



**YÜKSEK HÜCUM AÇILARINDA
AERODİNAMİK VE GİRDAP KESTİRİMİ**

Doktora Tezi

Murat AYAR

Eskişehir 2023

YÜKSEK HÜCUM AÇILARINDA AERODİNAMİK VE GİRDAP KESTİRİMİ

Murat AYAR

Doktora Tezi

Uçak Gövde Motor Bakım Anabilim Dalı

Danışman: Prof. Dr. T. Hikmet KARAKOÇ

Eskişehir

Eskişehir Teknik Üniversitesi

Lisansüstü Eğitim Enstitüsü

Haziran 2023

Bu tez çalışması BAP Komisyonu tarafından kabul edilen 21DRP050 no.lu proje kapsamında desteklenmiştir.

JÜRİ VE ENSTİTÜ ONAYI

Murat AYAR'ın YÜKSEK HÜCUM AÇILARINDA AERODİNAMİK VE GİRDAP KESTİRİMİ başlıklı çalışması 16/06/2023 tarihinde aşağıdaki jüri tarafından değerlendirilerek “Eskişehir Teknik Üniversitesi Lisansüstü Eğitim-Öğretim ve Sınav Yönetmeliği”nin ilgili maddeleri uyarınca, Lütfen doldurunuz Anabilim dalında Lütfen seçiniz Tezi olarak kabul edilmiştir.

<u>Jüri Üyeleri</u>	<u>Unvan Adı Soyadı</u>	<u>İmza</u>
Üye	: Doç. Dr. Ahmet Ozan ÇELİK	
Üye	: Doç. Dr. Selçuk EKİCİ	
Üye	: Dr. Öğr. Üyesi Musa ÖZKAN	
Üye	: Dr. Öğr. Üyesi Elif KORUYUCU	
Üye	: Dr. Öğr. Üyesi Ali Haydar ERCAN	

Prof. Dr. Semra KURAMA

Lisansüstü Eğitim Enstitüsü Müdürü

16/06/2023

DANIşMAN ONAYI

Danişmanlığını yürüttüğüm doktora ğrencisi Murat AYAR, YÜKSEK HÜCUM AÇILARINDA AERODİNAMİK VE GİRDAP KESTİRİMİ başlıklı tez çalışmasını tamamlamıştır. Hazırlamış olduğu tez tarafımca incelenmiş ve öğrencinin tez savunma sınavına alınması bilimsel ve etik açıdan uygun görülmüştür.

Tez Danişmanı

Prof. Dr. T. Hikmet KARAKOÇ

ÖZET

YÜKSEK HÜCUM AÇILARINDA AERODİNAMİK VE GİRDAP KESTİRİMİ

Murat AYAR

Uçak Gövde Motor Bakım Anabilim Dalı

Eskişehir Teknik Üniversitesi, Lisansüstü Eğitim Enstitüsü, Haziran 2023

Danışman: Prof. Dr. T. Hikmet KARAKOÇ

Uçakların operasyonları, karmaşık bir üç boyutlu ortamda gerçekleştirilir ve aerodinamik prensiplerin doğru uygulanması, performans, güvenlik ve verimlilik açısından büyük önem taşır. Uçaklar uçuşlarını gerçekleştirirken farklı manevralar yapmak zorundadır. Uçaklar hareket eksenlerine bağlı olarak manevra kabiliyetlerine sahiptir. Uçuş fazına ve istikamet hedefine göre aynı anda bir veya birden fazla manevra gerçekleştirilmesi gerekmektedir. Yüksek hücum açılarındaki akışlar kaotik aerodinamik olayların en çok meydana geldiği durumdur. Bu çalışmada bir kanat profilinin farklı hücum açılarında ve farklı hızlardaki aerodinamik özellikleri araştırılmıştır. Bu amaçla öncelikle deneysel bir düzenek tasarlanmış daha sonra hesaplamalı akışkanlar dinamiği analizleri ile farklı senaryolardaki akışlar için basınç dağılımları, hız dağılımları, girdap profilleri ve türbülans enerjilerinin dağılımları incelenmiştir. Bu sonuçlar incelendiğinde, girdap oluşumlarının ve türbülans enerjilerinin yoğunluğunda hücum açısı değişiminin hız değişiminden çok daha fazla etkili olduğu görülmüştür. Literatürde yüksek hücum açısının otuz derece üstü olarak kabul edilmesine rağmen yirmi derece sonrasında da önemli değişimlerin olduğu görülmüştür.

Anahtar Sözcükler: Yüksek hücum açısı, Hesaplamalı akışkanlar dinamiği, Akış görüntüleme sistemleri, Girdap profilleri

ABSTRACT

AERODYNAMICS AND VORTEX ESTIMATION AT HIGH ANGLES OF ATTACK

Murat AYAR

Department of Airframe and Powerplant Maintenance

Eskişehir Technical University, Institute of Graduate Programs, June 2023

Supervisor: Prof. Dr. T. Hikmet KARAKOÇ

Aircraft operations are carried out in a complex three-dimensional environment and the correct application of aerodynamic principles is crucial for performance, safety and efficiency. Aircraft have to perform different maneuvers to perform their flights. Aircraft have maneuvering capabilities depending on their axis of motion. Depending on the flight phase and heading target, one or more maneuvers must be performed simultaneously. Chaotic aerodynamic phenomena occur most frequently at high angles of attack. In this study, the aerodynamic properties of an airfoil at different angles of attack and different speeds are investigated. For this purpose, an experimental setup was first designed and then computational fluid dynamics analyses were used to investigate the pressure distributions, velocity distributions, vortex profiles and turbulence energy distributions for different scenarios. When these results are examined, it is seen that the angle of attack change is much more effective than the velocity change in the intensity of vortex formation and turbulence energies. Although the high angle of attack is considered to be above thirty degrees in the literature, it has been observed that there are significant changes after twenty degrees.

