bağlı olarak kaldırma ve geri sürüklenme kuvvetlerinin değişimleri mevcuttur. Gölge kısmında kaldırma kuvvetinin/ geri sürüklenme kuvvetinin farklı hücüm açılarında değerleri göstermektedir.

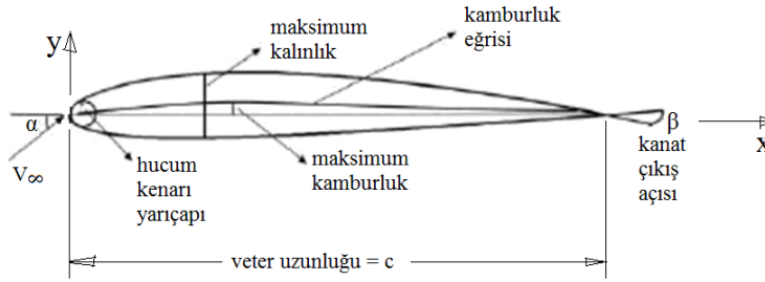


Şekil 3.12: Hücum Açısı- C_L/C_D Oranı

Nem, basınç ve ısı havanın yoğunluğunu etkiler. Yoğunluk kaldırma kuvvetini etkilediğinden dolayı ısı, nem ve basınç kaldırma kuvvetini etkiler. Isı ve nemde basınçtaki artış veya azalma, yoğunluğun azalmasına ve dolayısıyla kaldırma kuvvetinin azalmasına neden olur. Bu durumda, pilot uçuş durumunu, hava hızını veya hücum açısını artırmalıdır. Hava hızı değişir ise, aynı kaldırmayı sürdürmek için diğer faktörleri değiştirmek gerekir. Değiştirebileceğimiz tek faktör saldırı açısıdır.

Hücum açısı değeri 0° olduğu zaman simetrik kesitler için 0 olmaktadır, kesit simetrik değilse o açıda kuvvet oluşabilir. Hava, kordo hattı ile aynı kısımdadır ve üst ile alt yüzeylerin eğimleri aynıdır. Bu şekilde basınç farkı oluşmamaktadır. Bu sebeple kaldırma kuvveti de oluşmamaktadır. Aerodinamik şekle bakılmaksızın kaldırma kuvvetinin kesitleri görünüşte aynıdır. Kaldırma kuvvet katsayısının maksimuma ulaştığı noktaya kadar kaldırma kuvveti direkt olarak hücum açısı ile artar ve maksimuma ulaştığı noktada aşağıya kıvrılır. Kaldırma kuvvetinin katsayısı maksimum olduğu noktada hücum açıları üzerindeki açıdaki değerlerde eğri, aşağıya doğru azalmaya başlamaktadır ve aerodinamik kesitin stol olmaya geçtiğini gösterir. Örnek olarak Kaldırma kuvveti katsayılarının eğrileri görünüşte aynıdır. Kaldırma kuvvet katsayılarının maksimum değerleri, 0,8 ve 1,7 arasındadır ve maksimum olduğu hücum açıları değerleri 10 ile 16 derece arasında bulunmaktadır.

3.4.8 Uçak Kanadı Dataları



Şekil 3.13: Kanat Profili Terimleri Burada Gösterilen Şekil NACA 44xx kanat profilidir.

Şekil 3.13 deki gibi bir uçak kanadını göz önüne alalım. Kanadın şekilde gösterildiği gibi dikey bir düzlemle kesilmesi sonucu elde edilen dik kesit şekli kanat profili olarak adlandırılır. Böyle bir kanat profili Şekil 3.13 deki gibi çizilmiş olup üzerinde bazı terimler gösterilmektedir. Bir kanat profilinin ana dizayn özelliği kamburluk eğrisi olup, eğrinin dik doğrultularda üst ve alt yüzeyler arasındaki mesafelerin orta noktaların konumudur. Kamburluk eğrisinin en öndeki ve en gerideki noktaları sırasıyla hücum kenarı ve firar kenarıdır. Hücum ve firar kenarlarını birleştiren doğrusal çizgi kanat profilinin veter çizgisi olup veter çizgisi boyunca hücum kenarından firar kenarına ölçülen mesafe kanat profilinin c sembolü ile verilen veterini belirtmektedir. Kamburluk veter çizgisi ile kamburluk eğrisi arasında veter çizgisine dik doğrultuda ölçülen en büyük mesafedir. Kamburluk, kamburluk eğrisinin şekli ve daha az mertebede kanat profilinin kalınlık dağılımını esasen kanat profilinin taşıma ve yunuslama karakteristiğini kontrol eder.

3.4.9 Kaldırma kuvveti(L)

L 'de daima aerodinamik kuvvetin göreceli rüzgâra dik bileşeni olarak tanımlanır. Kanadın alanı ile doğru orantılıdır. Büyük bir kanada sahip olan uçak büyük bir taşıma kuvvetine sahiptir. Kaldırma kuvveti uçağın hızı ile de doğru orantılıdır. Uçak hızı arttıkça uçak o kadar fazla taşıma kuvveti oluşturur.

$$L = f(V_{\infty}, \rho_{\infty}, S, \mu_{\infty}, \alpha_{\infty}) \quad (3.27)$$

Burada Denklem 3.28 üzerinde L bir çok parametreye bağlıdır, buradaki parametreleri kullanarak rüzgar tüneli deneyleri ile L hesaplanabilir fakat bu çok uzun bir yöntemdir. Bunun yerine teknik boyut analizi olarak adlandırılan uygulama kullanılmaktadır. Bu uygulama sonunda kullanılan formül denklem 3.28'deki gibidir.

$$L = (Z * V_{\infty}^a * \rho_{\infty}^b * S^d * \mu_{\infty}^f * \alpha_{\infty}^e) \quad (3.28)$$

Denklem 3.29 üzerindeki, sol ve sağ taraftaki denklem eşitliği olması gerekmektedir. Sağ taraftaki bütün üstlerin ve çarpımların sonucu kuvvet olması gerekmektedir. Birimler SI birim sistemi kullanılarak gerçekleştirilmiştir.

$$\frac{m * l}{t^2} = \left(\frac{l}{t}\right)^a * \left(\frac{m}{l^3}\right)^b * (l^2)^d * \left(\frac{l}{t}\right)^e * \left(\frac{m}{l * t}\right)^f \quad (3.29)$$

Kütle göz önüne alındığında

$$1=b+f$$

Benzeri şekilde t zamanı için,

$$-2=-a-e-f$$

Ve l uzunluğu içinde

$$1=a-3b+2d+e-f$$

Oluşturulan 3 denklemde a,b,d'yi e ve f cinsinden çözüm yaptığımız zaman

$$b=1-f$$

$$a=2-e-f$$

$$d=1-f/2$$

elde etmekteyiz.

$$L = (Z * \rho_{\infty} * V_{\infty}^2 * S * \left(\frac{a_{\infty}}{V_{\infty}}\right)^e * \left(\frac{\mu_{\infty}}{\rho_{\infty} * V_{\infty} * \sqrt{S}}\right)^f) \quad (3.30)$$

Yukarıdaki denklemde (3.30), M_∞ serbest akım Mach sayısı olmak üzere $\left(\frac{a_\infty}{V_\infty}\right) = \left(\frac{1}{M_\infty}\right)$ olduğunu belirtiyorum ve $\sqrt{S}$ boyutu l'dir. Yukarıdaki denklemlerin çözümü ile aşağıdaki denklem elde edilmektedir.

$$L = \frac{1}{2} * \rho_\infty * V_\infty^2 * S * Cl \quad (3.31)$$

L = Kaldırma kuvveti

ρ = Akışkan yoğunluğu

V = Serbest akış hızı

S= Kanat yüzey alanı

Cl=Taşıma katsayısı

3.4.10 Sürüklenme kuvveti (D)

D daima aerodinamik kuvvetin göreceli rüzgâra paralel bileşeni olarak tanımlanır.

$$D = f(V_\infty, \rho_\infty, S, \mu_\infty, \alpha_\infty) \quad (3.32)$$

Sürüklenme kuvveti hesaplamasında, Taşıma kuvveti hesabında yaptığımız işlemlerin tekrarı sonucu aşağıdaki formül ile bulmaktayım.

$$D = \frac{1}{2} * \rho_\infty * V_\infty^2 * S * Cd \quad (3.33)$$

L = Sürüklenme kuvveti

ρ = Akışkan yoğunluğu

V = Serbest akış hızı

S= Kanat yüzey alanı

Cl=Sürüklenme katsayısı

Teorik aerodinamiğin bir amacı da Cd, Cl ve Cm değerlerini tahmin etmektir. Bununla birlikte matematiği kullanışlı hale getirmek için ekseriyetle basitleştirici kabuller gerekir. Ancak bu şekilde elde edilen teorik sonuçlarda tam değildir. Günümüzde akışı

yöneten denklemlerin çözümü için yüksek hızlı bilgisayarların kullanımı bizi aerodinamik karakteristiklerin daha hassas bir şekilde hesaplanmasına yaklaştırmıştır.

Kanat profillerine ilişkin verilerin geniş bir kısmı yıllar boyunca Ulusal Havacılık Danışma Komitesi NACA tarafından toparlanmıştır. NACA 1958 'de Ulusal Havacılık ve Uzay İdaresi NASA'nın kurulmasıyla buraya katılmıştır. Çoğu kanat profili şekilleri için taşıma i sürükleme ve moment katsayıları düşük hızlı rüzgâr tünellerinde sistematik olarak ölçülmüştür. Bu çalışmada kullanılan kanat profili NACA 4412 kanat profilidir.

3.4.11 Sınır Tabaka

Türbülanslı akışları modellerken en önemli konu duvar etkilerinin doğru bir şekilde tahmin edilebilmesidir. Akış alanı içerisinde bir duvarın varlığı duvara teğet bileşenlerin sönümlenmesi ve türbülanslı akışın yöne bağımlı olmasına sebebiyet verdiği gibi türbülans üretiminin akış alanında oluşan kesme tabakası boyunca artmasına da neden olur.

Duvar içeren akış kısımlarında duvar boyunca sınır tabaka oluşturur. Sınır tabakanın en dış katmanında akış serbest koşuldaki hızındayken duvar bölümüne doğru hızı azalır ve duvar kısmında hızı sıfıra ulaşmaktadır. Sınır tabaka kısmında yüksek hız değişimlerinden dolayı duvar kısımlarında yüksek gradyanlar oluşmaktadır. Duvar kısmındaki sürtünme kuvveti de söz konusu gradyanlar tarafından oluştuğu için duvar boyunca akış özelliklerini doğru bir şekilde tahmin edilmesi önemlidir. (27)

Duvar etrafındaki akış kısımları üç katman ile ifade edilir (Şekil 19). Bunlar (28)

Viskoz katman ($0 < y^+ < 5$)

Ara katman ($5 < y^+ < 30$)

Tam türbülanslı katman ($y^+ > 30$)

y^+ duvardan uzaklığı tanımlayan boyutsuz bir parametredir. Aşağıdaki gibi ifade edilmektedir.

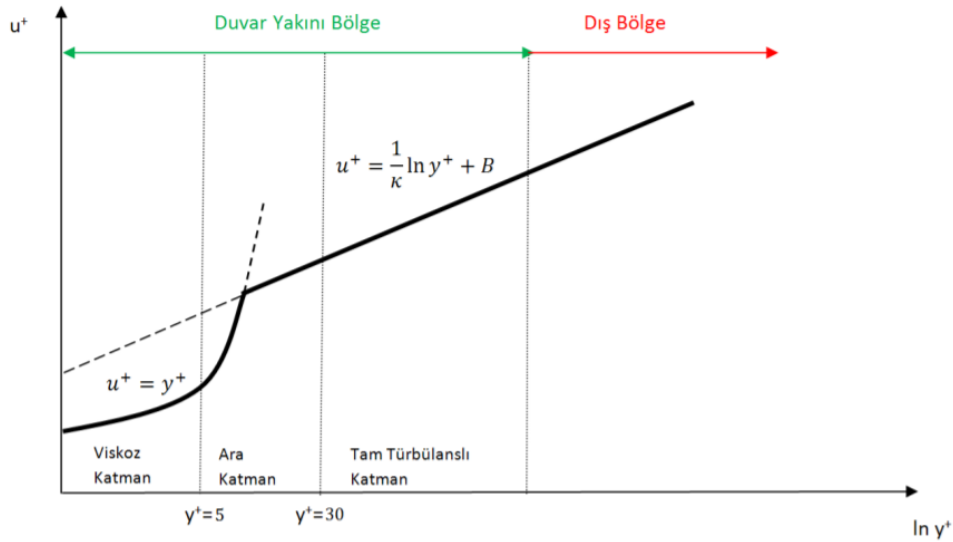
$$y^+ = \frac{\rho * u_t * y}{\mu} \quad (3.34)$$

Burada u_t hız olarak ifade edilmektedir.

$$u_t = \sqrt{\frac{\tau_w}{\rho}} \quad (3.35)$$

Denklem 3.35 sürtünme hızıdır ve w ise duvardaki gerilmeyi ifade etmektedir.

Duvara en yakın olan bölge viskoz katman kısmında akışın laminar olduğu varsayımı ile yapılır. Bu katmanda moleküler viskozite, momentum ve ısı/kütle transferinde baskındır. En dıştaki tam türbülanslı katmanda türbülans oldukça etkindir. Bu iki katmanın arasındaki ara katmanda ise hem moleküler viskozite hem de türbülans etkindir. (29).



Şekil 3.14: Logaritmik Duvar Kanunu

Onur ve diğ. (2014)'den uyarlanmıştır.

3.4.12 Aerodinamik Merkezi

Bir nesne bir sıvı içinde hareket ederken, sıvının hızı nesnenin yüzeyi etrafında değişir. Hızın değişimi, nesnenin yüzeyinde bir basınç varyasyonu oluşturur. Cismin etrafındaki yüzey alanı ile basınç çarpılarının bütünleştirilmesi, obje üzerindeki aerodinamik kuvveti belirler. Bu kuvvetin, nesnenin yüzeyindeki basıncın ortalama konumu üzerinden hareket ettiğini düşünebiliriz. Bir nesnenin ağırlığının ortalama konumuna ağırlık merkezi dediğimiz gibi, basınç değişiminin ortalama konumuna basınç merkezi diyoruz. Genel olarak, nesnenin etrafındaki basınç dağılımı da nesneye bir tork veya moment verir. Uçan kanat bir şekilde kontrol edilmezse havada hareket ederken yuvarlanacaktır.

Hücum açısında bir kanat profili düşünürsek, kanat profilinin etrafındaki basınç değişimini belirleyebilir ve aerodinamik kuvveti ve basınç merkezini hesaplayabiliriz. Ancak hücum açısını değiştirirsek, basınç dağılımı değişir ve dolayısıyla aerodinamik kuvvet ve basınç merkezinin konumu ve anı tamamen değişir. Dolayısıyla, bir kanat profilinin aerodinamik davranışını belirlemek, kuvvetleri analiz etmek için basınç merkezini kullanırsak çok karmaşıktır. Basınç dağılımını bilirsek, kanat üzerindeki herhangi bir nokta hakkındaki momenti hesaplayabiliriz. Aerodinamik kuvvet aynı olacaktır, ancak momentin değeri o kuvvetin uygulandığı noktaya bağlıdır. Hem deneysel hem de teorik olarak, aerodinamik kuvvetin düşük hızlı kanat profillerinin çoğunda ön kenardan $1/4$ kadar geride bir konuma uygulanması durumunda, aerodinamik momentin büyüklüğünün hücum açısıyla neredeyse sabit kaldığı bulunmuştur. Mühendisler, aerodinamik momentin sabit kaldığı konumu kanat profilinin aerodinamik merkezi (ac) olarak adlandırıyor. Aerodinamik merkezin aerodinamik kuvvetin uygulandığı konum olarak kullanılması, aerodinamik analizde hücum açısı ile basınç merkezinin hareketi sorununu ortadan kaldırır. (Süpersonik kanat profilleri için aerodinamik merkez $1/2$ kadar konumuna daha yakındır.)

Simetrik kanat profilleri için, ac ile ilgili aerodinamik moment tüm hücum açıları için sıfırdır. Kamber ile, moment sıfır değildir ve ince kanat profilleri için sabittir. Pozitif bombeli bir kanat profili için, moment negatiftir ve kanat profilinin saat yönünün tersine dönmesine neden olur. Kamber ile, kanat profilinin kaldırma sağlamadığı, ancak anın hala mevcut olduğu bir hücum açısı belirlenebilir. Dikdörtgen kanatlar için kanat ac, kanat profili ac ile aynıdır. Ancak başka bir platform olan kanatlar için

(üçgen, yamuk, bileşik, vb.) tüm kanadın ortalaması olan ortalama bir aerodinamik merkez (mac) bulmalıyız. Mac'in hesaplanması platformun şekline bağlıdır.

Tez içerisinde kullandığımız geometride 3 eksenel aerodinamik merkez hesabında kullandığımız formül asyön aşağıdaki gibidir.

Basınç merkezleri için, Ansys içerisinde aşağıdaki gibi kod parçaları eklenmiştir. Bu kod parçaları Ansys Akışkanlar kısmında sonuç işlemlerine yazılmıştır. Analizin son iterasyonuna göre işlem yapıp 3 eksen de farklı farklı konumlar bulunmuştur.

$$C_z = \frac{\text{areaInt}(Z * \text{Pressure})}{\text{areaInt}(\text{Total Pressure})} \quad (3.36)$$

$$C_y = \frac{\text{areaInt}(Y * \text{Pressure})}{\text{areaInt}(\text{Total Pressure})} \quad (3.37)$$

$$C_x = \frac{\text{areaInt}(X * \text{Pressure})}{\text{areaInt}(\text{Total Pressure})} \quad (3.38)$$

4. SAYISAL MODELLEME

Havacılık sektöründe komponent gelişiminde yapısal hesaplamalar oldukça önem teşkil etmektedir. Mühendislik çalışmalarının hesaplanabilmesi için, kullanılan komponentlerin özellikleri ile birlikte yapı üzerinde etkili olan yüklerin bilinmesi lazımdır. Yapıya sistemin kendi ağırlığı ve moment olabilir, ancak aerodinamikte bu iki yük kadar önemlidir. Bu bilgiler doğrultusunda günümüzde birçok Sayısal Hesaplamalı bilgisayar yazılımları mevcuttur. Bunlar Ansys, MSC NASTRAN, vb. Bu yazılımlar ile sistem deplasmanları, gerilimleri, mukavemet değerleri gibi birçok mühendislik hesaplamaları yapılabilmektedir.

Uçak tasarımında en fazla yükü üstüne alan parça kanattır, bu yüzden uçağın en önemli parçası kanattır. Uçak kanatları üzerinde, uçağın tüm ağırlığını taşıdığını düşünürsek ne derecede önemli olduğunu anlayabiliriz.

Bu çalışma içerisinde NACA4412 kanat altına bomba ve taşıyıcısı modellenmiştir. Burada kanat üzerine gelen aerodinamik yükler hesaplanmış ve bunlar 2 WAY FSI metodu ile çözülmüştür.

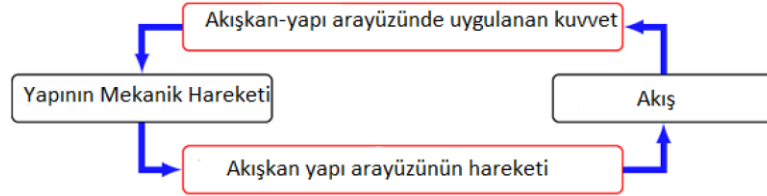
4.1 2 Yollu FSI (Yapı-Akışkan Analizleri)

2 yönlü akışkan yapısı etkileşiminin çözümü, hesaplamalı akışkanlar dinamiği ve yapısal mekanik arasında ortak simülasyon çözümü gerektirir. Günümüze birçok uygulamalarda kullanılmaktadır. Kanat, köprü, kule vb. tasarımlarında 2 yollu yapı-akışkan analizleri kullanılmaktadır.

Bu çalışmada 1 yönlü analiz kullanılmamasının nedeni akış analizinden gelen kanat yüklemesi kuvveti yapısal analizde çözümlerde uygulandıktan sonra, yapısal analizde elde edilen yer değiştirme genlikleri akış analizinde ağ yapısı değişikliğine neden olmamaktadır fakat 2 yönlü aeroelastik yaklaşımı içerisinde yapısal ve akışkan analizde birinin girdisi diğerinin çıktısı olacak şekilde tasarlanmıştır.

2 yönlü aeroelastik analiz had kısmında kanat dış yüzeyi için elde edilen basınç dağılımı elde edilerek modelin yapısal çözümü için kanat üzerine kuvvet yükü olarak tanımlanır. Buradan elde edilen yer değiştirme ile had kısmında bulunan ağ örgüsü dinamik olarak değiştirilir ve akış çözümü yakınsayana kadar devam ettirilir. Bu süreç,

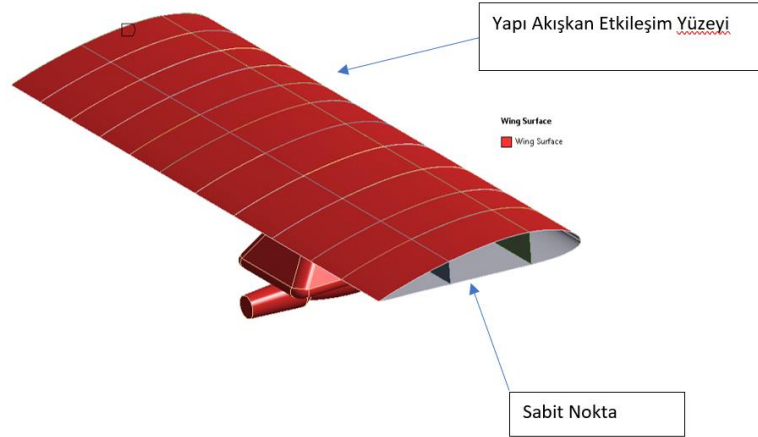
birleşik modelin çözümü yakınsayana kadar devam ettirilir. Şekil 4.1’de sistemin mekanizmasına yer verilmiştir.



Şekil 4.1: Yapı Akışkan Etkileşim Mekanizması

4.1.1 2 Yollu FSI Modellenmesi

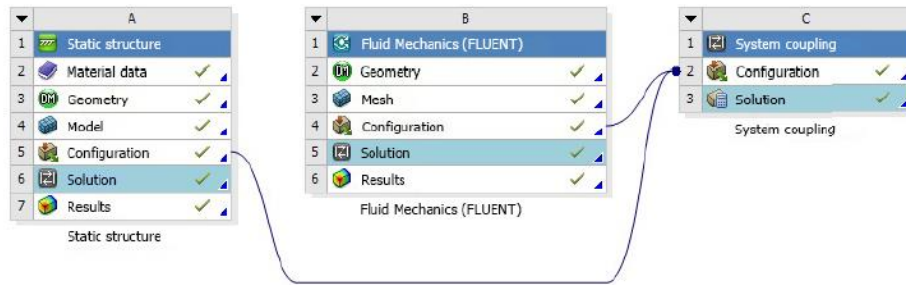
Başlangıçta sıvı ve katı alanların geometrik modelleri uygun boyutlarda oluşturulur. Ansys kodu, geometrik modelleri oluşturmak için bir ön işlemci olarak kullanılır. Akışkan alanın hacim ağı SpaceClaim ile oluşturulur ve sonlu eleman ağı Ansys ile oluşturulur. İki ağın hücre tipi, hücre boyutu ve ağ çözünürlüğü gibi farklı parametreleri vardır. Bitmiş ağlar, model simülasyonunun konfigürasyonunun uygulandığı ilgili sayısal çözücülere aktarılır. Simülasyonun konfigürasyonu, her iki model için malzeme özelliklerinin, sınır koşullarının ve sayısal şemaların ilişkilendirilmesi gibi temel adımları içerir. Kanat uzunlamasına tekdüze konfigürasyon ve kesiti, düz bir çizgi ve bir eğri olarak tanımlanır. Bir ucundan gövdeye sabitlenir ve diğer ucunda serbestçe asılır. Bu problemin amacı, akışkan-yapı etkileşiminin etkisini göstermek için akışkan akışı altında kanadın maruz kaldığı yükleri ve deformasyonunu belirlemektir. Şekil 4.2 üzerinde sabitleme ve diğer yüzeyleri gösterilmiştir. Burada Yapı Akışkan Etkileşimi yüzeyinde aerodinamikten gelen kuvvetlerin etki ettiği alanlar gösterilmektedir. Sabit nokta ise kanadın sabitlendiği uçak kısmı olarak düşünülmektedir.



Şekil 4.2: Yapısal Modelin Sınır Koşulları

Hesaplamalı akışkanlar dinamiği (CFD) ağı durumunda, yüzey ağı önce üçgen elemanlar kullanılarak oluşturulur ve bunlar daha sonra bir hacim ağı oluşturulur. Sonlu eleman hesaplamasında, katıyı üç boyutlu modellemek için SOLID186 kullanılır. Bu eleman, düğüm başına üç serbestlik derecesine sahip 20 düğüm tarafından tanımlanır: x, y ve z yönlerinde yer değiştirme.

Sistem birleştirme, Workbench'te farklı alan çözücülerini çoklu fizik simülasyonlarına entegre etmek için kullanılabilen bir araçtır. Entegre sisteminin çalışma prensibi ve prosedürü yukarıda açıklanmıştır. Şekil 4.3 'de ise sistemin Ansys ara yüzü gösterilmiştir.



Şekil 4.3: Yapı Akışkan Etkileşiminde Sistem Eşleştirme Kullanma

Şekil 4.3, sayısal çözücüler olarak Ansys / Akışkanlar ve Ansys / Yapısal ile sistem entegresini kullanan sıvı yapısı etkileşiminin konfigürasyonunu gösterir. Başlangıçta,

iki çözücünün simülasyonunun konfigürasyonları çalıştırıldığında, çözücülerin konfigürasyon bileşeni, gösterildiği gibi sistem bağlantısının konfigürasyon bileşenine entegre edilir ve bu, her iki çözücünün sayısal koşullarının senkronize edilmesini ve akışkan yapısı ara yüzünün tanımlanmasını sağlar.

Bir sonraki adım, simülasyon konfigürasyonlarını sistem bağlantısına atamaktır.

Üç ana adımdan oluşur:

- Analiz parametreleri: Bu parametre, zaman adımının boyutunu, bitiş zamanını ve her bir zaman adımındaki minimum ve maksimum kuplaj yineleme sayısını içerir. Genel olarak, her zaman adımındaki bağlantı yinelemesinden ayrı olarak, çözücüler bağlandıktan sonra gerekli bilgiler otomatik olarak sistem bağlantısına gönderilir.

- Veri aktarımı: Bu, iki sayısal çözücü arasındaki veri aktarım sırasını dahil ettiği ve yönettiği için bağlantı sisteminin en hayati parçasıdır. Veri aktarım süreci bağlantı tipine bağlıdır. Şekil 4.3'te hem tek yönlü hem de iki yönlü bağlantılar için veri aktarımını gösterir.

Tek yönlü bağlantı, verilerin Ansys/Akışkanlardan, Ansys/ Mekanik kısma (kuvvetler) tek bir yönde aktarılmasıyla gerçekleştirilirken, iki yönlü bağlantı, verilerin her iki yönde, yani ilk önce Ansys/Akışkanlardan Ansys/Mekanik kısma kuvvet aktarılmasını ve ardından Ansys/Mekanik'ten Ansys/Akışkanlara düğüm yer değiştirmeleri bilgisini aktarır. Simülasyon dizisi: Burada, iki sayısal çözücünün çalışma sırası bir girdi olarak verilmelidir.

Ansys/Flotran bağlantısı durumunda, yük aktarımı, ortamları her bir fiziksel etki alanıyla ilişkilendiren fizik dosyalarını kullanır. Bu yöntem, tüm ortamlar tarafından paylaşılan tek bir sonlu eleman ağına dayanır ve her bir etki alanının ortamını tanımlamak için fizik dosyalarının oluşturulmasını gerektirir; bu dosyalar veri tabanını yapılandırır ve her fizik için paylaşılan ağı hazırlar simülasyon. Genel prosedür, ilk fizik ortamını okumak ve sonra onu çözmektir. Ardından bir sonraki ortamı okuyun, aktarılabilecek yükleri belirtin ve ikinci fizik ortamını çözün. LDREAD komutu, farklı fizik ortamlarının birbirine bağlanmasına izin verir ve ilk fizik ortamının belirlediği sonuçlara ait verilerin benzer bir ara yüz üzerinden bir sonraki ortamın çözümünde yükler olarak uygulanmasını sağlar. Bu durum son çözüm dosyasına kadar gitmektedir. Şekil 4.4 üzerinde 1 yollu ve 2 yollu çözücülerin çözüm ayarlamaları gösterilmiştir. Bu kısımlarda değişkenler farklı olarak gösterilmektedir.

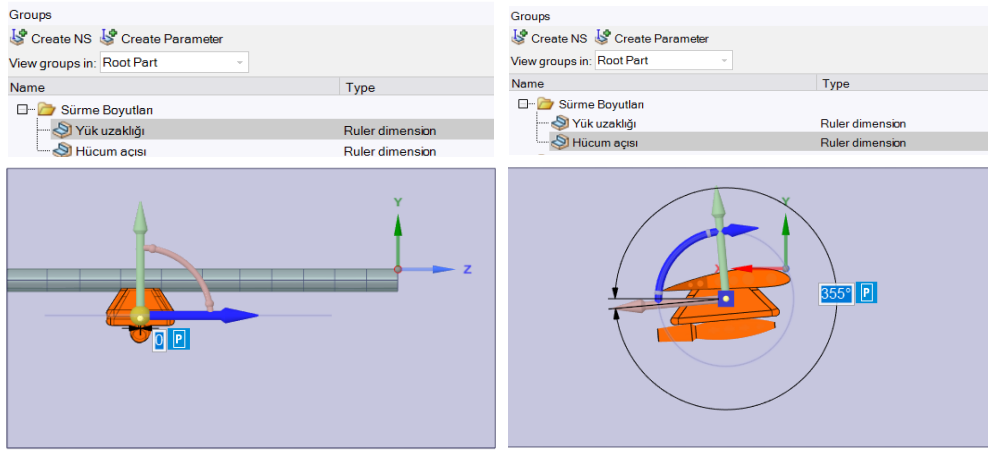
Tree view of Scheme 1 : System coupling			Tree view of Scheme 1 : System coupling		
1	System coupling		1	System coupling	
2	Configuration		2	Configuration	
3	Analysis parameters		3	Analysis parameters	
4	Participants		4	Participants	
5	Static structure		5	Static structure	
6	Zones		6	Zones	
7	Fluid/Structure Interface		7	Fluid/Structure Interface	
8	Fluid Mechanics (FLUENT)		8	Fluid Mechanics (FLUENT)	
9	Zones		9	Zones	
10	fluidsolidwall		10	fluidsolidwall	
11	fluidwall1		11	fluidwall1	
12	fluidwall2		12	fluidwall2	
13	Data transfer		13	Data transfer	
14	Data transfer		14	Data transfer	
15	Data transfer 2		15	Execution controls	

Data Transfer Properties : Data Transfer 2			Data Transfer Properties : Data Transfer 2		
1	Property	Value	1	Property	Value
2	Source		2	Source	
3	Participant	Static structure	3	Participant	Fluid Mechanics (FLUENT)
4	Zone	Fluid/Structure Interface	4	Zone	fluidsolidwall
5	Variable	Displacement by increment	5	Variable	force
6	Target		6	Target	
7	Participant	Fluid Mechanics (FLUENT)	7	Participant	Static structure
8	Zone	fluidsolidwall	8	Zone	Fluid/Structure Interface
9	Variable	displacement	9	Variable	Force
10	Data transfer control		10	Data transfer control	
11	Transfer at	Start of iteration	11	Transfer at	Start of iteration

Şekil 4.4: 1-Yollu Ve 2-Yollu Yapı Akışkan Etkileşimi

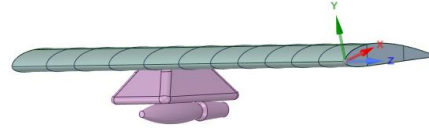
4.2 Geometri

Kanat geometrisinin yapısal ve akışkan analizi için kullanılan model Spaceclaim ile oluşturuldu. Yapısal modelde ince olarak kabul edilebilecek unsurlar kabuk elemanlara dönüştürülerek yeniden düzenlendi. Akış hacminin kanat dış yüzeyi uygun ağ örgüsü oluşturmak amacı ile ince unsurlar elimine edilerek temizlendi. Şekil 4.5'te gösterildiği gibi kanadın yapısal modeli ve akış hacminin kanat yüzeyi "hücum açısı", bomba modeli ve akış hacmine karşılık gelen yüzey "yük uzaklığı" olarak parametrik tanımlamalar yapıldı.



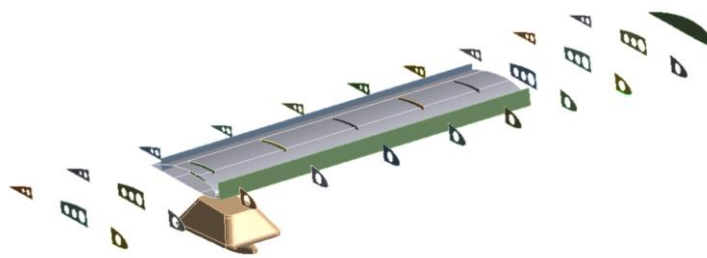
Şekil 4.5: Parametrik Bağlantı

Sisteme perspektif bakış açısı aşağıdaki gibidir.



Şekil 4.6: Perspektif Bakış Açısı

Sistem modellenirken yapısal modelin bütün parçaları “bonded” kontak tipi ile ilişkilendirilmiştir.



Şekil 4.7: Patlamış Şekli

Tablo 1’de yer alan kanat özelliklerine göre model tasarlanmıştır. Modelin malzeme tanımı, havacılıkta kullanılan alüminyum 2024-T4 olarak kabul edildi ve Tablo 3’te mekanik özelliklerine yer verildi. Bütün yapı kabuk olarak modellendiği için bileşenlerin kalınlıkları Tablo 2’ye göre tanımlanmıştır.

Tablo 1. Uçağın özellikleri

Parametre	Değer
Kanat uzunluğu	9,4 m
Kanat alanı	15,48 m ²
Ortalama aerodinamik kort	1,647 m
Maksimum kalkış ağırlığı	1022 kg
Kanat profili	NACA 4412

Tablo 2. 2024-T4 Alüminyum materyalinin mekanik özellikleri

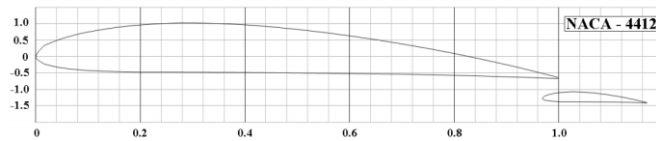
Malzeme özelliği	Değer
Elastisite	7.31e10 Pa
Poisson oranı	0,33
Akma Mukv.	275 Mpa
Çekme Mukv.	469 Mpa
Yoğunluk	2780 kg/m ³

4.2.1 Uçak Kanadı

Kullanılan kanat profilinin özellikleri aşağıdaki gibidir.

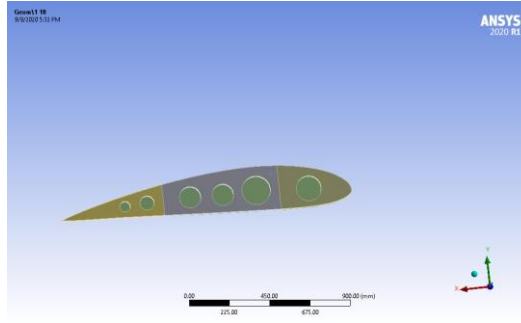
Kanadın Z eksenini boyunca uzaklığı : 4780 mm

Kanat Alanı:7.75 m²



Şekil 4.8: Kanat 2 Boyut Çizimi

Kanat çiziminde profil yapılar kullanılmıştır aşağıdaki görselde mevcuttur



Şekil 4.9 : Yapısal Kanat Tasarımı

4.2.2 Taşıyıcı ve Bomba

Kanat altına bomba ve taşıyıcısı tasarlanmıştır. Özellikleri aşağıdaki gibidir.

Taşıyıcı ve Bomba Ağırlığı: 70.278 kg

Taşıyıcı ve Bomba Hacmi: 0.36226 m³

4.3 Ağ Yapısı

Sonlu elemanlar modelinden gerçek dünya davranışlarını doğru tahmin etmek için sonlu elemanlar ağının uygun bir şekilde oluşturulması gerekir. Ağ oluşturma süreci, sonlu elemanlar modelinin doğrulanması için anahtar bir adımdır. Analiz sonuçlarının doğruluklarını sağlamak için doğru ağ oluşturmaya yönelik ana 3 adım vardır: ağ örgüsü hesaplama alanını ve uygulanan yükleri doğru bir şekilde temsil etmelidir, çözümdeki büyük yer değiştirmeleri veya gerilim geçişlerini doğru bir şekilde yansıtmalıdır, ağ yapısı kalite kriterlerine uygun elemanlar içermelidir.

Bu durumda, simülasyon için en iyi ağı seçmek amacıyla her iki yapı için bir şebeke bağımlılığı testi gerçekleştirilir. Maksimum toplam deformasyona bağımlılık testleri için yaklaşık xxx dörtgen elemanın en iyi ağı seçilmiştir. Ağın maksimum çarpıklığı iyi yy kalitesindedir. Kaburga takviyeli uçak kanadının örgü elemanı Şekil'24 de gösterilmektedir.

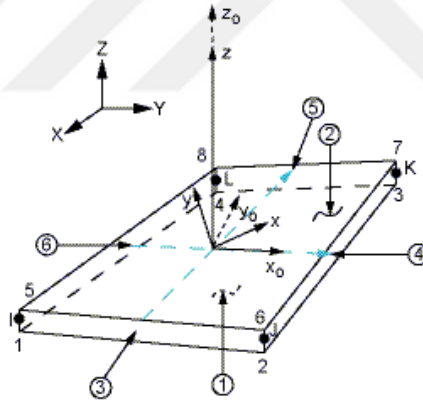
Ansyes, kolay, otomatik ağdan yüksek düzeyde hazırlanmış ağa kadar doğru, verimli çoklu fizik çözümleri için en uygun ağı üreten genel amaçlı, yüksek performanslı, otomatikleştirilmiş, akıllı ağ oluşturma yazılımı sağlar. Mevcut yöntemler, yüksek

mertebeden doğrusal elemanlara ve hızlı dört yüzlü ve çok yüzlüden yüksek kaliteli altı yüzlü ve Mozaik'e birleştirme spektrumunu kapsar.

Çalışmadaki ağ yapısı çalışması 2 aşamada yapıldı. Sistem eş zamanlı analiz olduğundan dolayı CFD ve mekanik ağ yapısı farklı şekilde kuruldu. Aşağıdaki resimde sistem yapısı gözükmemektedir. Burada Transient kısımda ayrı ağ yapısı kurulmuştur, mekanik sistem için. Akışkanlar için ise ayrı ağ yapısı kullanılmıştır, aerodinamik yükler ve aerodinamik katsayıları belirtmek için.

SHELL 181 eleman tipi, ince ve orta kalınlıkta kabuk yapıları analiz etmek için uygundur. Toplamda dört düğüm noktasından oluşur ve her bir düğüm noktası öteleme olarak x, y, z ve dönme eksenlerinde x, y ve z olmak üzere altı serbestlik derecesine sahiptir ve eleman içinde doğrusal enterpolasyon kullanılır. Elemanların şematikleri Şekil 24'de gösterilmiştir.

SHELL 181 elemanı doğrusal, büyük rotasyon ve doğrusal olmayan deformasyon uygulamaları için çok uygundur. Eleman formülasyonu, logaritmik gerinim ve gerçek gerilme ölçümlerine dayanmaktadır.



Şekil 4.10: Shell 181 Elemanı Şematik Görünümü

4.3.1 Yapısal Ağ Yapısı

Yapısal ağ yapısı içerisinde 3 boyutlu modellemeler üzerinde 2 ana başlık altında modellendi bu çalışmada. Bunlar;

- Map
- Dört Yüzlü Şekil
- Altıgen Şekil

4.3.1.1 Yapısal Ağ-Yapısı Kalitesi

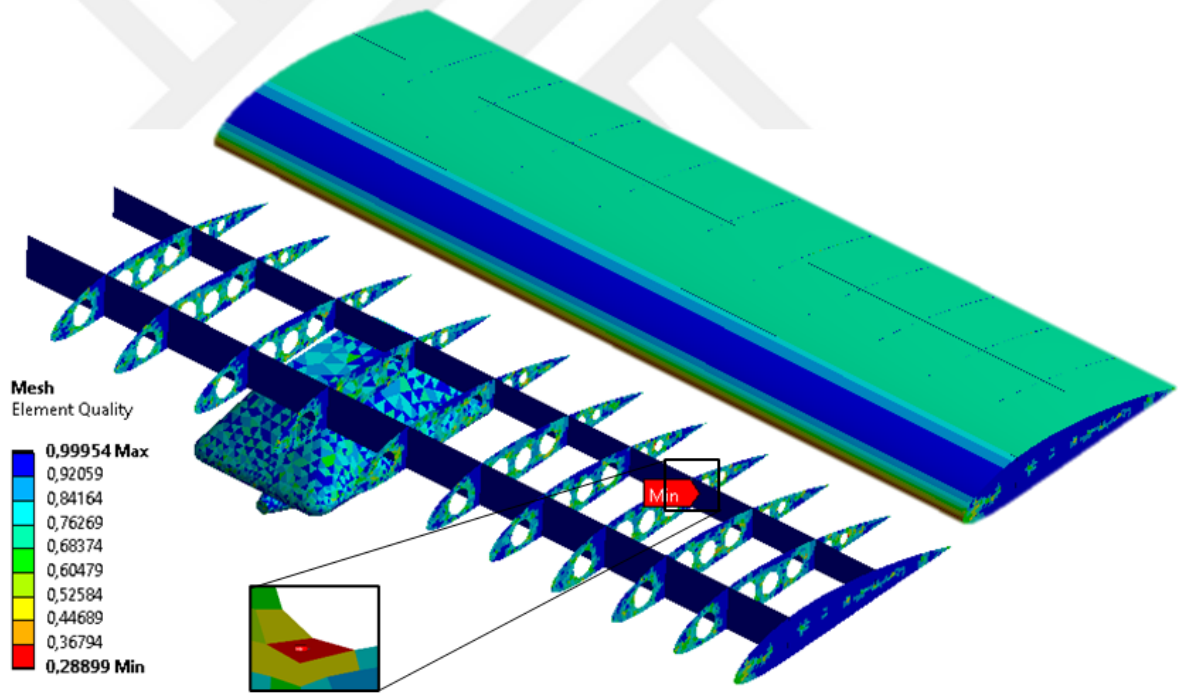
Ansys programı içerisinde akışkanlar ağ yapısı kalitesini anlamak için Ağ yapısı sekmesi altından kontrol edilmelidir. Şekil 4.11 ve 4.12 deki kanat yapısının yapısal kısımdaki ağ kalitesinin görseli mevcuttur. Şekil 4.13’de ise patlamış hali mevcuttur burada ağ yapısının görselleri detaylı verilmiştir.