Keywords: High angle of attack, Computational fluid dynamics, Flow visualization systems, Vortex profiles

TEŞEKKÜR

Bu tezin başarıyla tamamlanmasında desteklerini ve rehberliğini esirgemeyen danışmanım Prof. Dr. T. Hikmet KARAKOÇ hocama en içten teşekkürlerimi sunmak istiyorum. Sabırlı yaklaşımı, derin bilgisi ve tez çalışmam boyunca sunduğu rehberlik sayesinde araştırmamı başarılı bir şekilde tamamlayabildim. Kendisinin değerli yönlendirmeleri sayesinde akademik alanda gelişim göstermeme olanak sağladı ve tezimin kalitesini artırdı. Ayrıca ulusal ve uluslararası birçok proje girişimime tüm imkânlarını seferber ederek destek olarak, akademik hedeflerimin en önemlisi olarak gördüğüm projelerimizin ortaya çıkmasını sağladı. Sempozyumlardan bildirilere, makalelerden kitap bölümlerine, sanayi işbirliklerinden uluslararası işbirliklerine tüm akademik ve akademik olmayan ağlara ve çalışmalara beni dahil etmeye layık gördüğü için kendisine tekrar teşekkür ederim.

Bu süreç boyunca beni destekleyen ve her zaman yanımda olan eşim Nurten Nur AYAR'a teşekkürlerimi sunmak istiyorum. Sabrı, anlayışı ve cesareti sayesinde zorlu akademik yolculuğumda güç bulmama yardımcı oldu. Sıkı çalışma saatlerimde bile bana destek olmaktan asla vazgeçmedi ve beni motive ederek başarıya ulaşmamda büyük rol oynadı. Onun sevgi dolu desteği olmadan, bu tezi başarmak mümkün olmazdı. Eşime sonsuz minnettarım.

Murat AYAR

ETİK İLKE VE KURALLARA UYGUNLUK BEYANNAMESİ

Bu tezin bana ait, özgün bir çalışma olduğunu; çalışmamın hazırlık, veri toplama, analiz ve bilgilerin sunumu olmak üzere tüm aşamalarında bilimsel etik ve kurallara uygun davrandığımı; bu çalışma kapsamında elde edilen tüm veri ve bilgiler için kaynak gösterdiğimi ve bu kaynaklara kaynakçada yer verdiğimi; bu çalışmanın Eskişehir Teknik Üniversitesi tarafından kullanılan “bilimsel intihal tespit programı”yla tarandığını ve hiçbir şekilde “intihal içermediğini” beyan ederim. Herhangi bir zamanda, çalışmamla ilgili yaptığım bu beyana aykırı bir durumun saptanması durumunda, ortaya çıkacak tüm ahlaki ve hukuki sonuçları kabul ettiğimi bildiririm.

Murat AYAR

İÇİNDEKİLER

Sayfa

BAŞLIK SAYFASI	I
JÜRİ VE ENSTİTÜ ONAYI.....	II
DANIŞMAN ONAYI	III
ÖZET	IV
ABSTRACT.....	V
TEŞEKKÜR	VI
ETİK İLKE VE KURALLARA UYGUNLUK BEYANNAMESİ.....	VII
İÇİNDEKİLER	VIII
TABLolar DİZİNİ	XI
ŞEKİLLER DİZİNİ	XII
GÖRSELLER DİZİNİ	XVI
SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ.....	XVII
1. GİRİŞ	1
2. UÇUŞ AERODİNAMİĞİ, HESAPLAMALARI VE ÇÖZÜMLERİ.....	4
2.1. Uçuş Aerodinamiği.....	5
2.2. Aerodinamik Hesaplamalar	8
2.2.1. Sürükleme Katsayısı	9
2.2.2. Taşıma Katsayısı	10
2.3. Yüksek Hücüm Açılarında Aerodinamik	11
3. RÜZGAR TÜNELLERİ VE UÇAK MODELLERİ.....	15
3.1. Rüzgar Tünellerinin Kullanım Amaçları.....	16
3.1.1. Rüzgar Tünellerinin Sınıflandırılması	18
3.1.2. Rüzgar Tünellerinin Yapısı ve Bölümleri	19
3.2. Ölçekli Uçak Modelleri	22
3.2.1. Ölçekli uçak modellerinin sınıflandırılması.....	22
3.2.1.1. Tam ölçekli modeller.....	23