- Eleman Kalitesi
- Aspect Ratio

Yapısal İçerisinde

Eleman Kalitesi Ortalama : 0.82

Aspect Ratio :1.89



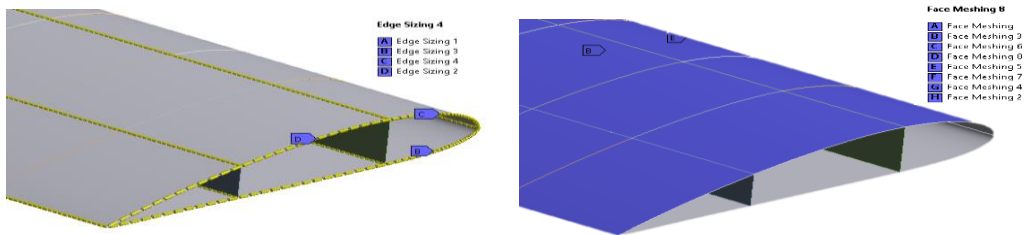
Şekil 4.11: Gene Ağ Yapısı Dağılımı

Mesh Metric	Element Quality
☐ Min	0,28899
☐ Max	0,99954
☐ Average	0,81028
☐ Standard Deviation	0,13148

Şekil 4.12: Ortalama Değerleri



Şekil 4.13: Modelin Patlatılmış Hali

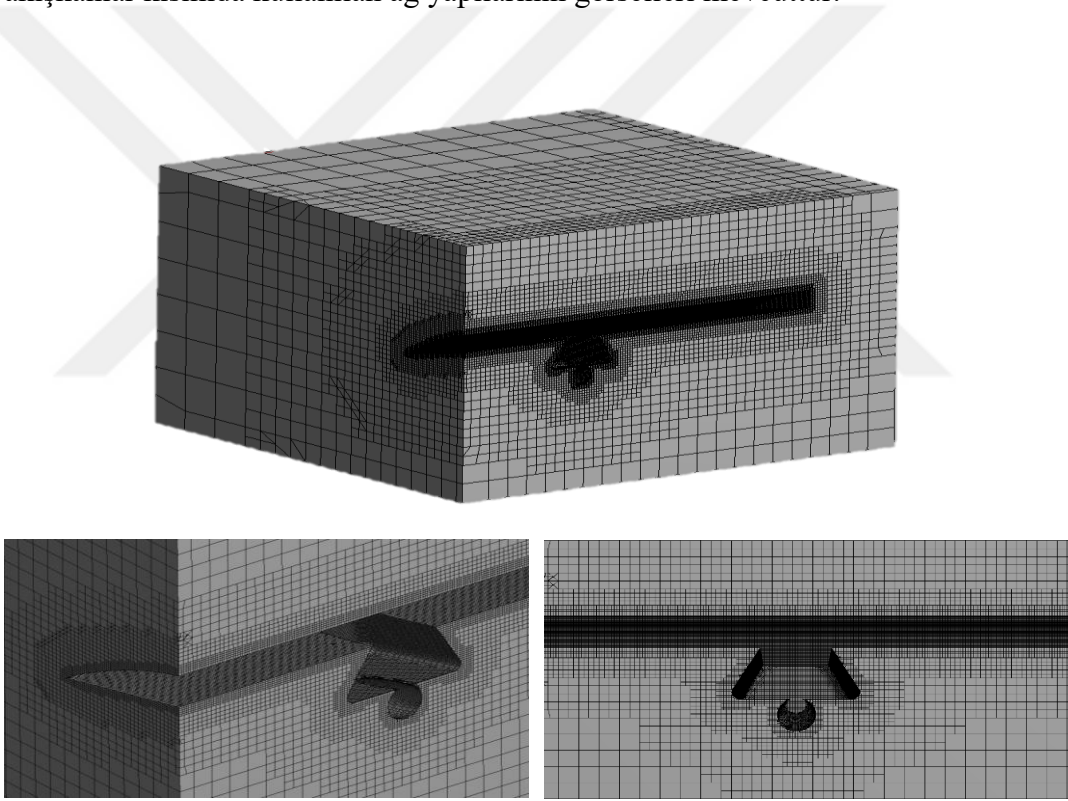


Şekil 4.14: Kenar Modelleme

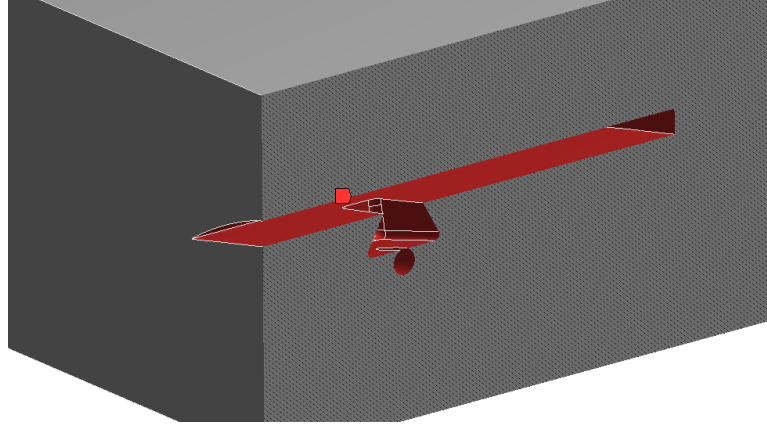
Şekilde gösterilen kenarlara ‘‘Edge sizing’’, yüzeylere ise ‘‘Face maping’’ kullanarak daha uygun bir ağ örgüsü elde edildi

4.3.2 Akışkanlar Ağ Yapısı

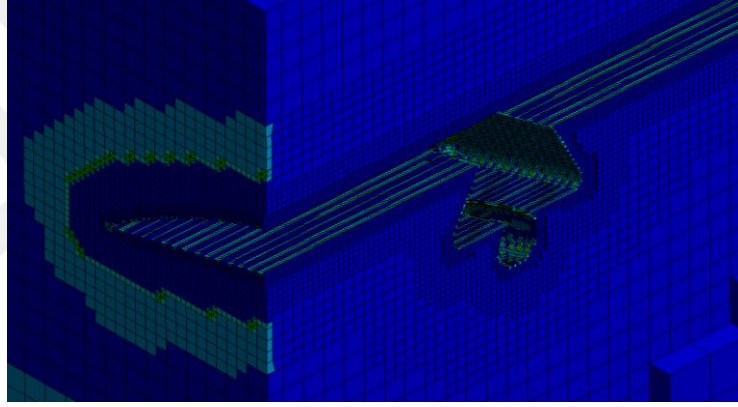
Cutcell ağ örgüsü tekniği ile akış hacmini ağırlıklı olarak yüzeyleri koordinat eksenleriyle hizalanan, çoğunlukla altı yüzlü elemanlardan oluşan kartezyen ağa dönüştürür. Geometrinin karışık ayrıntılarına denk gelen yüzeylere uyum sağlamak için küçük öğeler kullanır. Cutcell ağ türü yüzey ile neredeyse mükemmel bir uyum sağlar, bu nedenle dinamik ağ yapısı ile birlikte kullanımında yakınsama ve çözüm zamanı açısından büyük avantajlara sahiptir. Şekil 4.15, 4.16 ve 4 .17 içerisinde akışkanlar kısmında kullanılan ağ yapılarının görselleri mevcuttur.



Şekil 4.15: Akışkan Ağ Yapısı



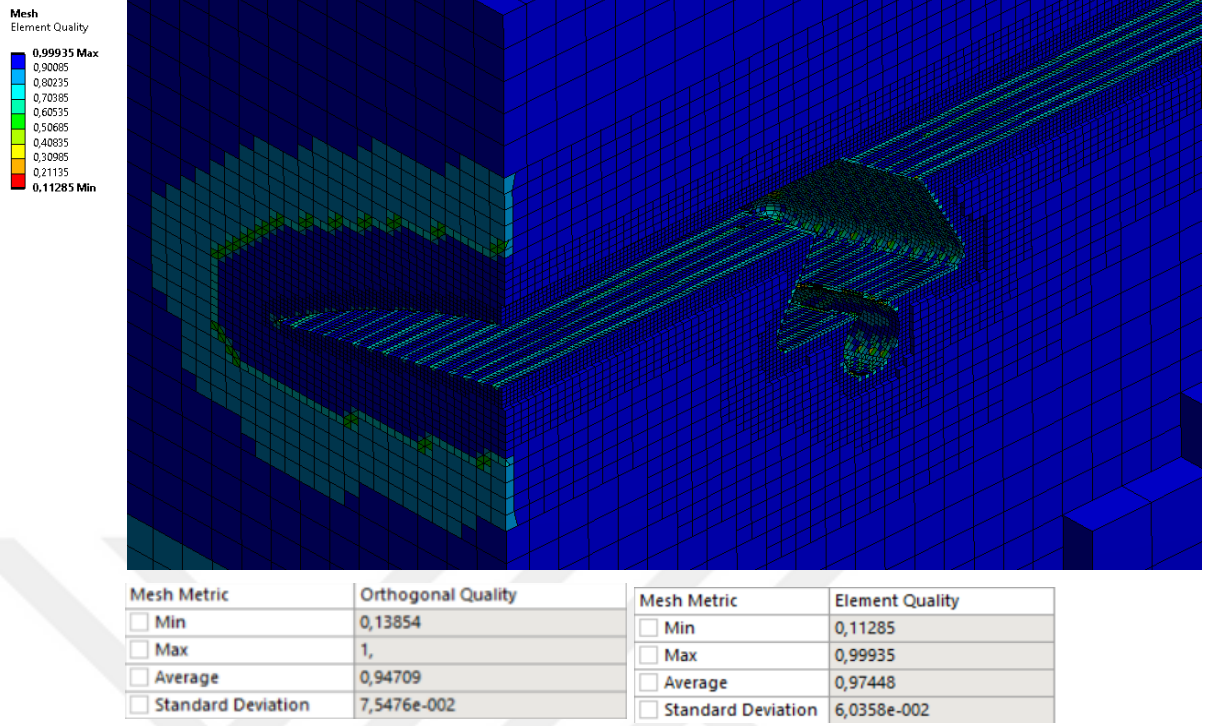
Şekil 4.16: Akışkan Ağ Yapısı



Şekil 4.17: Akışkan Ağ Yapısı

4.3.21 Akışkanlar Ağ-Yapısı Kalitesi

Akış hacminin ağ yapısı kalite kriterleri olan eleman ve ortogonal kaliteleri ile ilgili veriler aşağıda yer verilmiştir. Hacim genelinde ortalama eleman kalitesi 0.974, minimum ortogonal kalite ise 0,14 olduğu görülmektedir. Bu değerlere göre akış hacmine göre uygun bir ağ yapısı atıldığı kabul edilebilir.



Şekil 4.18: Akışkan Ağ Yapısı

Bu kısımda yazılımın ağ yapısı kalitesi için bizlere verdiği kabuller bulunmaktadır. Bu kabuller aşağıdaki gibidir. Burada her Ağ-Yapısı için ayrı değerler vardır. Bu çalışmada 2 metodoloji için kontrol edilmiştir. Bunlar;

- Skewness
- Orthogonal Quality

Tablo 4-1: Eleman Kalitesi

Ağ Yapısı Kalitesi – Skewness					
Mükemmel	Çok İyi	İyi	Kabul Edilebilir	Kötü	Kabul Edilemez
0-0.25	0.25-0.50	0.50-0.80	0.80-0.94	0.95-0.97	0.98-1.00

Tablo 4-2: Eleman Kalitesi

Ağ Yapısı Kalitesi – Orthogonal Quality					
Mükemmel	Çok İyi	İyi	Kabul Edilebilir	Kötü	Kabul Edilemez
0-0.001	0.001-0.14	0.15-0.20	0.20-0.69	0.70-0.95	0.95-1.00

Bu çalışmadaki modelde

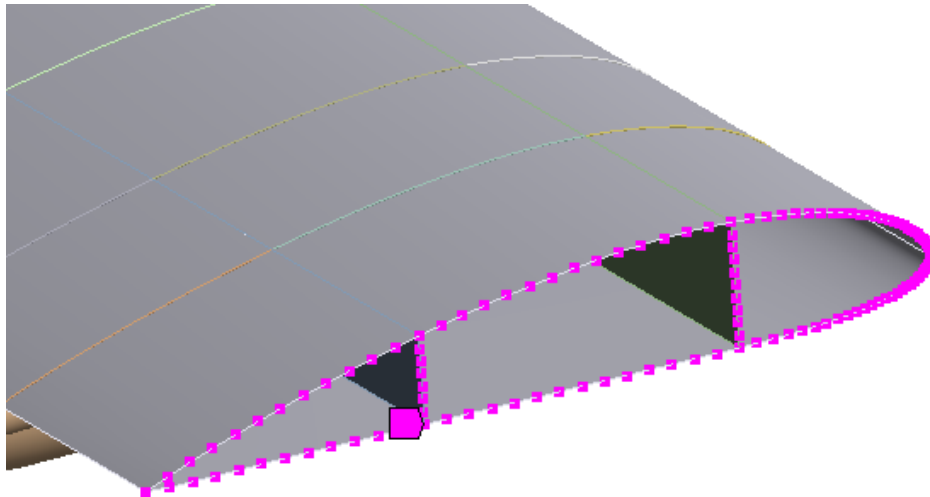
Skewness için ortalama :0.23

Orthogonal kalite için ortalama:0.16 şeklinde gelmiştir.

4.4 Sınır şartları

Kanat modelinin bilinen bir sınır koşulu kök kısımdaki yer değiştirme ile ilişkidir. Burada yer alan düğümler dof kısıtlamaları kısıtlanarak sınır koşulu tanımı yapılır. Şekilde gösterilen bütün düğüm noktalarının yer dönüşleri ve değiştirmeleri sıfıra ayarlandı. $UX = UY = UZ = ROTX = ROTY = ROTZ = 0$.

Kanat modelinde yer alan kiriş ve yüzey kenarlarına ‘‘fixed support’’ uygulandı. Gerçek geometrinin çalışma şartlarına uygun olarak, kanat geometrisi bahsi geçen kısımlarda yer alan düğümler, altı serbestlik dereceleri de sınırlandırılmıştır. Model üzerinde uygulanan bu sabit destekler şekilde gösterildi.

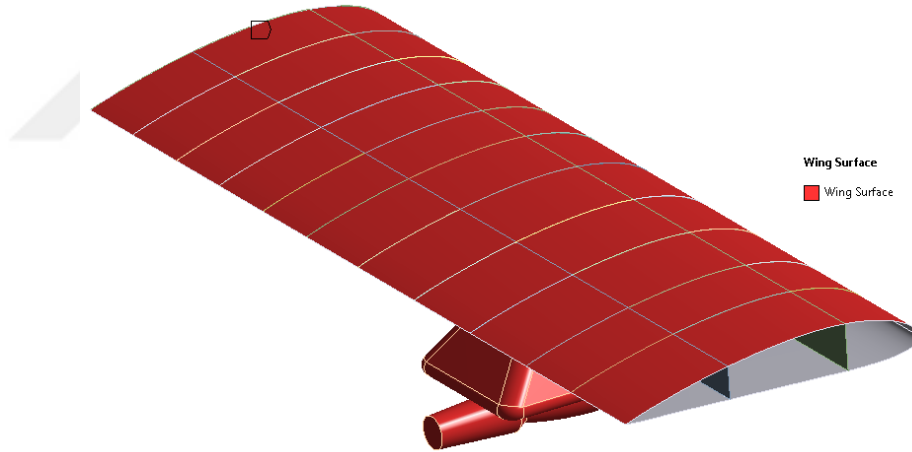


Şekil 4.19: Sabitlendiği Kısım

4.5 Akışkan Analizi

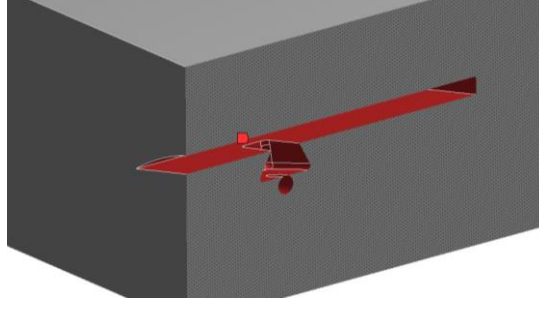
Cfd analizinin önemli bir adımı simülasyon için doğru bir türbülans modeli seçmektir. Analize başlamadan önce, uygun bir türbülans modeli seçmek ve CFD metodolojisini doğrulamak önemlidir (Aftab, Rafie, Razak ve Ahmad, 2016). Sayısal analiz, yaygın olarak kullanılan dört farklı türbülans modeli ile gerçekleştirilir: Spalart Allmaras (SA), iki denklemlilik $K-\omega$, iki denklemlilik $K-\epsilon$ ve dört denklem geçişli SST (Doosttalab, Mohammadi, Doosttalab ve Ali., 2012) (Aftab, Rafie, Razak ve Ahmad, 2016). Daha sonra sonuçlar, sağlanan NACA 4412 kanat profili için deneysel kanat verileriyle karşılaştırılır. Doğrulamanın amacı, hesaplama sonuçlarının gerçek dünya deneyleriyle uyuşup uyuşmadığını gözlemlemektir. Uygulama dikkate alındığında, CFD doğrulamasına belirli bir doğruluk düzeyi için izin verilebilir.

Kanatın üzerindeki aerodinamik yüklemeler her bir adımda aktarılmak üzere had analizinden alınmaktadır. Şekil 4.22 gösterilen ‘‘Wing Surface’’ ile adlandırılan yüzeyler aerodinamik kuvvetler etkisindedir.



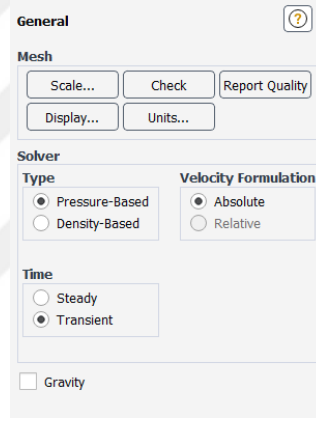
Şekil 4.20: Kanat Yüzeyi

Şekil 4.23 te akış hacmi içerisindeki iç yüzey yapısal analizde bulunan kanat modelinin dış yüzeyine aerodinamik kuvvetleri aktarmak amacı ile isimlendirilmiş ve akış analizinde duvar şartına uygun olarak analiz gerçekleştirilmiştir.



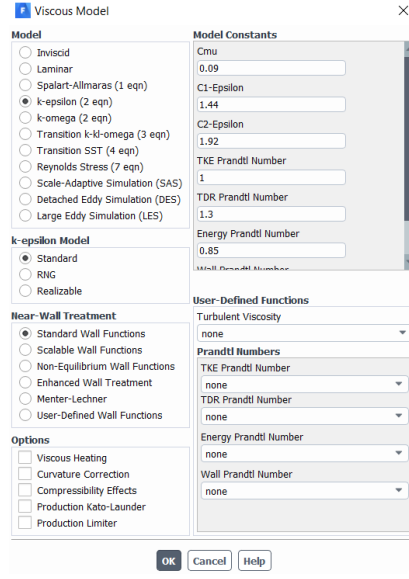
Şekil 4.21: Akış Alanı Yapısı İçerisindeki Sistem

Dinamik bir akış analizi gerçekleştirebilmek için General kısmından Time seçeneğini Transient olarak ayarlanması gerekir. Transient, analizin zamana bağlı olarak çözümlenmesini sağlar. Bunun için Ansys içerisinde Şekil 4.24'te gösterildiği gibi Transient seçili olması gerekmektedir.



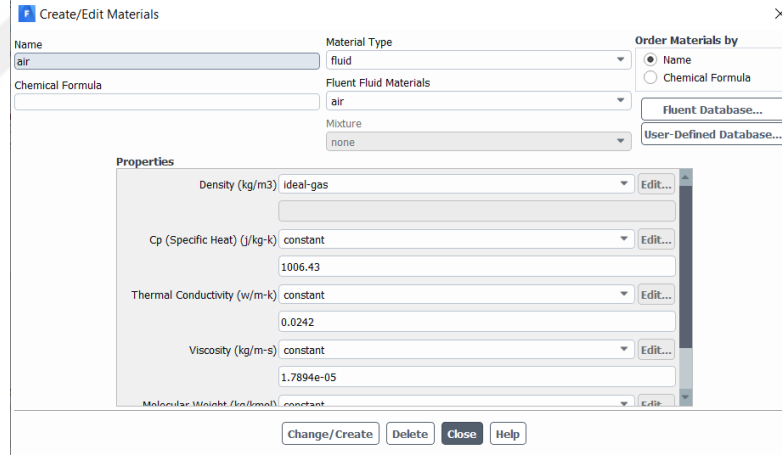
Şekil 4.22: Zamana Bağlı Çözüm

Akışın aerodinamik etkilerini en doğru çözüme ulaştıran türbülans tiplerinden birisi K-epsilon modelidir. Şekil 4.25'te gösterildiği gibi K-epsilon modeli kullanarak deneysel sonuçlara yakın sonuçlar elde edilmiştir.



Şekil 4.23: Model Sabitleri

Akış modeli, uçağın belirlenen irtifadaki basıncına denk gelen yoğunluğa göre çözüm yapılabilmesi için ideal gaz olarak ayarlanmıştır.



Şekil 4.24: Akışkan Çözüm Ayarları

Belirlenen irtifaya denk gelen basınç, akış hacmi operasyon basıncına girilerek uygun ortam şartları oluşturulmuştur.

Operating Conditions ×

Pressure

☐ Floating Operating Pressure

Operating Pressure (pascal)

46539.6117

Reference Pressure Location

X (m) 0 ×

Y (m) 0

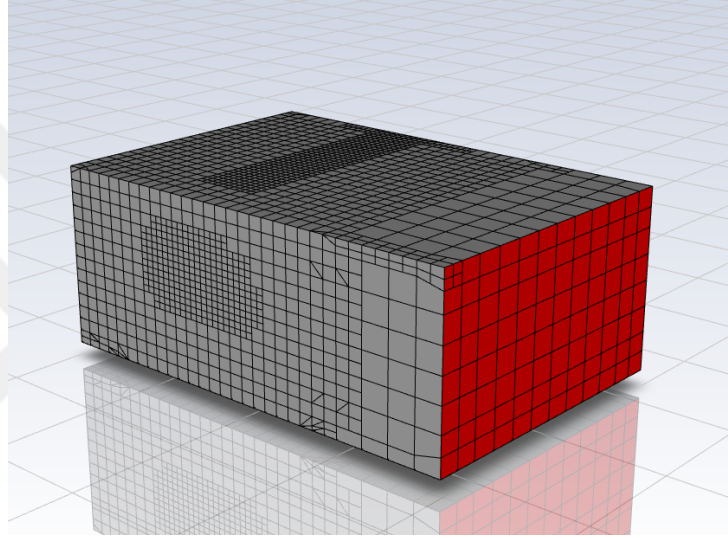
Z (m) 0

Gravity

☐ Gravity

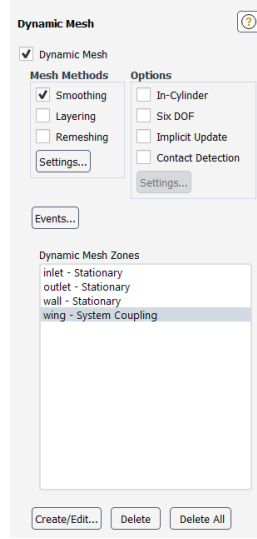
OK **Cancel** **Help**

Şekil 4.25: Akışkan Çözüm Ayarları



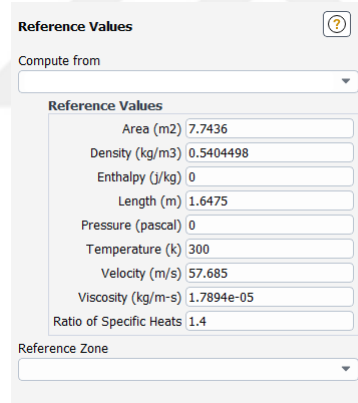
Şekil 4.26: Geometrinin Sınır Şartları

Şekildeki kırmızı yüzey çıkış, karşısında bulunan yüzey giriş, diğer yüzeyler duvar olarak ayarlanmıştır.



Şekil 4.27: Dinamik Ağ Yapısı

Dinamik ağ yapısı seçeneğinden aeroelastite modülü ile şekli değişecek olan kanat dış yüzeyinin akış hacmine karşılık gelen kısmı birleşik sisteme bağlı, diğer akış sınır şartları ise statik olarak ayarlanmıştır.



Şekil 4.28: Kanat Bilgileri

Kanatla ilgili veriler girilerek uygun CL raporları oluşturulmuştur.

Run Calculation

Check Case... Preview Mesh Motion...

Time Advancement

Type: Fixed Method: User-Specified

Parameters

Number of Time Steps: 100 Time Step Size (s): 0.01

Max Iterations/Time Step: 150 Reporting Interval: 1

Profile Update Interval: 1

Options

☐ Extrapolate Variables

☐ Report Simulation Status

Solution Processing

Statistics

☐ Data Sampling for Time Statistics

Data File Quantities...

Şekil 4.29: Akışkan Sistemlerin Çözüm Ayarları

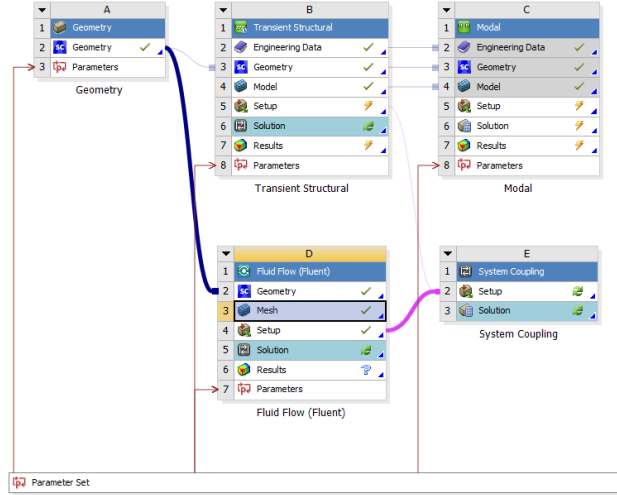
Hesaplama kısmında toplamda 100 adım, her bir adım 0.01 sn ve toplam analiz süresi 1 sn'dir.

4.6 Yapısal Analiz

Step Controls	
Number Of Steps	1,
Current Step Number	1,
Step End Time	1, s
Auto Time Stepping	Off
Define By	Time
Time Step	1,e-002 s
Time Integration	On

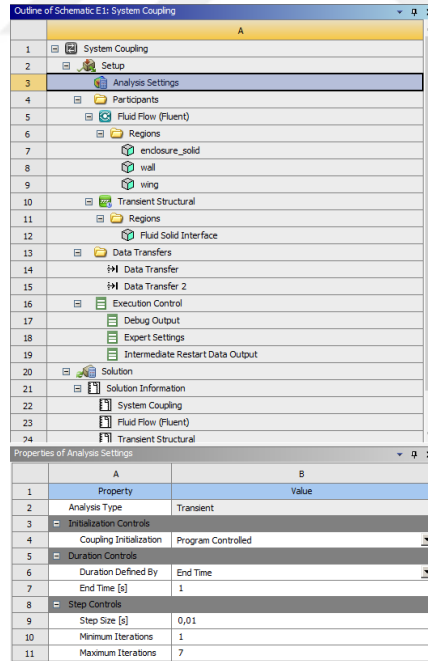
Şekil 4.30: Yapısal Analiz Zaman Ayarlamaları

Akışkan çözüm ayarlarına uygun olarak yapısal çözüm için zaman, toplamda 1 sn olacak şekilde 0.01'lik adımlara bölünmüştür.



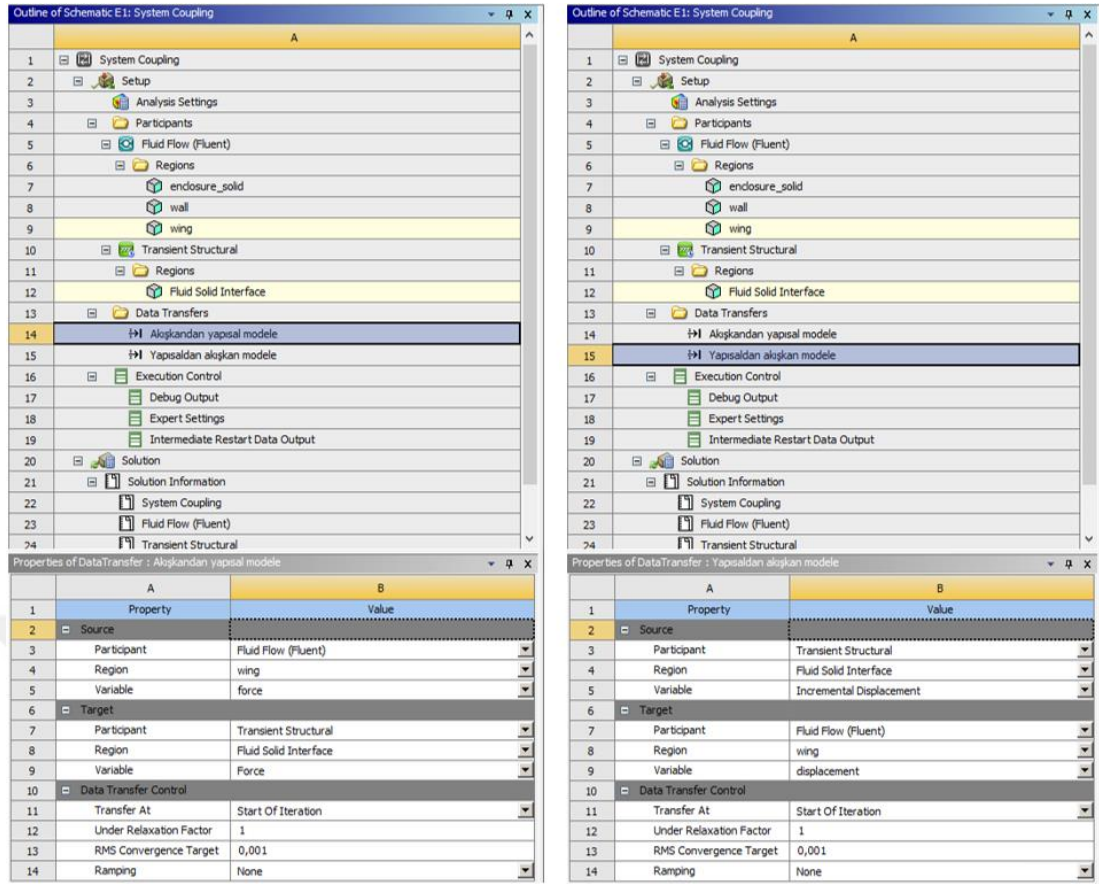
Şekil 4.31: Yapısal-Akışkan Analiz Etkileşim Diyagramı

FSI analizinin proje şeması Şekil 53'te gösterildiği gibi kurulmuştur. Kanat geometrisi yapısal ve akışkan modülü ile ortak kullanılarak çözülen adım sonrası iki modelde yenilenir. İki disiplinin çözüm kısmı System Coupling ile yürütülerek ortak çözüm oluşturulur.



Şekil 4.32: Analiz Zaman Ayarlamaları

Analiz ayarları akışkan ve yapısal kısımlardaki gibi 0,01 sn'lik adımlarla toplamda 1 sn'lik çözüm süresi tanımlanır.



Şekil 4.33: Yapısal-Akışkan Geçişleri

İki yönlü birleşik sistem analizi için akışkan modelden yapısal modele yükleme aktarımı yapılır, Şekil 4.33 'te gösterildiği üzere yükleme yapısal kısımda çözüldükten sonra elde edilen yer değiştirme ye göre akışkan kısımdaki ağ yapısı yenilenir ve tekrar çözüm sağlanır. Tam çözüm süresi bitene kadar iterasyon olarak devam eder.

5. BULGULAR, YORUMLAR VE TARTIŞMALAR

Kanat üzerinde taşınan bir bomba ve taşıyıcısının yapı akışkan etkileşimi sonucunda yapısal kısımda oluşan yer değiştirme genliği ve stres değerleri incelenmiştir. Bu kısımda hücum açısı ve mühimmatın yerine bağlı olarak oluşturulmuş analiz sonuçlarının grafikleri bulunmaktadır. Bu grafikler üzerinde de başlangıç koşulları, rüzgâr hızı ve sabitleme noktaları aynıdır farklı olan parametreler hücum açısı ve taşıyıcı ile birlikte bombanın kanada olan mesafesidir. Rüzgâr hızı tüm analizlerde 50 m/s olarak alınmıştır. Titreşim sistemini incelemek için modellenen kanat altı mühimmat entegresinin Yer değiştirme genliği grafikleri üzerinden titreşim karakteristiği tartışılmıştır.

Uçağın kaldırma kuvveti 10025.82 N olarak seçilmiştir. Hava yoğunluğu irtifa ve sıcaklığa bağlı olarak 0.5404 olarak seçilmiştir, İrtifa ve sıcaklık analiz boyunca sabit değer olarak alınmıştır. Kaldırma kuvveti hesabı yapılarak uçuş için gerekli olan hız hesabı yapılmıştır. Bu yapılan hesap üzerinden de en yüksek hızın 50 m/s olması gerektiği hesaplanmıştır. Kullanılan formülasyonlar içerisinde 1 g yük altında hesaplamalar yapılmıştır. Bölüm 3.4.9 içerisinde mevcuttur.

Şekil 5.1-2-3 ve 4 üzerinde kanat yapı akış etkisi çözüldüğünde herhangi bir başlangıç koşulu verilememiştir bu yüzden kanat durağan durumdan harekete başlıyor gibi davranmaktadır, bu durumu Şekiller üzerinden de gözükmemektedir başlangıçta toplam yer değiştirme 0 olarak gözlemlenmektedir. Grafiklerde gözükmediği gibi Taşıyıcının yerine ve hücum açısına bağlı olarak sistemin statik denge noktaları farklılık görülmemektedir. Bu davranış beklenen bir durumdur çünkü ankastre giriş analizlerinde de bu durum aynı şekildedir. 2000 mm'deki denge noktası daha aşağıda bir denge noktası mevcut iken 4000 mm'deki denge noktası daha yüksek bir değer olmaktadır.

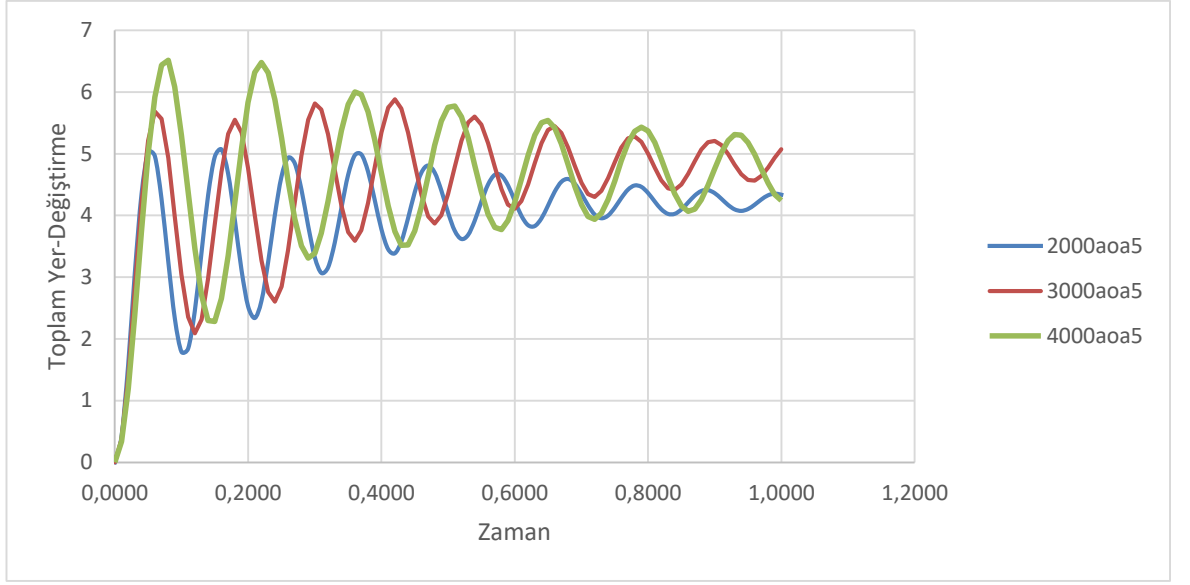
Şekil 5.1,2,3 ve 4'e bakıldığı zaman kanadın rüzgâr altında titreşim davranışının harmonik hareket şeklinde davranmaktadır. Şekil 5.1,2,3... Denge noktası durumunda genliklerin ve frekansların farklı olmasıdır. Titreşim sistemlerini genlik ve frekans olarak değerlendirilmesi gerekmektedir. Taşıyıcı kanattan uzaklaştıkça sistemin genliği artmakta frekansı ise düşmektedir. Tablo 5-1 içerisinde farklı hücum açılarında bu durum gözükmemektedir.

Hücum açısı 5,10 ve 15 derece iken; Statik Denge Noktası ve Frekans değerleri Tablo 5-1 içerisinde mevcuttur.

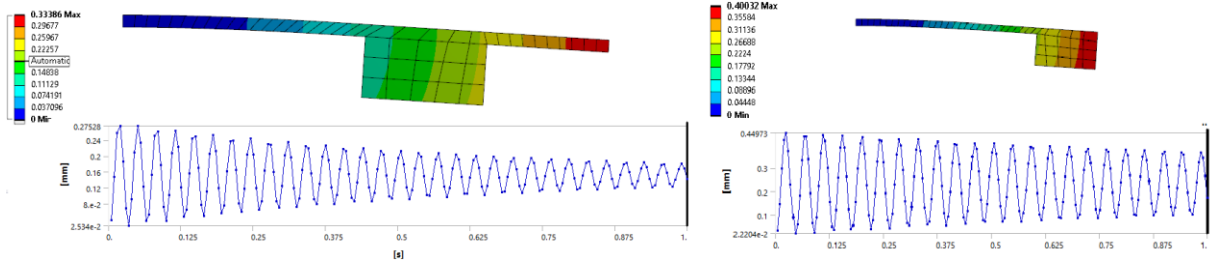
Tablo 5-1: Denge ve Frekans Değerleri

5 Derece		
Bomba konumu	Statik Denge Noktası(mm)	Frekans(Hz)
2000 mm	4.2	9.09
3000 mm	5	8.33
4000 mm	5.6	7.14
10 Derece		
	Denge	Frekans
2000 mm	5.7	9.15
3000 mm	8	8.33
4000 mm	9	7.26
15 Derece		
	Denge	Frekans
2000 mm	7.5	10
3000 mm	8.3	8.33
4000 mm	9.2	7.3428

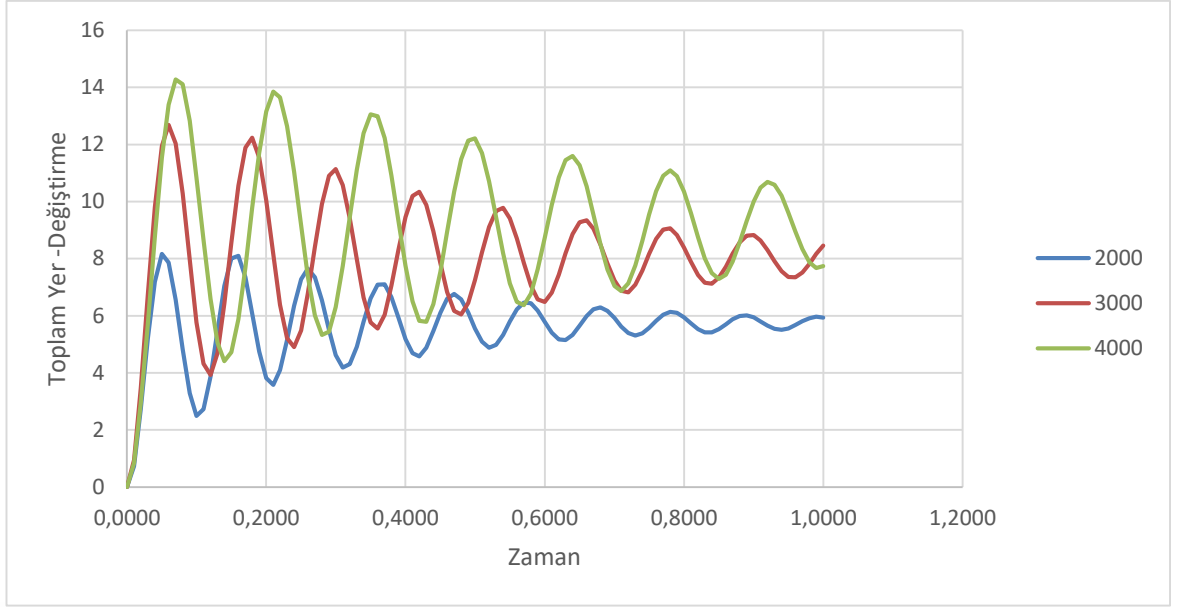
Şekil 5.1 içerisinde hücum açısı 5 derece iken toplam yer-değiştirme mevcuttur. Burada yeşil ile ifade edilen Bomba ve taşıyıcının konumu sabitleme noktasından 4000 mm uzaklıkta bulunan kısımda en fazla yer değiştirme olmaktadır fakat tabloda gözüktüğü gibi Toplam yer değiştirmesi arttıkça sistemin frekansı azalmaktadır. Bu beklenen bir durumdur. Sistemi aynı şekilde bir ankastre kiriş şeklinde modellediği zamanda sonuçlar benzer şekilde çıkmaktadır burada kanat analizini ankastre kiriş analizine benzetilerek ankastre kiriş üzerinde titreşim davranışı incelenmiştir. Kanat üzerinde bulunan mühimmatı kiriş altına ağırlık bağlanarak 2 farklı analiz gerçekleştirilmiştir bu ağırlıklar kanadın ucunda ve ortasında olmak üzere 2 farklı analiz gerçekleştirilmiştir. Şekil 5.2 içerisinde yapılmış örnekte de gözüktüğü üzere kiriş altında kalan ağırlık sabitleme noktasından uzaklaştıkça sistemin toplam yer değiştirmesi artıyor iken sistem frekansı azalmaktadır. Bu çalışmada herhangi bir kuvvet zorlaması olmadan yer çekimi altında toplam yer değiştirmesi elde edilmiştir. Bu çalışmanın benzeri YAE içerisinde de yapılmıştır. YAE'den tek farkı akış içermemektedir.