3.2.1.2. Yarı-ölçekli modeller	26
3.2.1.3. Yapısal bölüm modelleri.....	27
4. RÜZGAR TÜNELİ İLE PIV SİSTEMİ ENTEGRASYONU.....	31
4.1. PIV Deney Düzenekleri.....	32
4.2. PIV Entegre Rüzgar Tüneli Tasarımı	33
5. PIV SİSTEMLERİNDE YAPAY ZEKA UYGULAMA ÖNERİLERİ	40
5.1. Yapay Zeka Uygulamaları.....	40
5.1.1. Yapay zeka ile korelasyon	40
5.1.2. Makine Öğrenmesi ve Derin Öğrenme.....	41
5.1.3. Girdap kestirimleri	42
5.1.4. Akış Tahminleri.....	43
5.1.5. Yapay zeka ile karşılaştırma ve derecelendirme	43
6. YÜKSEK HÜCUM AÇILARINDA HAD SONUÇLARI	45
6.1. Türbülans Modeli.....	46
6.2. Basınç Dağılımları Sonuçları.....	50
6.2.1. 0° Hücüm açısında farklı hızlardaki basınç değişimleri	51
6.2.2. 10° Hücüm açısında farklı hızlardaki basınç değişimleri.....	53
6.2.3. 20° Hücüm açısında farklı hızlardaki basınç değişimleri.....	55
6.2.4. 30° Hücüm açısında farklı hızlardaki basınç değişimleri.....	57
6.2.5. 45° Hücüm açısında farklı hızlardaki basınç değişimleri.....	59
6.3. Hız Dağılımları Sonuçları.....	61
6.3.1. 0° Hücüm açısında farklı hızlardaki hız profilleri	61
6.3.2. 10° Hücüm açısında farklı hızlardaki hız profilleri	63
6.3.3. 20° Hücüm açısında farklı hızlardaki hız profilleri	65
6.3.4. 30° Hücüm açısında farklı hızlardaki hız profilleri	67
6.3.5. 45° Hücüm açısında farklı hızlardaki hız profilleri	69
6.4. Girdap Profilleri Sonuçları	71
6.4.1. 0° Hücüm açısında farklı hızlardaki girdap profilleri.....	71
6.4.2. 10° Hücüm açısında farklı hızlardaki girdap profilleri.....	73
6.4.3. 20° Hücüm açısında farklı hızlardaki girdap profilleri.....	75
6.4.4. 30° Hücüm açısında farklı hızlardaki girdap profilleri.....	77

6.4.5. 45° Hücüm açısında farklı hızlardaki girdap profilleri.....	79
6.5. Türbülans Enerjisi Dağılımları.....	81
6.5.1. 0° Hücüm açısında farklı hızlardaki türbülans enerjisi dağılımları.....	82
6.5.2. 10° Hücüm açısında farklı hızlardaki türbülans enerjisi dağılımları.....	84
6.5.3. 20° Hücüm açısında farklı hızlardaki türbülans enerjisi dağılımları.....	86
6.5.4. 30° Hücüm açısında farklı hızlardaki türbülans enerjisi dağılımları.....	88
6.5.5. 45° Hücüm açısında farklı hızlardaki türbülans enerjisi dağılımları.....	90
7. SONUÇLAR, TARTIŞMA VE ÖNERİLER.....	92
7.1. Sonuçlar	92
7.1.1. Basınç dağılımlarının analizi.....	92
7.1.2. Hız dağılımlarının analizi.....	92
7.1.3. Girdap profillerinin analizi	93
7.1.4. Türbülans enerjisi dağılımlarının analizi	94
7.2. Tartışma	94
7.3. Öneriler	95
KAYNAKÇA.....	97
ÖZGEÇMİŞ	

TABLÖLAR DİZİNİ

Sayfa

Tablo 3.1. Tam-ölçekli uçak modelleri	24
Tablo 3.2. Yarım-ölçekli uçak modelleri	26
Tablo 3.3. İniş takımı modeli çalışmaları.....	27
Tablo 3.4. Pervane modeli çalışmaları	27
Tablo 3.5. Kanat modeli çalışmaları	28
Tablo 3.6. Uçuş kontrol yüzeyi modeli çalışmaları	28
Tablo 3.7. Nozzle modeli çalışmaları	28
Tablo 4.1. Rüzgar tüneli bölümleri kayıpları	37
Tablo 6.1. Boeing 737 Kanat profili koordinatları.....	45