Şekil 5.1: Zaman-Yer Değiştirme Grafiği-5 Derece

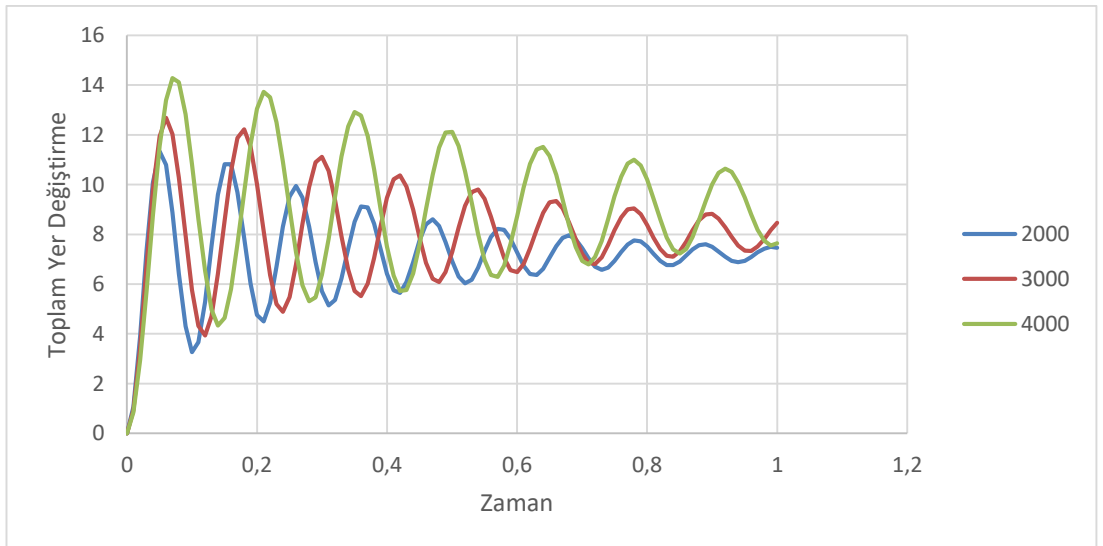


Şekil 5.2: Ankastre Kiriş Karşılaştırma



Şekil 5.3: Zaman-Yer Değiştirme Grafiği-10 Derece

Hücum açısı 10 derece olduğu zamanda mühimmat sabit noktasından 4000 mm noktasında iken yer değiştirme en fazla olmaktadır. Şekil 5.1’deki 5 derecelik hücum açısı ile arasındaki fark ise yer değiştirme genlikleri artar iken frekans değerleri de artmaktadır. Sistemin hücum açısı arttıkça frekans değerlerinin yükseldiği gözlemlenmektedir.



Şekil 5.4: Zaman-Yer Değiştirme Grafiği-15 Derece

Yapılan analizler içerisinde en fazla statik denge noktasında yer değiştirme hücum açısı 15 derece olduğundadır.

Farklı konum ve hücum açılarındaki benzetimler gerçekleştirilmiştir bu benzetimler içerisinde her biri için ayrı ayrı aerodinamik merkez hesabı yapılmıştır. Bu hesap yapılırken 3. Bölümde verilen denklem 3.36 kullanılmıştır. 3 Eksen içinde koordinat eksenine göre ayrı ayrı kod parçacıkları Ansys içerisinde aktarılmıştır ve Ansys Akışkanlar içerisindeki son iterasyonda hesaplanmış olduğu basınç dağılım değerlerine göre hesaplama yapıp Aerodinamik Merkez hesabı yapılmıştır. Bu kod çıktılarına göre 3 ekseninde bize değer belirlemiştir. Bu değerleri basınç değerlerine göre hesaplamıştır.

Tasarlanmış olan modelin doğrulanmasında kullanılan yöntem sistemin CL katsayısının tahmini olarak seçilmiştir. Akış içeren modellerde sistemin doğruluğunu tahmin edebilmek için farklı yöntemler mevcuttur. Bu çalışmada kullanılan yöntem ise kaldırma sabitinin tahmini olmuştur (23). Standart içerisinde seçilen kanat profilinin kaldırma katsayısı %2 ile 10 arasında doğruluk elde edilmiştir. Oluşan hata nedenleri ise kanat profilinin ve taşıdığı sistemin 3 boyutlu olarak modellenmesinden dolayı kaynaklanmaktadır. Literatür içerisindeki katsayılar 2 boyutlu değerlere göre hesaplanmıştır.

Sistemde kullanılan NACA 4412 kanat profilidir. Bu kanat profilinin belli hücum açılarındaki katsayılarını aşağıdaki ilgili adresten alınmıştır. Ansys içerisinde yapılan her bir analizde CL katsayısı hesaplanmıştır, bu değer hesaplanırken kullanılan değer Ansys Akışkanlar kısmında son iterasyon içerisinde hesaplandığı değer kabul edilmiştir ve hesaplanan katsayı da Tablo 5-2’de verilmiştir. Burada CL değerlerinin farklılıklar hücum açısı ile birlikte kanat altında bulunan bomba ve taşıyıcıdan dolayı olmaktadır. Literatür içerisinde yapılan çalışmalarda hesaplanan CL değeri 2 boyutlu hesaplamalar sonucunda oluşan değerlerdir. Bu çalışma içerisinde 3 boyut üzerinde çalışma gerçekleştirilmiştir. Kanat altında bomba ve taşıyıcısından dolayı da birebir aynı değeri bulunmamıştır.

Tablo 5-2: Aerodinamik Merkez, Ansys CL değeri ve NACA4412 Kanat Profilinin Literatür CL değerleri

Hücum açısı	Cx	Cy	Cz	Cl	NACA 4412(Cl)	
5	0.5877	-0.0311	-2.50200000	0.99886	1.02540	2000 mm
10	0.4917	0.0486	-2.41700000	1.33220	1.43170	
15	0.4911	0.0868	-2.27500000	1.55140	1.65850	
5	0.5939	-0.0347	-2.33000000	1.00070	1.02540	3000 mm
10	0.4873	0.0846	-2.23400000	1.55660	1.43170	
15	0.4880	0.0843	-2.23000000	1.55670	1.65850	
5	0.6117	-0.0836	-2.09400000	0.95181	1.02540	4000 mm
10	0.4873	0.0846	-2.23400000	1.54460	1.43170	
15	0.5175	0.0463	-2.12500000	1.58520	1.65850	

Şekil 5.8 ve 5.59 içerisinde Aerodinamik Merkezlerin Tablo 5 içerisindeki değerlerin görselleri mevcuttur. Bu görseller içerisinde Basınç dağılımları ile birlikte türbülans görünümleri de mevcuttur.

Bölüm 3 içerisinde modal analiz kısmında modal analizde doğal frekans hesabının bağlı olduğu parametreler verilmiştir. Sistemde toplamda 4 farklı mod mevcuttur. Bu modlar her bir analiz için çözülmüştür. Bu yüzden toplamda 9 adet farklı çözümler mevcuttur. Her bir çözümde 4 mod mevcuttur.

Tablo 5-3: Farklı Bomba Konumlarında ve Hücum Açılarında Sistemin Doğal Frekansı

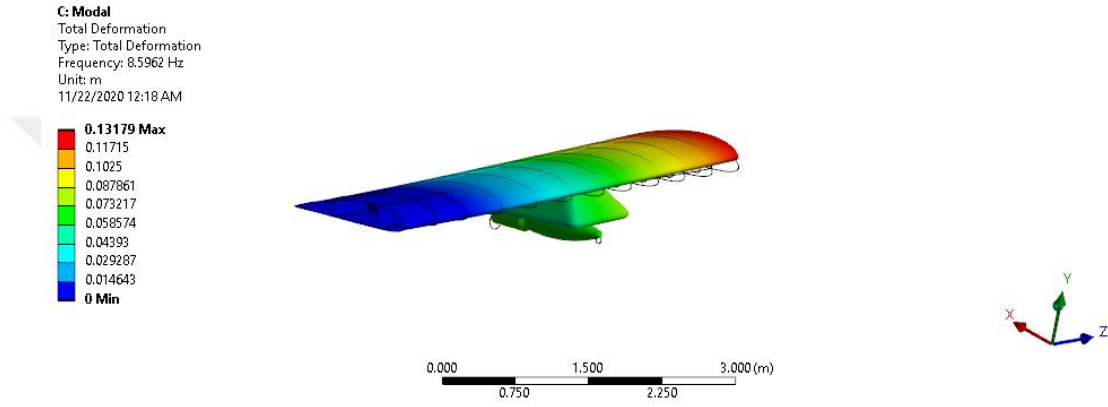
5 Derece				
	Mode1	Mode2	Mode3	Mode4
2000	9.896	37.579	45.248	52.446
3000	8.5958	34.447	45.947	51.744
4000	7.1885	29.835	45.269	48.384
10 Derece				
	Mode1	Mode2	Mode3	Mode4
2000	9.896	37.581	45.25	52.447
3000	8.5962	34.453	45.949	51.168
4000	7.1888	29.836	45.27	48.387
15 Derece				
	Mode1	Mode2	Mode3	Mode4
2000	9.896	37.584	45.249	52.447
3000	8.5962	34.453	45.849	51.155
4000	7.254	29.25	45.27	49.387

Şekil 5.4,5.5,5.6 ve 5.7 içerisinde 4 farklı Doğal Frekans aralıklarının görseli mevcuttur.

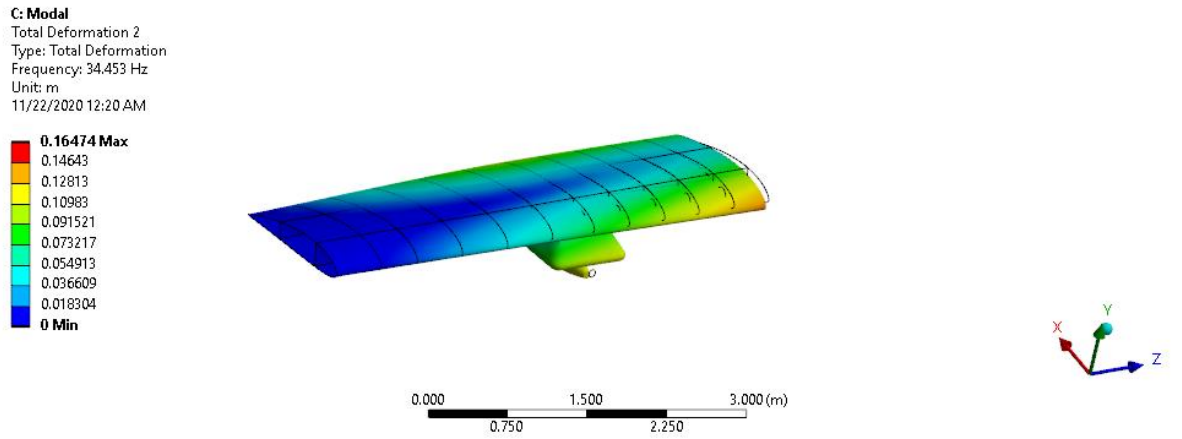
1.Doğal Frekansı içerisinde Eğilme Hareketi yapmaktadır.

2.Doğal Frekans içerisinde Burkulma Hareketi yapmaktadır.

3. ve 4. Doğal Frekans içerisinde Eğilme ve Burkulma Hareketi yapmaktadır.



Şekil 5.5: Mod 1-10 Derece 3000 mm



Şekil 5.6: Mod 2-10 Derece 3000 mm

C: Modal
 Total Deformation 3
 Type: Total Deformation
 Frequency: 45.949 Hz
 Unit: m
 11/22/2020 12:20 AM

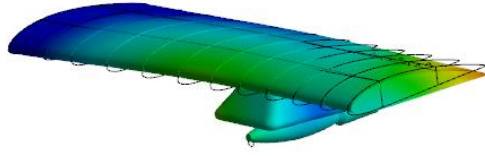
0.16919 Max
 0.15039
 0.13159
 0.11128
 0.093996
 0.075197
 0.056398
 0.037599
 0.018799
0 Min



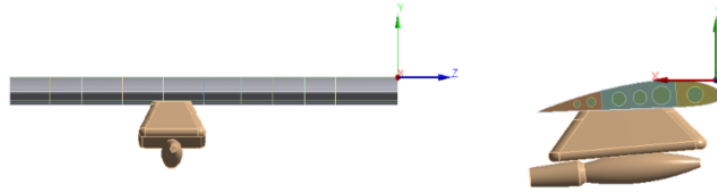
Şekil 5.7: Mod 3-10 Derece 3000 mm

C: Modal
 Total Deformation 4
 Type: Total Deformation
 Frequency: 51.168 Hz
 Unit: m
 11/22/2020 12:21 AM

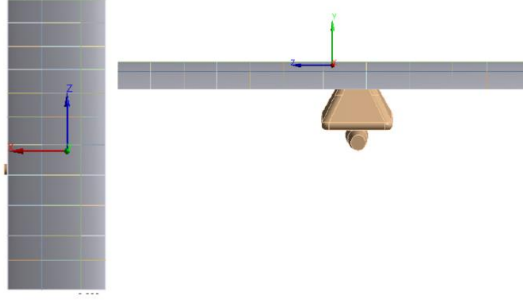
0.21998 Max
 0.19554
 0.17111
 0.14666
 0.12221
 0.097771
 0.073328
 0.048885
 0.024443
0 Min



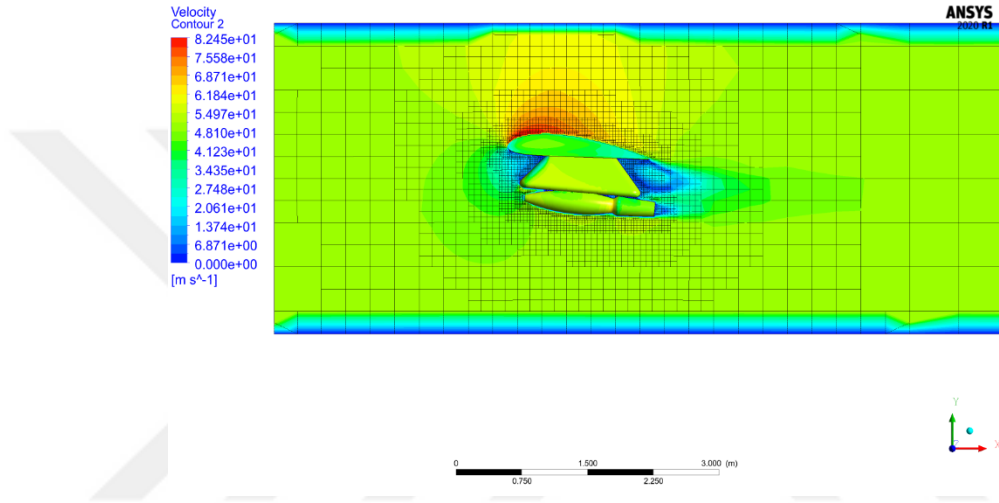
Şekil 5.8: Mod 4-10 Derece 3000 mm



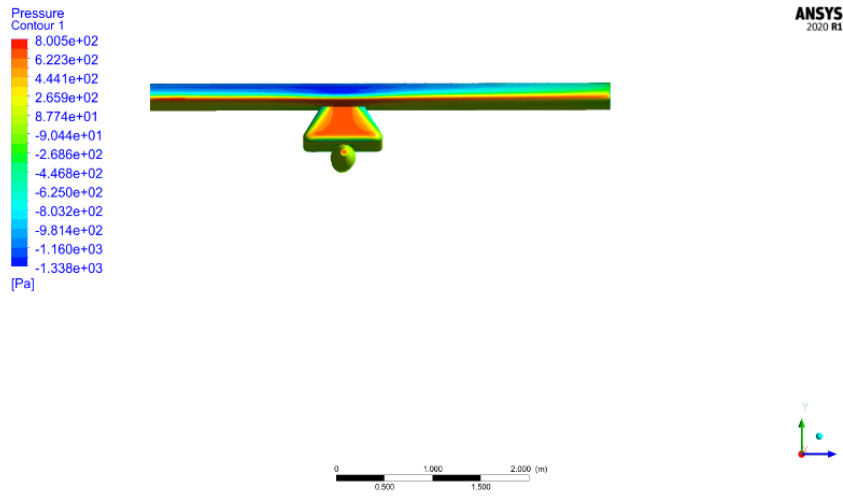
Şekil 5.9: 5 Derece Hücüm Açısı 2000 mm



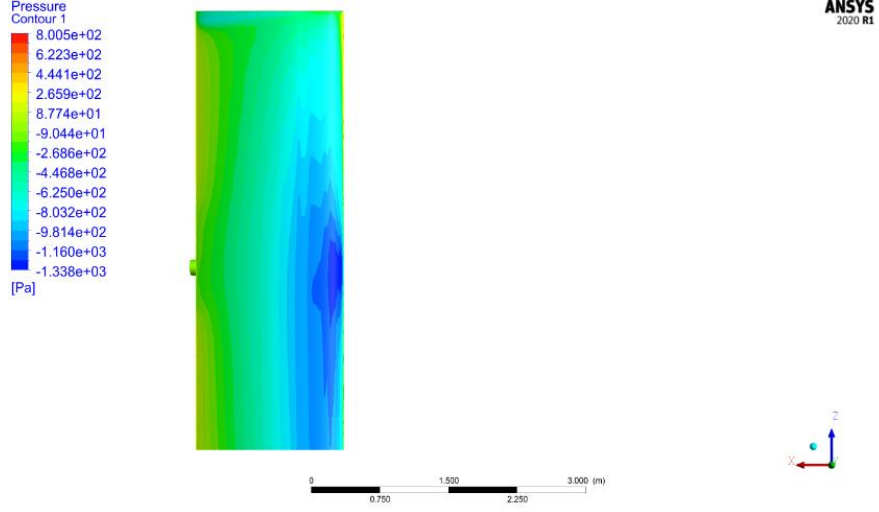
Şekil 5.10: 5 Derece Hücum Açısı Ve 2000 mm Aerodinamik Merkez



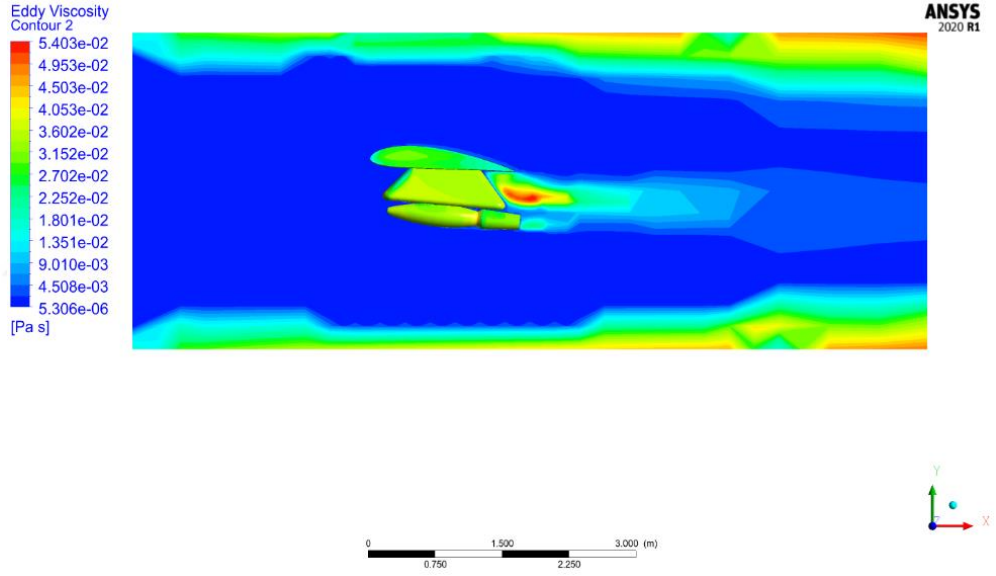
Şekil 5.11: 5 Derece Hücum Açısı Ve 2000 mm Hız Dağılımı



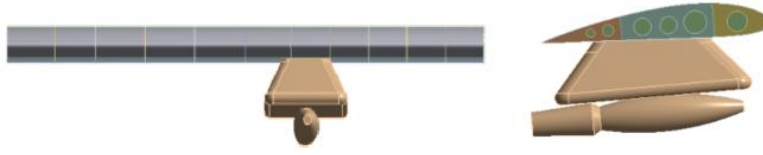
Şekil 5.12: 5 Derece Hücum Açısı Ve 2000 mm Basınç Dağılımı Ön Görünüş



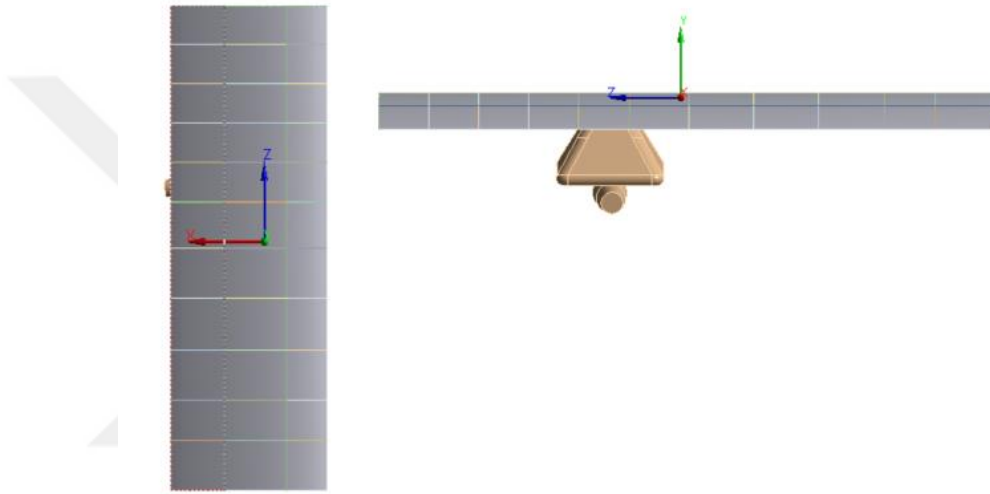
Şekil 5.13: 5 Derece Hücüm Açısı Ve 2000 mm Basınç Dağılımı Üst Görünüş