ŞEKİLLER DİZİNİ

Sayfa

Şekil 2.1. Uçak kanadına etki eden kuvvetler (Anderson, 2011)	4
Şekil 2.2. Kanat terimleri (Kanat profil kesit)(Vepa, 2023)	6
Şekil 2.3. Kanat terimleri (Planform kesit) (Gudmundsson, 2013).....	6
Şekil 3.1. Ölçekli uçak modellerinin sınıflandırılması	23
Şekil 3.2. Çalışmaların gerçekleştirdiği rüzgar tünelleri	29
Şekil 3.3. Modellerin ölçeklerinin dağılımı	29
Şekil 3.4. Rüzgar tünellerinin test bölümü alanlarının dağılımı	30
Şekil 3.5. Değişkenlere göre dağılım.....	30
Şekil 4.1. PIV deney düzeneği.....	32
Şekil 4.2. PIV Lab müsait alanlar	34
Şekil 4.3. Rüzgar Tüneli Nihai Krokisi	39
Şekil 5.1. PIV korelasyon süreci (Wang vd., 2013)	41
Şekil 5.2. Yapay zeka, mekane öğrenmesi ve derin öğrenme arasındaki ilişki.....	42
Şekil 5.3. Girdap kestirimleri (Bai vd., 2019)	43
Şekil 5.4. Görsellerin arasındaki benzerlik oranlarının belirlenmesi	44
Şekil 6.1. Boeing 737 kanat profili	45
Şekil 6.2. Akış analizlerinde kullanılan mesh yapısı.....	46
Şekil 6.3. Basınç dağılımları. $V=5$ m/sn, $AoA=0^\circ$	51
Şekil 6.4. Basınç dağılımları. $V=10$ m/sn, $AoA=0^\circ$	51
Şekil 6.5. Basınç dağılımları. $V=20$ m/sn, $AoA=0^\circ$	52
Şekil 6.6. Basınç dağılımları. $V=30$ m/sn, $AoA=0^\circ$	52
Şekil 6.7. Basınç dağılımları. $V=50$ m/sn, $AoA=0^\circ$	52
Şekil 6.8. Basınç dağılımları. $V=5$ m/sn, $AoA=10^\circ$	53
Şekil 6.9. Basınç dağılımları. $V=10$ m/sn, $AoA=10^\circ$	53
Şekil 6.10. Basınç dağılımları. $V=20$ m/sn, $AoA=10^\circ$	54
Şekil 6.11. Basınç dağılımları. $V=30$ m/sn, $AoA=10^\circ$	54
Şekil 6.12. Basınç dağılımları. $V=50$ m/sn, $AoA=10^\circ$	54
Şekil 6.13. Basınç dağılımları. $V=5$ m/sn, $AoA=20^\circ$	55
Şekil 6.14. Basınç dağılımları. $V=10$ m/sn, $AoA=20^\circ$	55
Şekil 6.15. Basınç dağılımları. $V=20$ m/sn, $AoA=20^\circ$	56
Şekil 6.16. Basınç dağılımları. $V=30$ m/sn, $AoA=20^\circ$	56

Şekil 6.17. Basınç dağılımları. $V=50$ m/sn, $AoA=20^\circ$	56
Şekil 6.18. Basınç dağılımları. $V=5$ m/sn, $AoA=30^\circ$	57
Şekil 6.19. Basınç dağılımları. $V=10$ m/sn, $AoA=30^\circ$	57
Şekil 6.20. Basınç dağılımları. $V=20$ m/sn, $AoA=30^\circ$	58
Şekil 6.21. Basınç dağılımları. $V=30$ m/sn, $AoA=30^\circ$	58
Şekil 6.22. Basınç dağılımları. $V=50$ m/sn, $AoA=30^\circ$	58
Şekil 6.23. Basınç dağılımları. $V=5$ m/sn, $AoA=45^\circ$	59
Şekil 6.24. Basınç dağılımları. $V=10$ m/sn, $AoA=45^\circ$	59
Şekil 6.25. Basınç dağılımları. $V=20$ m/sn, $AoA=45^\circ$	60
Şekil 6.26. Basınç dağılımları. $V=30$ m/sn, $AoA=45^\circ$	60
Şekil 6.27. Basınç dağılımları. $V=50$ m/sn, $AoA=45^\circ$	60
Şekil 6.28. Hız profilleri, $V=5$ m/sn, $AoA=0^\circ$	61
Şekil 6.29. Hız profilleri, $V=10$ m/sn, $AoA=0^\circ$	62
Şekil 6.30. Hız profilleri, $V=20$ m/sn, $AoA=0^\circ$	62
Şekil 6.31. Hız profilleri, $V=30$ m/sn, $AoA=0^\circ$	62
Şekil 6.32. Hız profilleri, $V=50$ m/sn, $AoA=0^\circ$	63
Şekil 6.33. Hız profilleri, $V=5$ m/sn, $AoA=10^\circ$	63
Şekil 6.34. Hız profilleri, $V=10$ m/sn, $AoA=10^\circ$	64
Şekil 6.35. Hız profilleri, $V=20$ m/sn, $AoA=10^\circ$	64
Şekil 6.36. Hız profilleri, $V=30$ m/sn, $AoA=10^\circ$	64
Şekil 6.37. Hız profilleri, $V=50$ m/sn, $AoA=10^\circ$	65
Şekil 6.38. Hız profilleri, $V=5$ m/sn, $AoA=20^\circ$	65
Şekil 6.39. Hız profilleri, $V=10$ m/sn, $AoA=20^\circ$	66
Şekil 6.40. Hız profilleri, $V=20$ m/sn, $AoA=20^\circ$	66
Şekil 6.41. Hız profilleri, $V=30$ m/sn, $AoA=20^\circ$	66
Şekil 6.42. Hız profilleri, $V=50$ m/sn, $AoA=20^\circ$	67
Şekil 6.43. Hız profilleri, $V=5$ m/sn, $AoA=30^\circ$	67
Şekil 6.44. Hız profilleri, $V=10$ m/sn, $AoA=30^\circ$	68
Şekil 6.45. Hız profilleri, $V=20$ m/sn, $AoA=30^\circ$	68
Şekil 6.46. Hız profilleri, $V=30$ m/sn, $AoA=30^\circ$	68
Şekil 6.47. Hız profilleri, $V=50$ m/sn, $AoA=30^\circ$	69
Şekil 6.48. Hız profilleri, $V=5$ m/sn, $AoA=45^\circ$	69
Şekil 6.49. Hız profilleri, $V=10$ m/sn, $AoA=45^\circ$	70

Şekil 6.50. Hız profilleri, $V=20$ m/sn, $AoA=45^\circ$	70
Şekil 6.51. Hız profilleri, $V=30$ m/sn, $AoA=45^\circ$	70
Şekil 6.52. Hız profilleri, $V=50$ m/sn, $AoA=45^\circ$	71
Şekil 6.53. Girdap profilleri, $V=5$ m/sn, $AoA=0^\circ$	72
Şekil 6.54. Girdap profilleri, $V=10$ m/sn, $AoA=0^\circ$	72
Şekil 6.55. Girdap profilleri, $V=20$ m/sn, $AoA=0^\circ$	72
Şekil 6.56. Girdap profilleri, $V=30$ m/sn, $AoA=0^\circ$	73
Şekil 6.57. Girdap profilleri, $V=50$ m/sn, $AoA=0^\circ$	73
Şekil 6.58. Girdap profilleri, $V=5$ m/sn, $AoA=10^\circ$	74
Şekil 6.59. Girdap profilleri, $V=10$ m/sn, $AoA=10^\circ$	74
Şekil 6.60. Girdap profilleri, $V=20$ m/sn, $AoA=10^\circ$	74
Şekil 6.61. Girdap profilleri, $V=30$ m/sn, $AoA=10^\circ$	75
Şekil 6.62. Girdap profilleri, $V=50$ m/sn, $AoA=10^\circ$	75
Şekil 6.63. Girdap profilleri, $V=5$ m/sn, $AoA=20^\circ$	76
Şekil 6.64. Girdap profilleri, $V=10$ m/sn, $AoA=20^\circ$	76
Şekil 6.65. Girdap profilleri, $V=20$ m/sn, $AoA=20^\circ$	76
Şekil 6.66. Girdap profilleri, $V=30$ m/sn, $AoA=20^\circ$	77
Şekil 6.67. Girdap profilleri, $V=50$ m/sn, $AoA=20^\circ$	77
Şekil 6.68. Girdap profilleri, $V=5$ m/sn, $AoA=30^\circ$	78
Şekil 6.69. Girdap profilleri, $V=10$ m/sn, $AoA=30^\circ$	78
Şekil 6.70. Girdap profilleri, $V=40$ m/sn, $AoA=30^\circ$	78
Şekil 6.71. Girdap profilleri, $V=50$ m/sn, $AoA=30^\circ$	79
Şekil 6.72. Girdap profilleri, $V=5$ m/sn, $AoA=45^\circ$	79
Şekil 6.73. Girdap profilleri, $V=10$ m/sn, $AoA=45^\circ$	80
Şekil 6.74. Girdap profilleri, $V=20$ m/sn, $AoA=45^\circ$	80
Şekil 6.75. Girdap profilleri, $V=30$ m/sn, $AoA=45^\circ$	80
Şekil 6.76. Girdap profilleri, $V=50$ m/sn, $AoA=45^\circ$	81
Şekil 6.77. Türbülans enerjisi dağılımları, $V=5$ m/sn, $AoA=0^\circ$	82
Şekil 6.78. Türbülans enerjisi dağılımları, $V=10$ m/sn, $AoA=0^\circ$	82
Şekil 6.79. Türbülans enerjisi dağılımları, $V=20$ m/sn, $AoA=0^\circ$	83
Şekil 6.80. Türbülans enerjisi dağılımları, $V=30$ m/sn, $AoA=0^\circ$	83
Şekil 6.81. Türbülans enerjisi dağılımları, $V=50$ m/sn, $AoA=0^\circ$	83
Şekil 6.82. Türbülans enerjisi dağılımları, $V=5$ m/sn, $AoA=10^\circ$	84

Şekil 6.83. Türbülans enerjisi dağılımları, $V=10$ m/sn, $AoA=10^\circ$	84
Şekil 6.84. Türbülans enerjisi dağılımları, $V=20$ m/sn, $AoA=10^\circ$	85
Şekil 6.85. Türbülans enerjisi dağılımları, $V=30$ m/sn, $AoA=10^\circ$	85
Şekil 6.86. Türbülans enerjisi dağılımları, $V=50$ m/sn, $AoA=10^\circ$	85
Şekil 6.87. Türbülans enerjisi dağılımları, $V=5$ m/sn, $AoA=20^\circ$	86
Şekil 6.88. Türbülans enerjisi dağılımları, $V=10$ m/sn, $AoA=20^\circ$	86
Şekil 6.89. Türbülans enerjisi dağılımları, $V=20$ m/sn, $AoA=20^\circ$	87
Şekil 6.90. Türbülans enerjisi dağılımları, $V=30$ m/sn, $AoA=20^\circ$	87
Şekil 6.91. Türbülans enerjisi dağılımları, $V=50$ m/sn, $AoA=20^\circ$	87
Şekil 6.92. Türbülans enerjisi dağılımları, $V=5$ m/sn, $AoA=30^\circ$	88
Şekil 6.93. Türbülans enerjisi dağılımları, $V=10$ m/sn, $AoA=30^\circ$	88
Şekil 6.94. Türbülans enerjisi dağılımları, $V=20$ m/sn, $AoA=30^\circ$	89
Şekil 6.95. Türbülans enerjisi dağılımları, $V=30$ m/sn, $AoA=30^\circ$	89
Şekil 6.96. Türbülans enerjisi dağılımları, $V=50$ m/sn, $AoA=30^\circ$	89
Şekil 6.97. Türbülans enerjisi dağılımları, $V=5$ m/sn, $AoA=45^\circ$	90
Şekil 6.98. Türbülans enerjisi dağılımları, $V=10$ m/sn, $AoA=45^\circ$	90
Şekil 6.99. Türbülans enerjisi dağılımları, $V=20$ m/sn, $AoA=45^\circ$	91
Şekil 6.100. Türbülans enerjisi dağılımları, $V=30$ m/sn, $AoA=45^\circ$	91
Şekil 6.101. Türbülans enerjisi dağılımları, $V=50$ m/sn, $AoA=45^\circ$	91