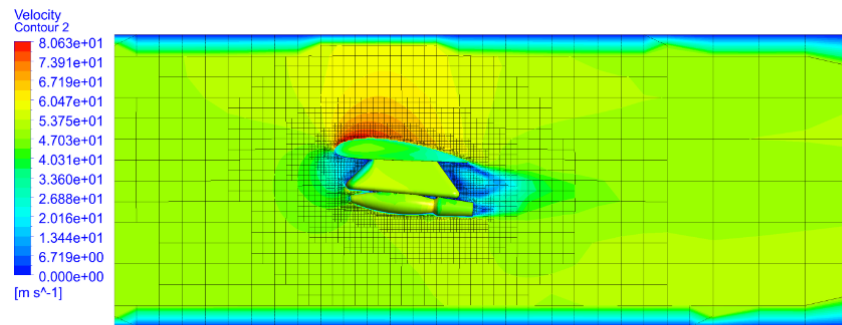
Şekil 5.14: 5 Derece Hücüm Açısı Ve 2000 mm Türbülans Görünümü



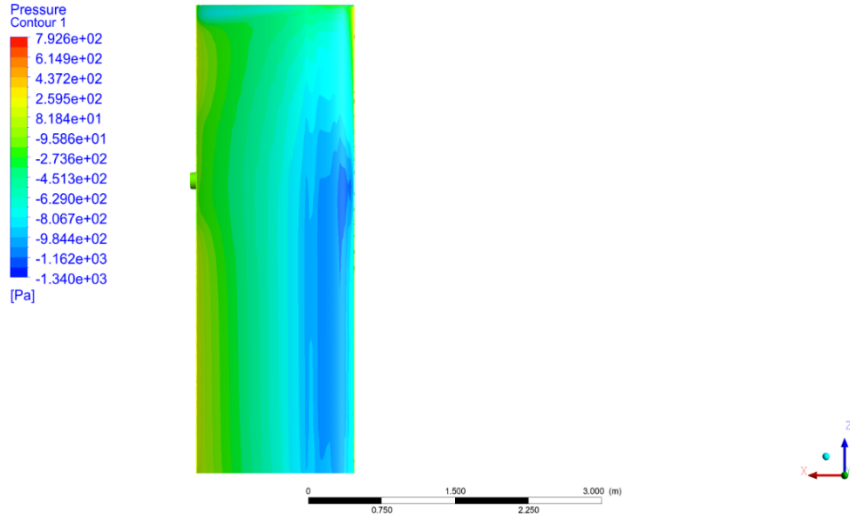
Şekil 5.15: 5 Derece Hücum Açısı 3000 mm



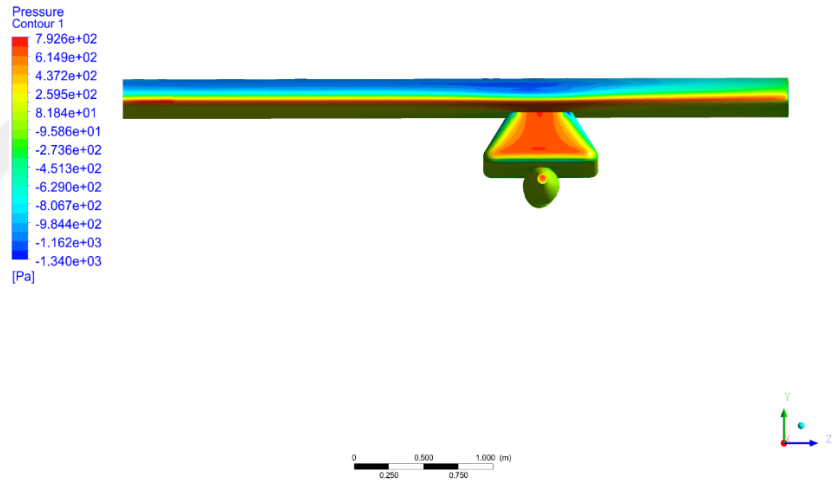
Şekil 5.16: 5 Derece Hücum Açısı 3000 mm Aerodinamik Merkez



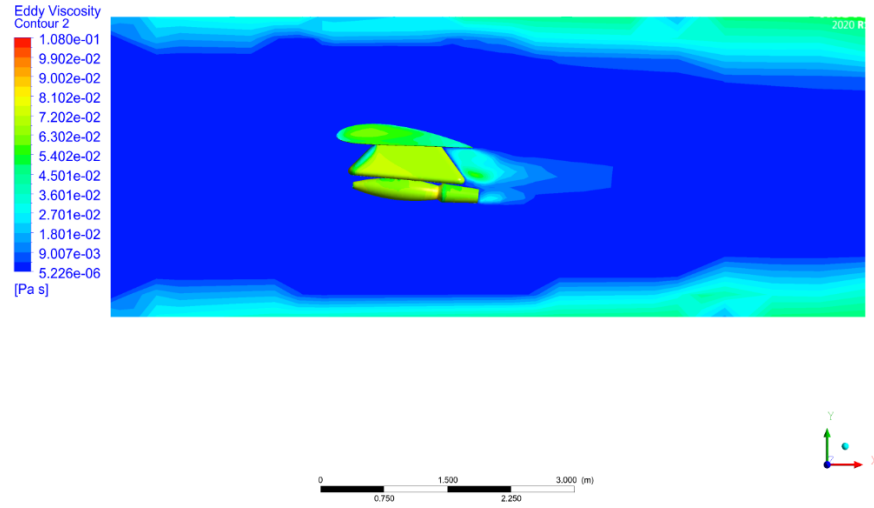
Şekil 5.17: 5 Derece Hücum Açısı 3000 mm Hız Düzlemi Ve Basınç Dağılımı Ağ Yapısı İle Birlikte



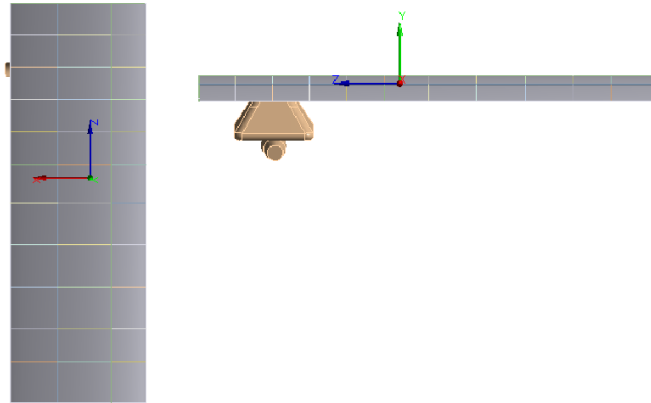
Şekil 5.18: 5 Derece Hücüm Açısı 3000 mm Basınç Dağılımı Üst Görünüş

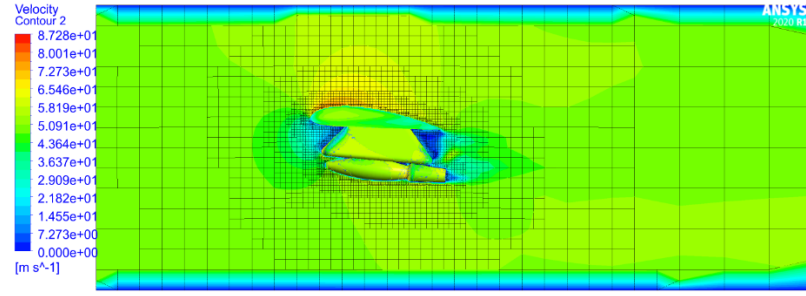


Şekil 5.19: 5 Derece Hücüm Açısı 3000 mm Basınç Dağılımı Ön Görünüş

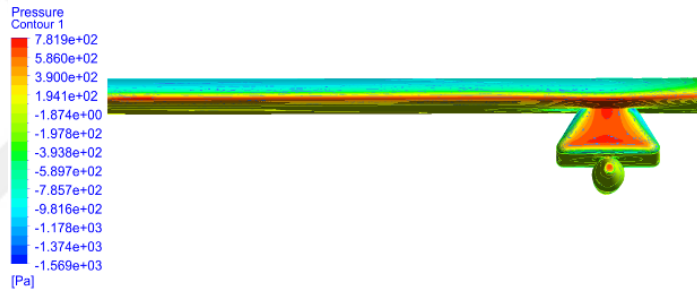


Şekil 5.20: 5 Derece Hücüm Açısı 3000 mm Türbülans

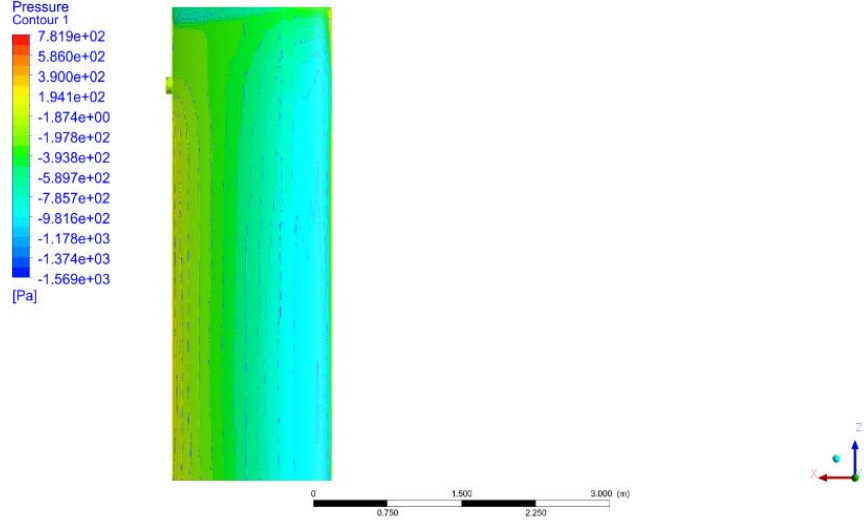




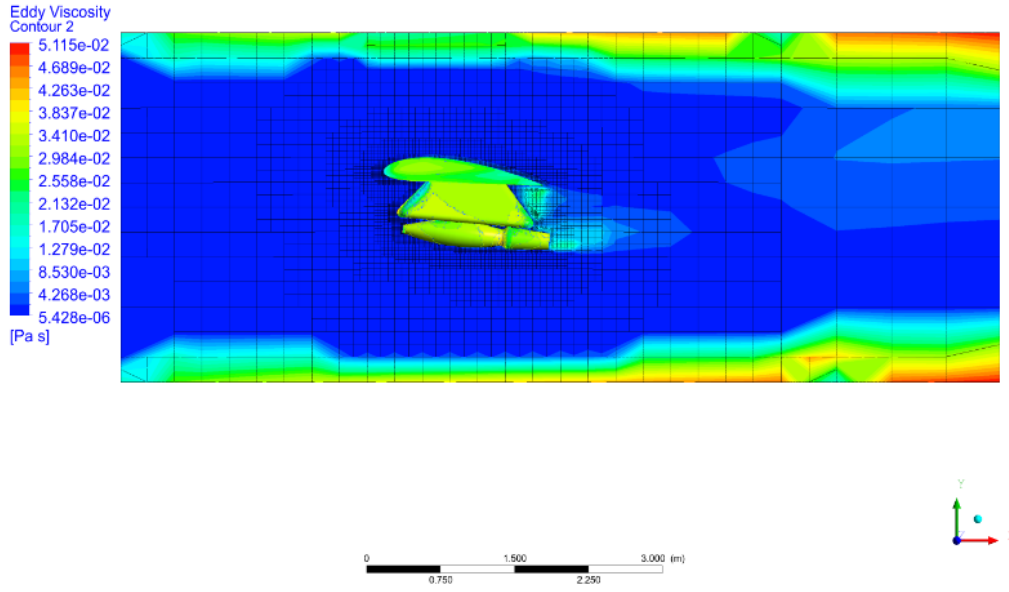
Şekil 5.23: 5 Derece Hücum Açısı 4000 mm Hız Düzlemi Ve Basınç Dağılımı Ağ Yapısı İle Birlikte



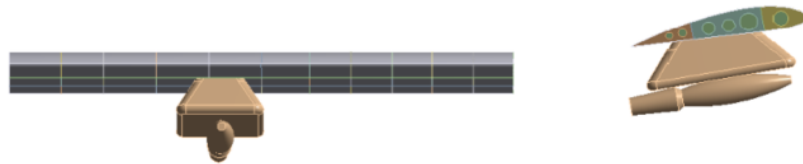
Şekil 5.24: 5 Derece Hücum Açısı 4000 mm Basınç Dağılımı Ön Görünüş



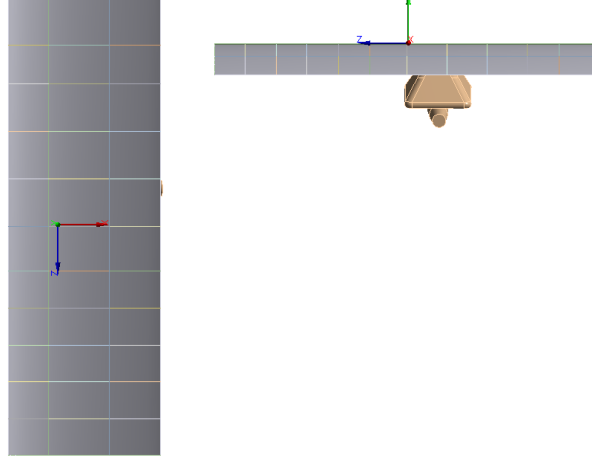
Şekil 5.25: 5 Derece Hücüm Açısı 4000 mm Basınç Dağılımı Üst Görünüş



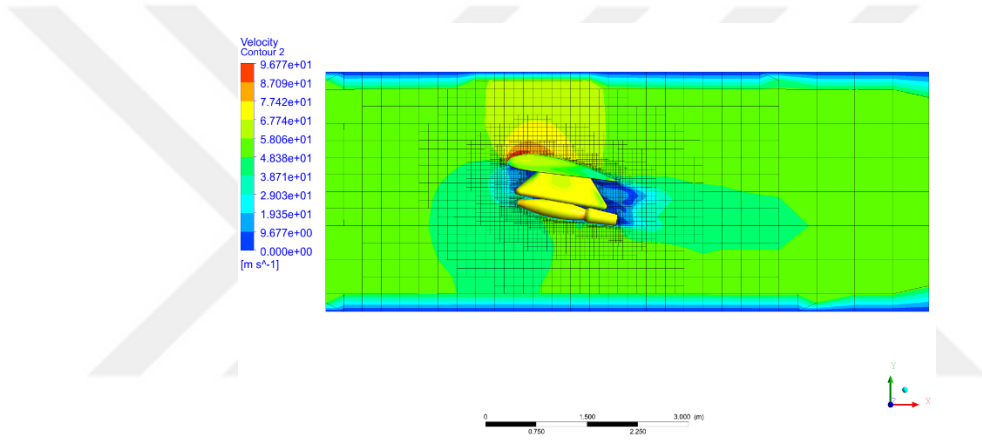
Şekil 5.26: 5 Derece Hücüm Açısı 4000 mm Türbülans Gösterimi



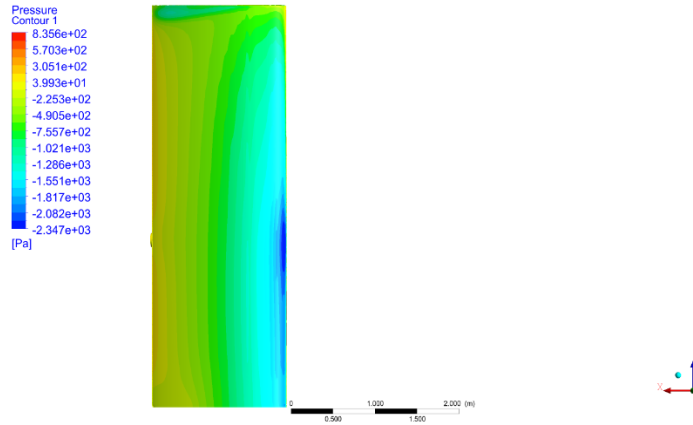
Şekil 5.27: 10 derece Hücüm Açısı 2000 mm



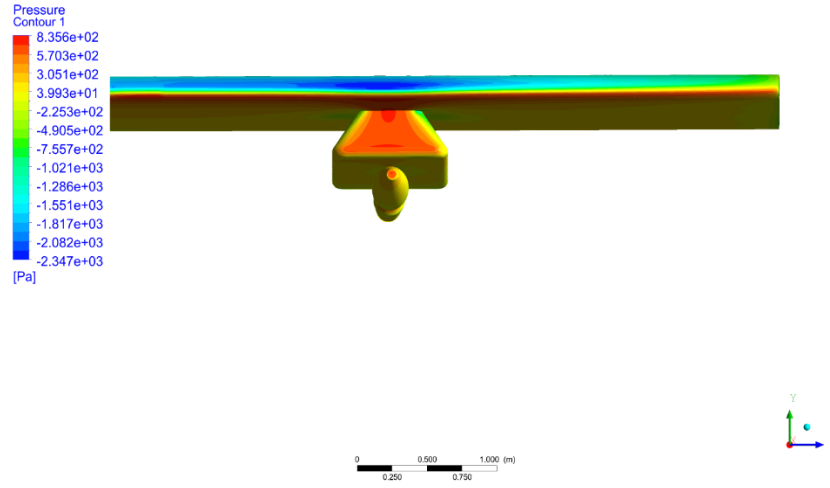
Şekil 5.28: 10 Derece Hücum Açısı Ve 2000 mm Aerodinamik Merkez



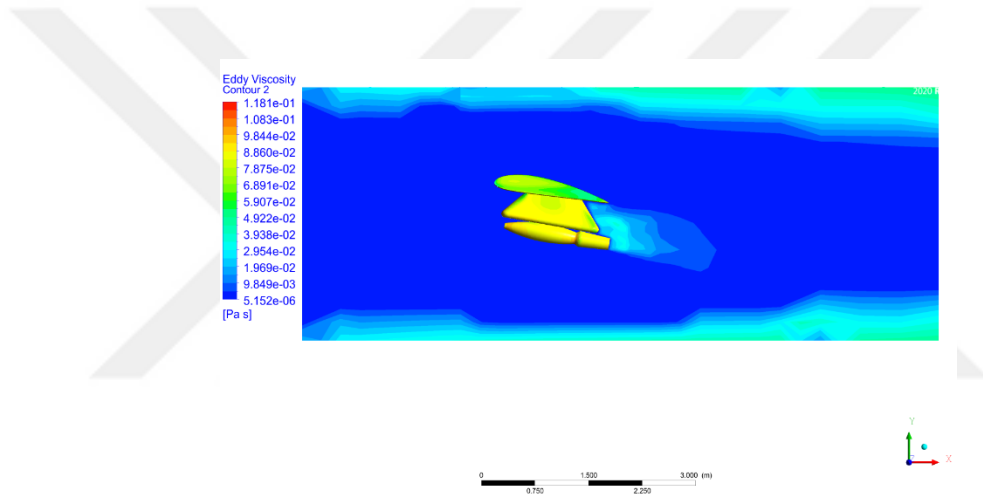
Şekil 5.29: 10 Derece Hücum Açısı Ve 2000 mm Hız Düzlemi İle Basınç Dağılımı Ağ Yapısı Birlikte



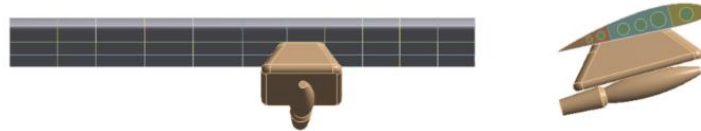
Şekil 5.30: 10 Derece Hücum Açısı Ve 2000 mm Basınç Dağılımı Üst Görünüş



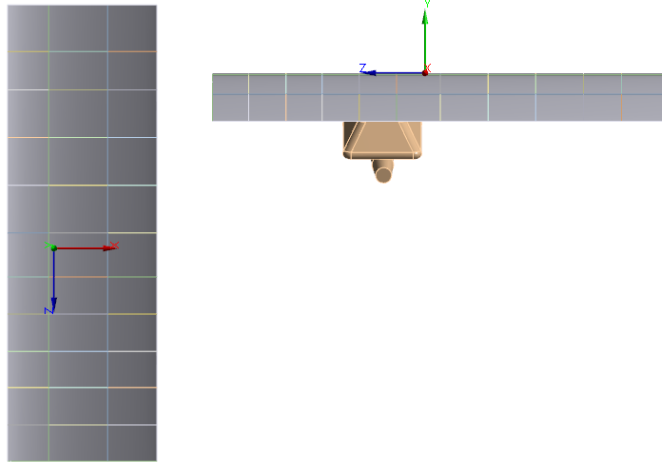
Şekil 5.31: 10 Derece Hücüm Açısı Ve 2000 mm Basınç Dağılımı Ön Görünüş



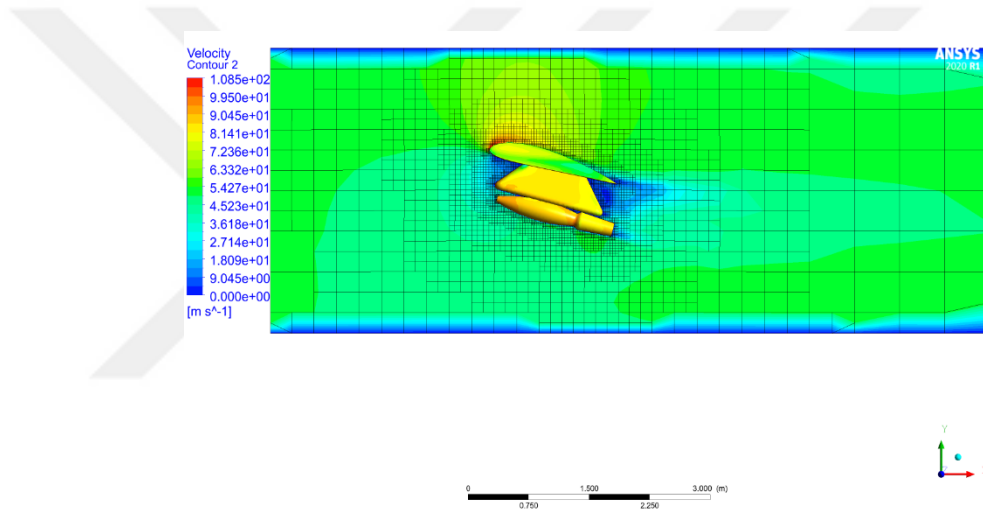
Şekil 5.32: 10 Derece Hücüm Açısı Ve 2000 mm Türbülans



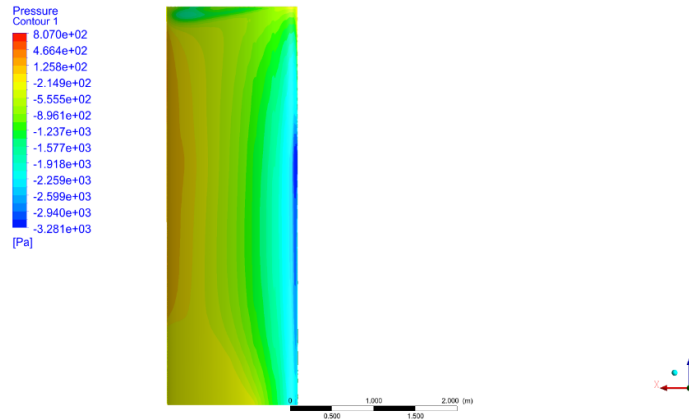
Şekil 5.33: 10 Derece Hücüm Açısı 3000 mm



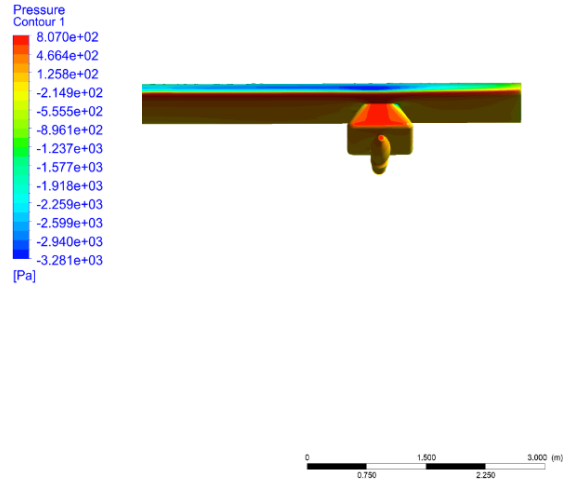
Şekil 5.34: 10 Derece Hücum Açısı 3000 mm Aerodinamik Merkez



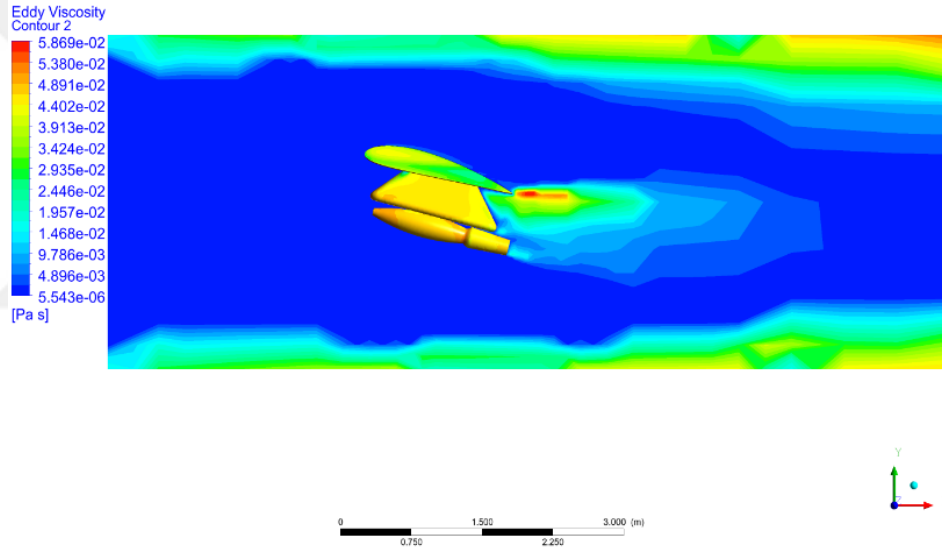
Şekil 5.35: 10 Derece Hücum Açısı 3000 mm Hız Düzlemi ve Basınç Dağılımı Ağ Yapısı İle Birlikte



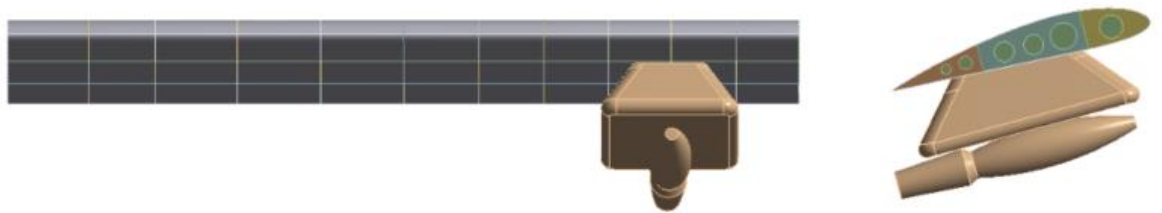
Şekil 5.36: 10 Derece Hücum Açısı 3000 mm Basınç Dağılımı Üst Görünüş



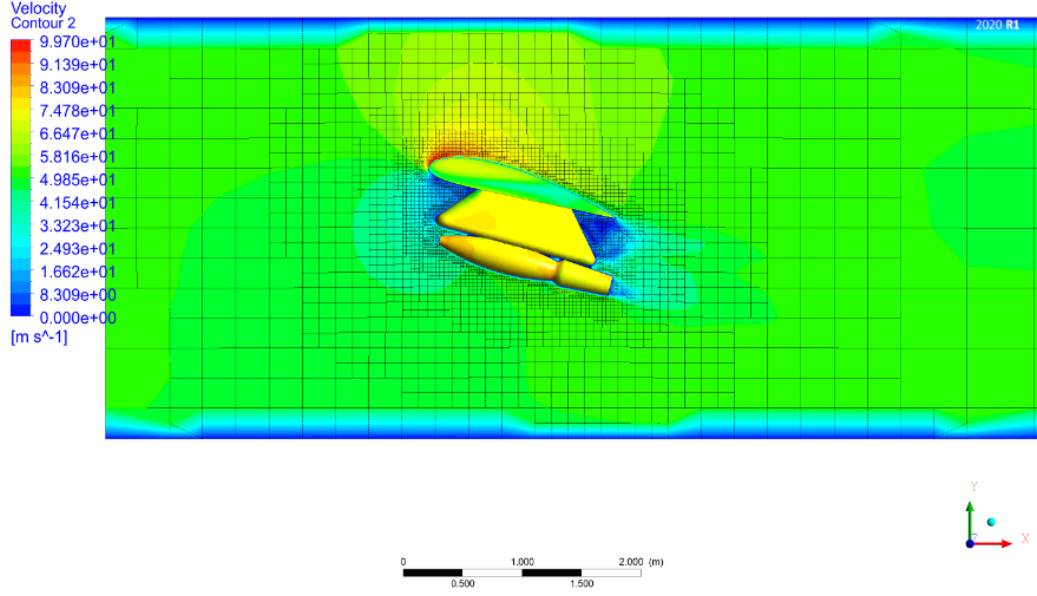
Şekil 5.37: 10 Derece Hücüm Açısı 3000 mm Basınç Dağılımı Ön Görünüş



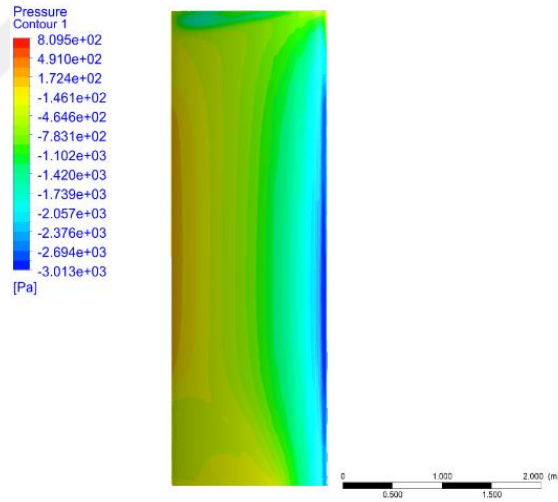
Şekil 5.38: 10 Derece Hücüm Açısı 3000 mm Türbülans



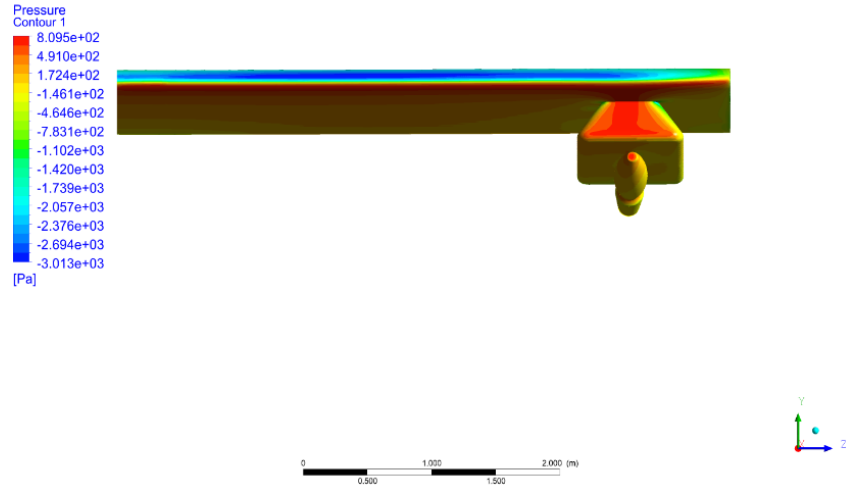
Şekil 5.39: 10 derece 4000 mm



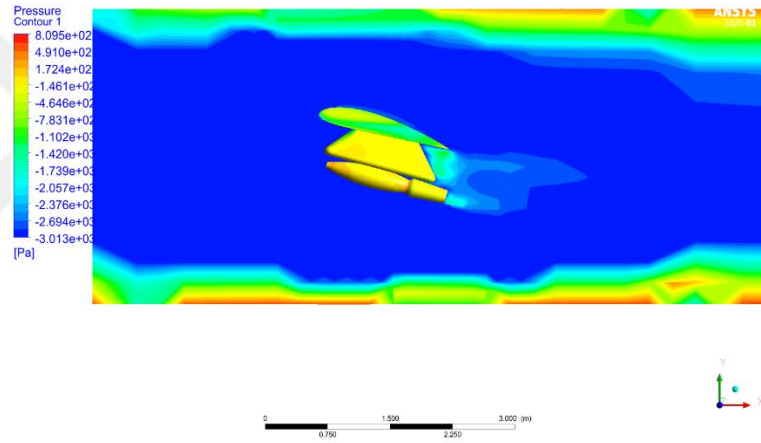
Şekil 5.40: 10 Derece Hücum Açısı ve Taşıyıcı Konumu 4000 mm Hız Düzlemi Ve Basınç Dağılımı Ağ Yapısı İle Birlikte



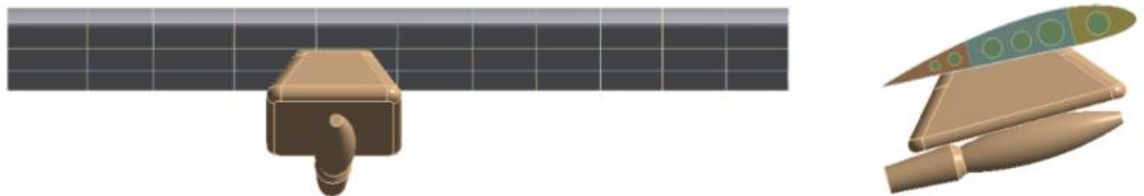
Şekil 5.41: 10 Derece Hücum Açısı ve taşıyıcı konumu 4000 mm Basınç Dağılımı Üst Görünüş



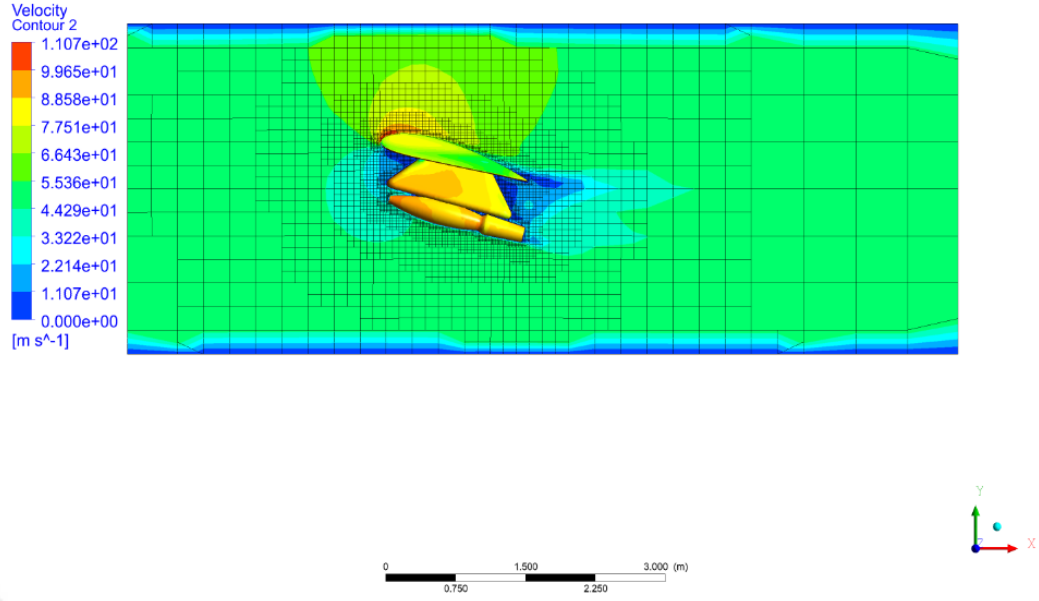
Şekil 5.42: 10 Derece Hücum Açısı Ve Taşıyıcı Konumu 4000 mm Basınç Dağılımı Ön Görünüş



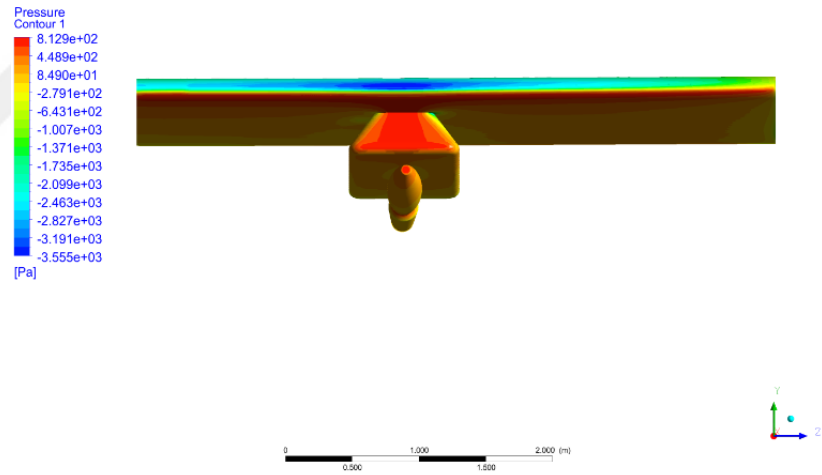
Şekil 5.43: 10 Derece Hücum Açısı Ve Taşıyıcı Konumu 4000 mm Türbülans



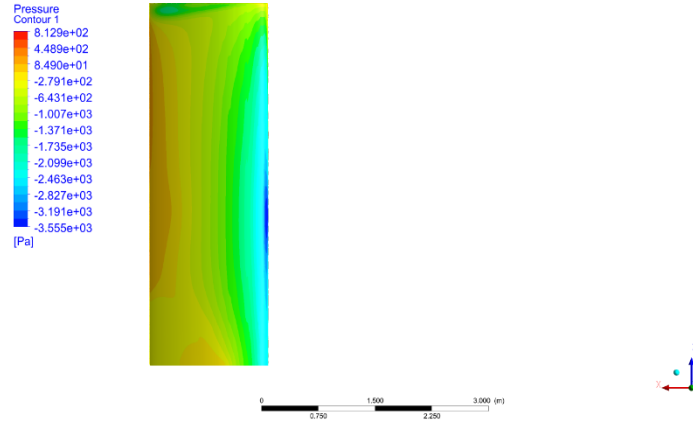
Şekil 5.44: 15 Derece Hücum Açısı 2000 mm



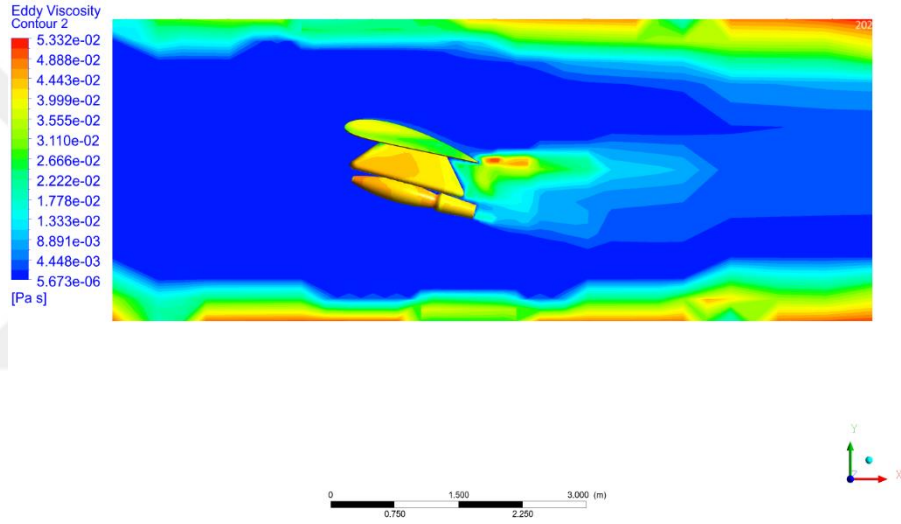
Şekil 5.45: 15 Derece Hücüm Açısı 2000 mm Hız Düzlemi Ve Basınç Dağılımı Ağ Yapısı İle Birlikte



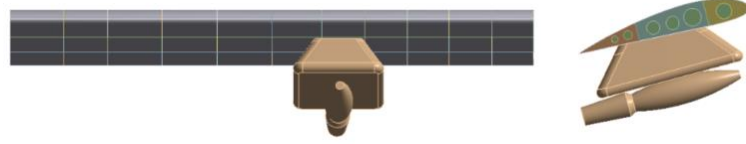
Şekil 5.46: 15 Derece Hücüm Açısı 2000 mm Basınç Dağılımı Ön Görünüş



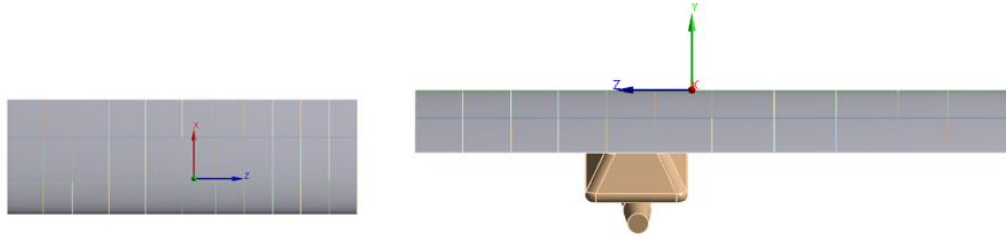
Şekil 5.47: 15 Derece Hücüm Açısı 2000 mm Basınç Dağılımı Ön Görünüş



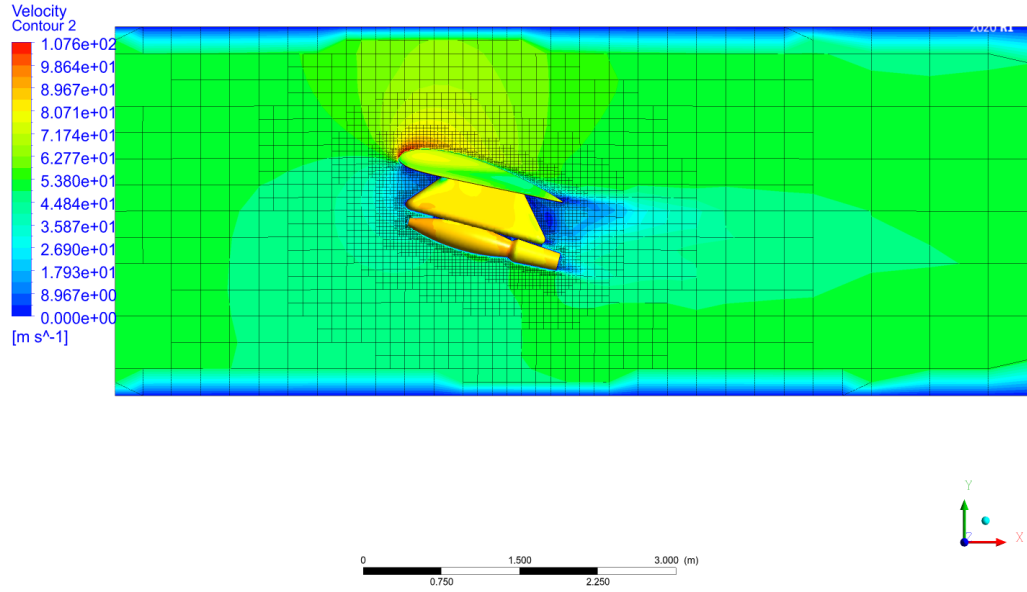
Şekil 5.48: 15 Derece Hücüm Açısı 2000 mm Türbülans