GÖRSELLER DİZİNİ

Sayfa

Görsel 3.1. Rüzgar tünelinin bölümleri.....	20
Görsel 3.2. NASA CRM model (Konrath, 2015a).....	25
Görsel 3.3. SACCON model(Cummings & Schütte, 2014).....	26



SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ

AoA	:	Angle of Attack (Hücum açısı)
HAD	:	Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği
YHA	:	Yüksek hücum açısı
PIV	:	Particle Image Velocimetry



1. GİRİŞ

Savaş uçaklarında ve bazı özel amaçlı uçaklarda en önemli isterlerden biri yüksek manevra kabiliyetidir. Yüksek manevra kabiliyeti özellikle yüksek hücum açılarında kendini göstermektedir. Bu tür hava araçları, nispeten yüksek hücum açılarında bile önemli aerodinamik kuvvetler ve momentler oluşturabilmelidir. Yüksek hücum açılarındaki aerodinamik kuvvetlerin büyük kısmı, taşıma yüzeylerinden ve konfigürasyonun gövdesinden atılan girdaplar tarafından üretilen indüklenmiş akıştan kaynaklanmaktadır. Bu girdapların gücü ve konumu, taşıma yüzeylerine, planformuna ve hücum kenarlarının şekillerine ve bunların hız vektörünün yönüne (yani yerel hücum açısı) doğrudan bağlıdır (Cummings vd., 2003). Güçlü girdap etkileşimlerinden yararlanan bu konfigürasyonlar, aerodinamik tasarımcıya keskin manevralar için gereken çok yüksek hücum açılarında kontrollü uçuş elde etmek için yeni araçlar sağlar. Bu nedenle girdap oluşumlarının kaotik oluşumları ve yukarıda belirtilen nedenlerden ötürü yüksek hücum açılarındaki önemi bu çalışmanın temel sorusunu oluşturmuştur. Yüksek hücum açılarındaki oluşan hız alanlarının ve girdapların belirlenmesi için hem deneysel hem sayısal çözümlemelere ihtiyaç duyulmaktadır.

Yüksek hücum açısı (YHA) aerodinamiği, ilk insanlı uçuş denemelerinden başlayarak sivil ve askeri uçaklarla günümüze kadar uzanan uçak tasarımında kilit bir unsur olmuştur. YHA aerodinamiği bir uçağın veya unsurunun yüksek taşıma koşullarında sınır tabaka, kontrolsüz ayrılmış akışlar, girdaplar nedeniyle olan akış ayrımları, şok dalgaları ve bunların kombinasyonları şeklinde gerçekleşen olayları içermektedir (You vd., 2008).

Uçakların Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (HAD) analizleri, bilgisayar tabanlı simülasyon ve hesaplamalar kullanarak uçakların aerodinamik özelliklerini incelemeyi ve analiz etmeyi sağlar. Bu analizler, uçak tasarım sürecinde önemli bir rol oynar ve aerodinamik performansın değerlendirilmesi, geliştirilmesi ve optimize edilmesinde kullanılır. HAD analizleri, akışkanlar dinamiği prensiplerini kullanarak hava akışının uçağın üzerindeki etkisini incelemek için matematiksel modelleri ve sayısal algoritmaları kullanır (Jameson & Vassberg, 2001). Bu analizler, uçak üzerindeki hava akışının basınç dağılımını, sürüklenmeyi, taşıma kuvvetini, momentleri ve diğer aerodinamik parametreleri tahmin etmek için çözümler üretir. Bu analizler, HAD yazılımları kullanılarak gerçekleştirilir. HAD yazılımları, uçak geometrisini ve akış parametrelerini içeren matematiksel modelleri kullanır ve sayısal algoritmaları uygulayarak akışın

özelliklerini tahmin eder (Kandwal & Singh, 2012). Bu analizler, hava akışının her noktasında basınç, hız, sıcaklık ve diğer akış özelliklerini belirleyebilir. HAD analizleri, uçak tasarımında birçok avantaj sağlar. Bu analizler sayesinde tasarımcılar, farklı tasarım seçeneklerini değerlendirebilir, aerodinamik iyileştirmeler yapabilir ve uçağın performansını artırabilir. Ayrıca, yeni uçak prototiplerinin test edilmeden önce sanal ortamda performanslarının öngörüsünü yapmak için kullanılabilir.

PIV (Particle Image Velocimetry), uçak aerodinamiği testlerinde kullanılan bir yöntemdir. Bu yöntem, hava akışının hızını ve yönünü belirlemek için kullanılan bir görüntüleme tekniğidir (Willert, 1997). PIV, aerodinamik performansın değerlendirilmesi ve geliştirilmesi için kritik öneme sahiptir. PIV testleri, bir uçağın üzerindeki hava akışını görselleştirmek ve analiz etmek amacıyla gerçekleştirilir. Bu testler, genellikle bir hava akışkanı içeren bir tünel veya test alanında yapılır. Öncelikle, uçağın etrafındaki hava akışının görüntüleri alınır. Bu görüntüler, küçük partiküllerle doldurulan bir hava akışı kullanılarak elde edilir. Bu partiküller, ışık kaynağı tarafından aydınlatılır ve kamera ile görüntülenir. Daha sonra, bu görüntülerdeki partiküllerin hareketi analiz edilir. Partiküllerin hareketi, hava akışının hızını ve yönünü belirlemek için kullanılır (Velte vd., 2008). Bu sayede, uçağın üzerindeki hava akışının nasıl davrandığı ve aerodinamik özelliklerin nasıl etkilendiği anlaşılabilir. PIV testleri, kanatlar, gövde, kanat uçları ve diğer önemli bölgelerdeki hava akışının incelenmesine olanak sağlar.

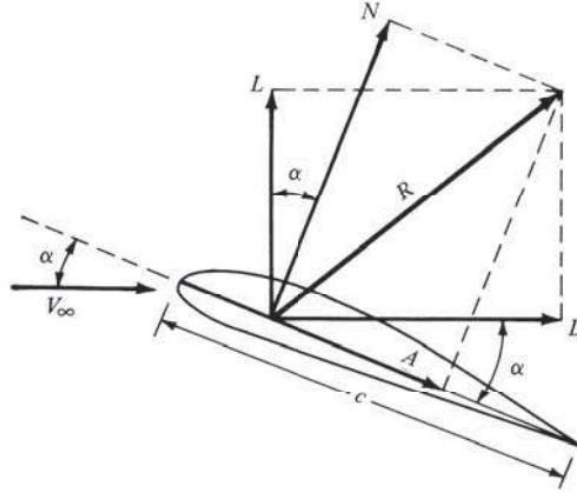
Bu çalışma kapsamında YHA aerodinamiği deneysel testleri için PIV sistemi ile entegre olabilecek bir rüzgâr tüneli hesaplamaları ve tasarımı yapılacaktır. Rüzgâr tüneli tasarım başlangıcı için gerekli test odası boyutları için referans olarak uçak modeli boyutları kullanılmıştır. Referans uçak modelinin belirlenmesinde, literatürde bulunan rüzgâr tüneli testlerinde kullanılan uçak modellerinin tipleri ve özellikleri ile alakalı detaylı bir çalışma yapılmıştır. Çalışmanın son kısmında ise YHA aerodinamik özelliklerin tespit edilmesi ve analizleri için HAD analizleri yapılmıştır. HAD analizleri sonucunda kritik hücum açıları ve bu açılar aşılrken gerçekleşen sınır tabaka, akış ayrılması ve girdap oluşumları gibi fenomenler gözlemlenmiştir. Bu fenomenlerin birbirleri ile korelasyonları ve etkileşimleri analiz edilerek raporlamalar yapılmıştır. Çalışmanın özgün yönlerinin ilki, rüzgâr tüneli ve PIV yöntemi entegrasyonunda kullanılan uçak modellerinin incelenmesi ve tasnif edilmesini içeren derleme çalışmadır.

İkinci özgün bölümü ise, yapay zeka ve makine öğrenmesi gibi güncel yöntemlerin PIV gibi deneysel akış görüntüleme yöntemleri ile beraber kullanılarak HAD analizlerinin eksik ya da yavaş kaldığı noktalara getirilebilecek çözüm önerileridir. Bu bölümde PIV deneylerinde alınacak sonuçların yapay zeka yöntemlerinde, girdi olarak verilmesi ve eğitilmesi neticesinde aerodinamik fenomenlerin tahmin edilmesinde ve değerlendirilmesinde kullanılabilecek çeşitli yöntemler ele alınmıştır. Çalışmadaki son özgün kısım ise, farklı hücum açılarında basınç dağılımları, hız dağılımları, girdap profilleri ve türbülans enerjileri dağılımları incelenmiş ve elde edilen sonuçlar arasındaki bağıntılar ile girdap, sınır tabaka ve akış ayrılması gibi diğer aerodinamik fenomenlerin gelişimine etkileri araştırılmıştır.

Çalışmanın HAD analizleri kısmı, sadece bir kanat profili için yapıldığından çalışmanın sonuçları ve çıkarımları özellikle bu geometriye benzer profiller ile limitlidir. Kanat profil geometrisini büyük miktarda farklı profiller için tüm analizlerin yeniden yapılması gerekecektir. Ayrıca çalışmaya konu analizler ses altı hızlarda yapıldığından, transonik ve sesüstü hızlardaki akışlar doğası gereği çok farklı sonuçlar ortaya çıkaracaktır. Analizlerin yapılmasında kullanılan ses altı hızlara ait kabuller HAD analizleri bölümünde detaylıca verilmiştir.