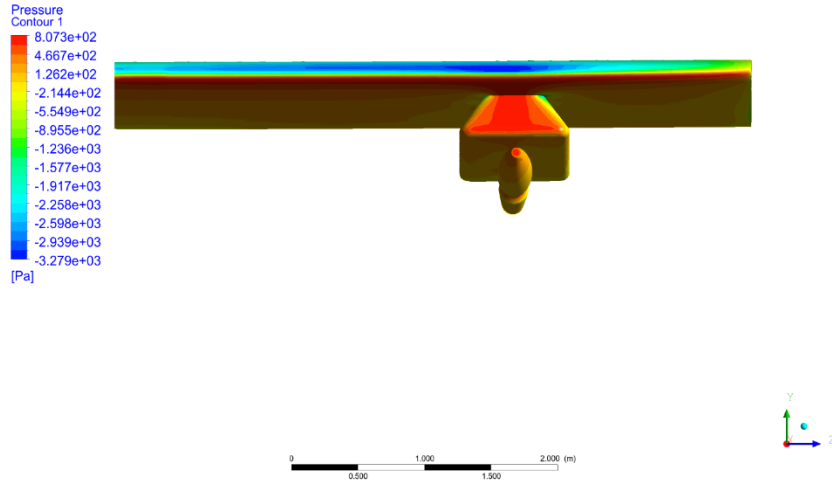
Şekil 5.49: 15 Derece Hücum Açısı 3000 mm



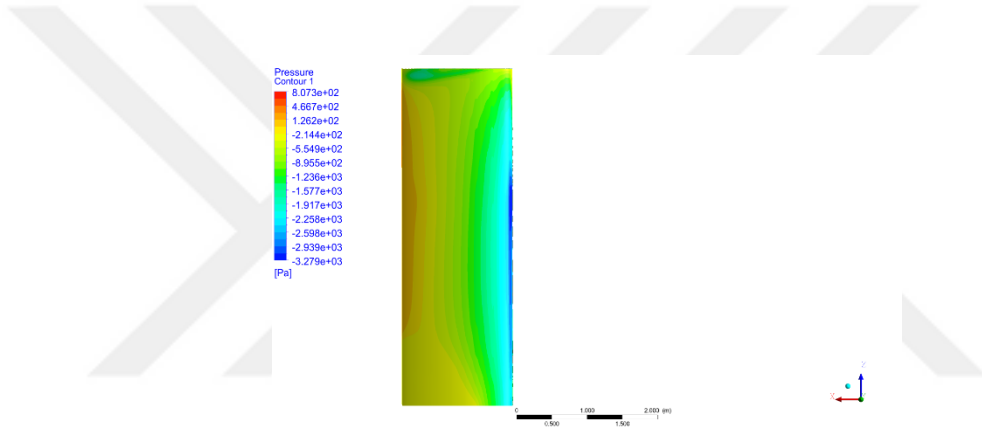
Şekil 5.50: Aerodinamik Merkez



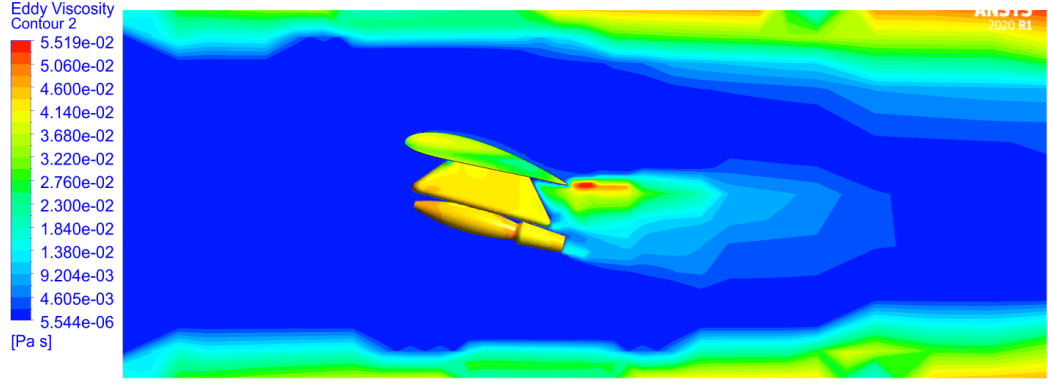
Şekil 5.51: Hız Düzlemi Ve Basınç Dağılımı Ağ Yapısı İle Birlikte



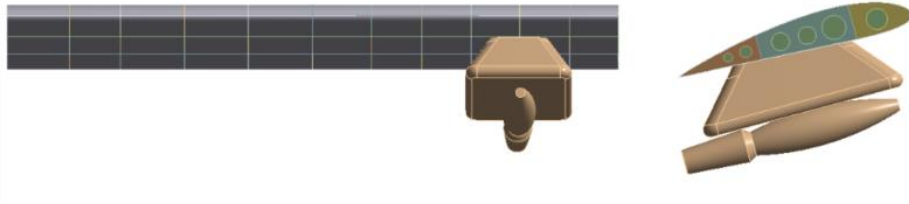
Şekil 5.52: Basınç Dağılımı Ön Görünüş



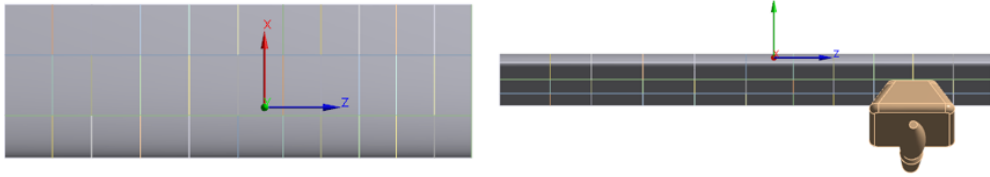
Şekil 5.53: Basınç Dağılımı Üst Görünüş



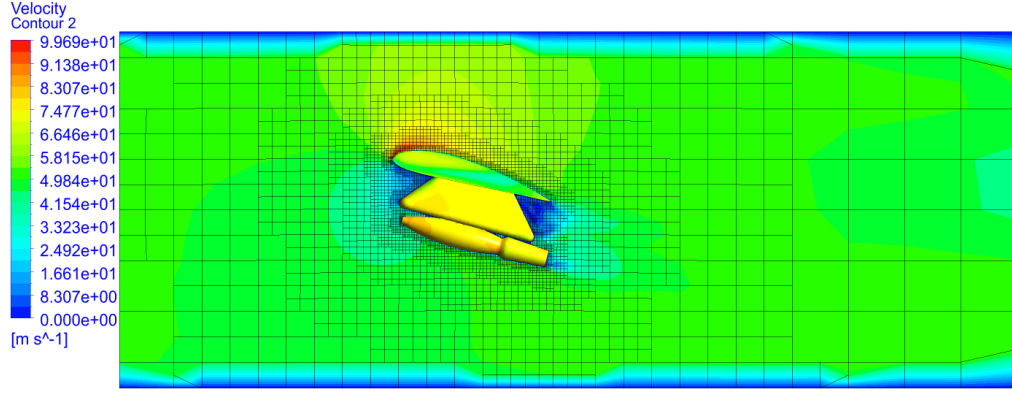
Şekil 5.54: Türbülans



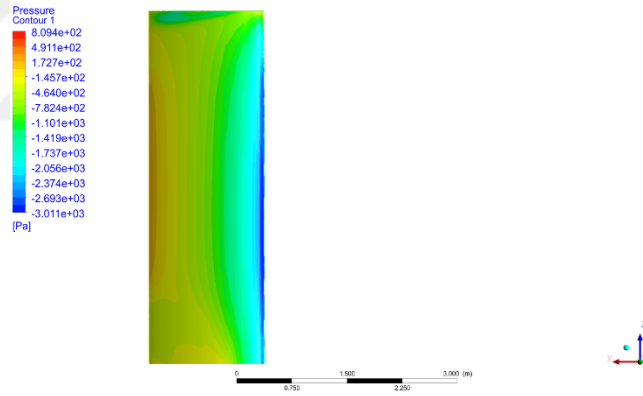
Şekil 5.55: 15 derece Hücüm Açısı 4000 mm



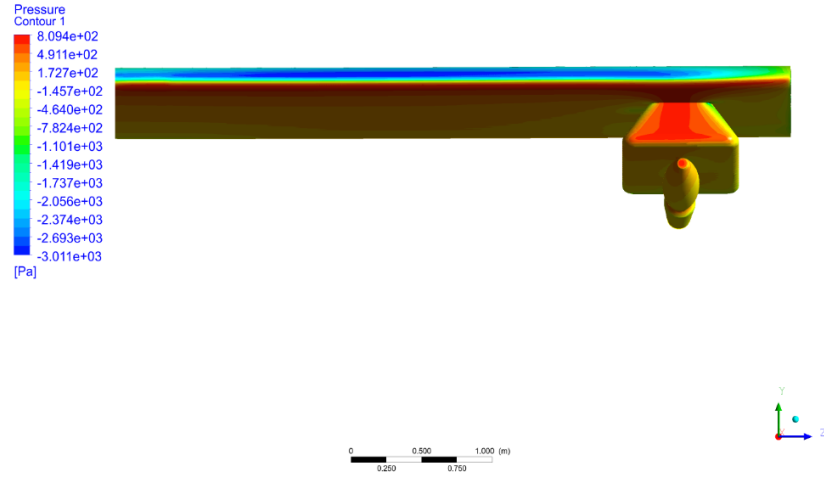
Şekil 5.56: Aerodinamik Merkez



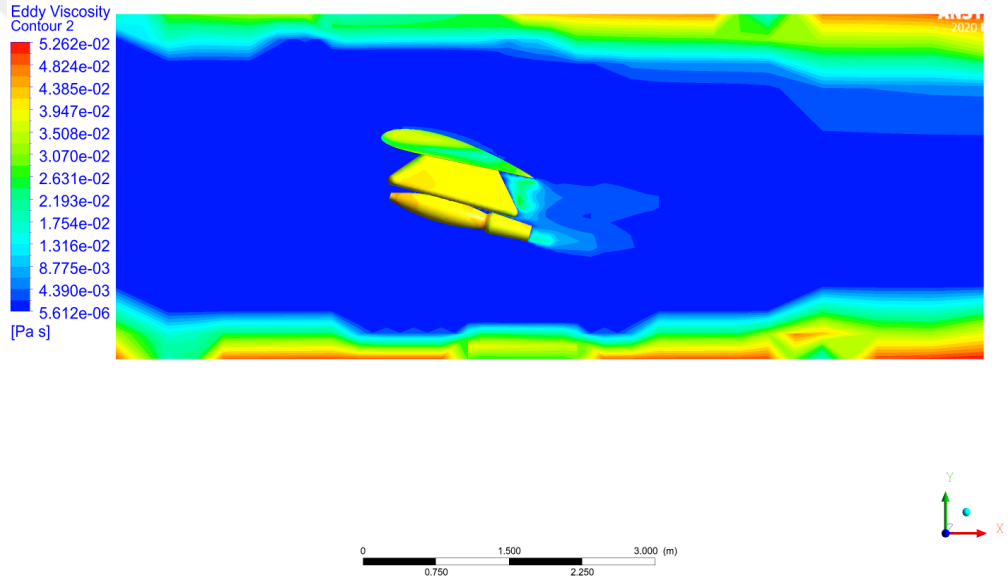
Şekil 5.57: Hız Düzlemi Ve Basınç Dağılımı Ağ Yapısı İle Birlikte



Şekil 5.58: Basınç Dağılımı Üst Görünüş



Şekil 5.59: Basınç Dağılımı Ön Görünüş



Şekil 5.60: Türbülans

6.SONUÇLAR VE ÖNERİLER

6.1 Sonuçlar

Bu tez çalışmasında ses altı hızlarda uçak kanatlarının yapısal ve akışkan olarak birlikte incelenerek Ansys Yapı Akışkan Etkileşimi ile modellenerek bomba ve taşıyıcının konumlarının farklı yerlerde sistemin titreşim davranışları incelenmiştir. Akışkan sistemler içerisinde Navier- Stokes denklemleri, yapısal kısım içerisinde ise Sonlu elemanlar metodu ile denklemler çözülerek her bir iterasyon içerisinde bilgi alış-verişi ile 2 yollu YAE metodolojisi ile analizler gerçekleştirilmiştir. Bu çözümleri analitik olarak doğrulama imkânı olmadığından dolayı model içerisinde hesaplanmış olan hücum açısına bağlı olan Kaldırma Katsayısı ile doğrulanmıştır. Akışkan model içerisinde akış durumları kontrol edilmiştir. Enerji korunumu ilkeleri temel alınarak çalışmaların kontrolü de yapılmıştır.

Bu tez çalışmasında akışkanlar içerisinde kullanılan iterasyon 250-350 aralığında değişiklik gösterilmiştir. Burada iterasyon sayısının artması süper bilgisayar özellikleri istediğinden ve bir analizin çok fazla zaman çözüm süresi istemesinden dolayı bu değerler içerisinde alınmıştır. Analiz sonuçlarında katsayılar kontrol edilmiş ve hatalı sonuç durumunda gerek ağ-yapıları gerek iterasyon sayısı değiştirilerek doğrulukları gerçekleştirilmiştir.

9 farklı analiz gerçekleştirilmiş olup her bir analizin sonuçları incelenmiştir.

Yapılan analizler içerisinde bilgisayar destekli analiz programları doğrultusunda farklı hücum açıları ve bomba ile taşıyıcının konumuna göre aşağıdaki bulgular elde edilmiştir.

- Hücum açısı arttıkça sistemin frekans ve toplam yer değiştirme genliği artmaktadır.
- Bomba ve taşıyıcının konumu kanat üzerinde sabit noktadan uzaklaştıkça sistemin frekansı düşmektedir. Tüm hücum açıları içerisinde de aynı durum gözlenmiştir.
- Sistem içerisinde hücum açısı arttıkça aynı faydalı yük konumu için sistemin durağan durum içerisindeki yer değiştirmeleri ve titreşim sistemi bakımından farklılıklar gözükmemektedir. Ama yapılan çalışmalar sonucunda bu değerler faydalı yükün konumu 3000 ve 4000 mm iken hücum açısında bir değere kadar

değişim gözlemlemektedir. O değerden sonra değişimler olmamaktadır. Kararlı durum noktaları ve titreşimin genlik , frekanslarında aynı olmaktadır.

- Sistem üzerinde Cl katsayısı sabiti %2 ile 10 arasında doğruluk ile elde edilmiştir.
- En uygun ağ yapısı olarak bu sistemde CutCELL ağ yağısı yöntemi kullanılmıştır.

Bu tez çalışması içerisinde, NACA4412 kanat profili içerisine Bomba ve Taşıyıcısı ile birlikte modellenen etrafındaki akışkanın değişimine bağlı olarak Ses-altı Uçuş Hızlarında sistemin titreşim yapısı incelenmiştir. Farklı hücum açılarında ve farklı bomba ve taşıyıcının yerleri ile nümerik sonuçlar elde edilerek literatüre aktarılmıştır. Sistem içerisinde HAD yöntemi ve Yapısal yöntemler birlikte kullanılarak ikisinin de çıktıları birbirine girdi olacak şekilde bir yapı kurulmuştur. Kanat altından Kullanım alanlarına göre farklılık gösterilen yerlerde bomba ve taşıyıcının farklı konumlarda akış kaynaklı oluşacak yapısal özellikleri belirtilmiştir.

6.2 Öneriler

Zaman-Toplam Yer değiştirme genliği davranışları incelendiği zaman 2000 mm iken sistemin kararlı durum noktaları farklıdır fakat 3000 ve 4000 mm iken sistemin kararlı durum noktaları da aynı değerlerde olmaktadır. Bu çalışmaların aynısı 5,6,7,8,9 ve 10 derece için yapılırsa sistemin hangi noktadan sonra hücum açısının etkisinin olmadığını çalışması yapılabilir.

Rüzgar tüneli ile yapılan çalışmalar ile bu tez içerisinde yapılan simülasyonlar doğrulanarak gerçeğe ne kadar uygunlaştığı ya da gerçekten farklılıkları var ise hangi noktalarda ayrıştığı bu modelleme içerisinde yapılan kabul parametrelerinin hangilerinin hatalı olduğu konularında çalışmalara devam edilebilir. Böylece bu kanat profili üzerinde herhangi bir mühimmat entegresinde sistem davranışları daha kısa sürede ve az maliyet ile gerçekleştirilir.

7. REFERANSLAR

1. Zahm, A.F. and Bear, R.M., "A Study of Wing Flutter," NACA Rept. 285, 1929.
2. Coleman, R. P., "The Frequency of Torsional Vibration of a Tapered Beam," NACA Technical Note No. 697, 1939.
3. Theodorsen, T. and Garrick, I. E., "Mechanism of Flutter A Theoretical and Experimental Investigation of the Flutter Problem," NACA Rept. No. 685, 1940.
4. Theodorsen, T. and Garrick, I. E., "Flutter Calculations in Three Degrees of Freedom," NACA Rept. No. 741, 1942.
5. Barmby, J.G., Cunningham, H.J. and Garrick, I.E., "Study of Effects of Sweep on the Flutter of Cantilever Wings," NACA Rept. No. 1014, 1951.
6. Bursnall, W.J., "Initial Flutter Tests in the Langley Transonic Blowdown Tunnel and Comparison with Free-Flight Flutter Results," NACA RM L52K14, 1953.
7. Herrera, R. and Barnes, R.H., "An Experimental Investigation of the Flutter of Several Wings of Varying Aspect Ratio, Density, and Thickness Ratio at Mach Numbers from 0.60 to 1.10," NACA RM A54A29, 1954.
8. Tuovila, W.J. and McCarty, J.L., "Experimental Flutter Results for Cantilever Wing Models at Mach Numbers up to 3.0," NACA RM L55E11, 1955.
9. Yates, E.C., "Calculation of Flutter Characteristics for Finite Span Swept or Unswept Wings at Subsonic and Supersonic Speeds by a Modified Strip Analysis," NACA RM L57L10, 1958.
10. Fralich, R.W. and Hedgepeth, J.M., "Flutter Analysis of Rectangular Wings of Very Low Aspect Ratio," NACA TN 4245, 1958.
11. Unangst, J.R. and Jones, G.W., "Some Effects of Sweep and Aspect Ratio on the Transonic Flutter Characteristics of a Series of Thin Cantilever Wings Having a Taper Ratio of 0.6," NASA TN D-1594, 1963.
12. Shirk, M.H. and Olsen, J.J., "Recent Panel Flutter Research and Applications," AGARD Report 475, 1963.
13. Manual on Aeroelasticity, General Editor R. Mazet, AGARD Publications, 1968.

14. Pollock, S.J., Sotomayer, W.A., Huttshell, L.J. and Cooley, D.E., "Evaluation of Methods for Prediction and Prevention of Wing/Store Flutter," J.Aircraft, Vol.19, No.6, 1982, pp.492-498.
15. Yates, E.C., "AGARD Standard Aeroelastic Configurations for Dynamic Response I-Wing 445.6," AGARD Rept. No. 765, 1985.
16. Lee-Rausch, E.M. and Batina, J.T., "Calculation of AGARD Wing 445.6 Flutter Using Navier-Stokes Aerodynamics," AIAA Paper No. 93-3476, 1993.
17. De Baets, P.W.G., Battoo, R.S. and Mavris, D.N., "Aeroelastic Analysis of a Composite Wingbox with Varying Root Flexibility," AIAA-2000-1623, 2000.
18. Hasan, M., "Multidisciplinary Design and Optimization of a Composite Wing Box," METU, 2003.
19. Bisplinghoff, R.L., Ashley, H. and Halfman, R.L., "Aeroelasticity," Dover Publications, Inc., 1955.
20. Neill, D. J., Herendeen, D. L. and Venkayya, V. B., "ASTROS Enhancements, Volume III – Theoretical Manual," AFWAL-TR-96-3006, Vol. 3, 1996.
21. Moosavi, M.R., Naddaf Oskouei, A.R. and Khelil, A., "Flutter of Subsonic Wing," Thin-Walled Structures, Volume 43, Issue 4, April 2005, Pages 617-627
22. Weisshaar, T.A., "Aeroelasticity's Role in Innovative UAV Design and Optimization".
23. Mustafa Yılmaz, Hasan Koten, Erkan Çetinkaya, Ziya Coşar, "A comparative CFD analysis of Naca 0012 and Naca 4412 airfoils Journal of Energy Systems, 2018.
24. Rabii El Maani , Bouchaïb Radi and Abdelkhalak El Hani, "Rabii El Maani 1,2, ID , Bouchaïb Radi 1 and Abdelkhalak El Hani", 2017.
25. Theodorsen ,T., "General Theory of Aerodynamic Instability and the Mechanism of Flutter," NACA Rept. 496, 1949.
26. Ali D.,Meral B., " Free Vibration Analysis Of An Aircraft Wing By Considering As a Cantilever Beam",Selçuk Univ.2019

27. Onur Ozan, K., “Duvar Fonksiyonlu k - ε Türbülans Modelinin Paralel Navier-Stokes Çözücüsünde Uygulanması,” V. Ulusal Havacılık Ve Uzay Konferansı, UHUK, 2014.
28. Tennekes ,H. ve Lumley, J. L., 1972. A First Course in Turbulence, the MIT Press. Wilcox, D. C., 1994. Turbulence Modeling for CFD, DCW Industries Inc.
29. Bredberg, J., 2000. On the Wall Boundary Condition for Turbulence Models, Internal Report 00/4, Department of Thermo and Fluid Dynamics, Chalmers University of Technology.