2. UÇUŞ AERODİNAMİĞİ, HESAPLAMALARI VE ÇÖZÜMLERİ

Aerodinamik, hava veya başka bir gaz ortamında cisimlerin hareketini ve etkileşimini inceleyen bilim dalıdır. Uçaklar, arabalar, gemiler, rüzgâr türbinleri gibi birçok farklı alanın tasarımında ve performansının analizinde önemli bir rol oynar (Wegener, 1997). Aerodinamik, akışkanlar dinamiği prensiplerini kullanarak, hava akışının nesneler üzerindeki kuvvetleri nasıl etkilediğini açıklamayı amaçlar. Aerodinamiğin temelleri, Newton'un hareket yasaları ve Bernoulli prensibi gibi temel fiziksel prensiplere dayanır. Newton'un üçüncü hareket yasası, her eylemin karşılık bir tepkisi olduğunu ifade eder (Anderson, 1998). Bir cisim, hava akışına karşı bir kuvvet uygularken, hava akışı da aynı büyüklükte ve zıt yönde bir kuvvet uygular. Bu, taşıma ve sürüklenme kuvvetlerini açıklamak için kullanılır.



Şekil 2.1. Uçak kanadına etki eden kuvvetler (Anderson, 2011)

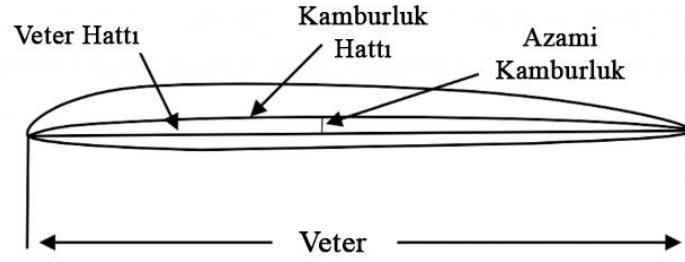
V_{∞}	= Serbest hava hızı
L	= Taşıma = R'nin V_{∞} 'a dik bileşeni
D	= Sürüklenme = R'nin V_{∞} 'a paralel bileşeni
R	= Bileşke aerodinamik kuvvet
α	= Hücum açısı
N	= Normal kuvvet
A	= Eksenel kuvvet

Ayrıca, aerodinamiğin temel kavramları arasında akışkanların sınır tabakası, türbülans, viskozite, Reynolds sayısı da yer almaktadır. Akışkanın sınır tabakası, hareket eden bir cisim üzerindeki akışın hızının zamanla değiştiği ince bir bölgedir (Chorin vd., 1990). Türbülans ise akışkanın düzensiz ve rastgele hareketler sergilemesini ifade eder (Bradshaw, 2013). Viskozite ise akışkanın içsel sürtünme özelliğidir (Rosencranz & Bogen, 2006). Reynolds sayısı ise akışın laminar veya türbülanslı olmasını belirlemek için kullanılan bir boyutsuz sayıdır. Reynolds sayısı, akışkanın yoğunluğu, hızı ve karakteristik boyutu ile ilişkilendirilir. Düşük Reynolds sayıları genellikle laminar akışa işaret ederken, yüksek Reynolds sayıları türbülanslı akışa işaret eder (Rumsey & Spalart, 2009).

2.1. Uçuş Aerodinamiği

Uçuş aerodinamiği, havacılık mühendisliğinin temel konularından biridir ve genellikle kanat yapısıyla başlar. Kanat, bir uçağın aerodinamik performansını belirleyen en önemli elemandır. Uçuş aerodinamiği ve kanat yapısı arasında doğrudan önemli ilişkiler vardır. Kanat, bir uçağın en önemli parçasıdır çünkü uçağın havalanmasını ve havada kalmasını sağlayan yegâne unsurdur. Bir aerodinamik mühendisi, belirli bir uçuş görevi için taşıma, sürüklenme ve dönme momentinin optimum kombinasyonunu elde etmek için kanadın nasıl şekillendirileceğini bilmelidir. Ayrıca, aracın aerodinamiğinin diğer tasarım ve performans unsurlarıyla nasıl etkileştiğini anlaması gerekmektedir. Ayrıca kanadın üzerindeki kuvvetlerin kanadın yapısının taşıma sınırlarını aşmaması da önemlidir.

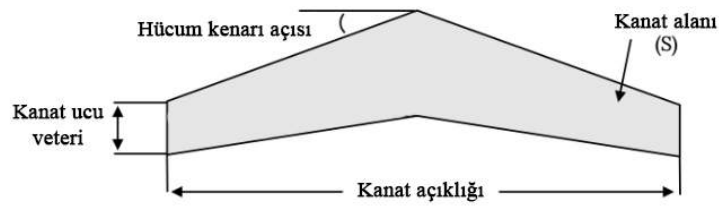
Geçmişte ve günümüzde yeterli sayıda uçağa baktığımızda, geniş bir kanat şekilleri çeşitliliği görülmektedir. Bazı uçaklar kısa, cüsseli kanatlara (dar kanat açıklığı) sahipken, bazıları uzun, dar kanatlara sahiptir. Bazı kanatlar eğik, bazıları ise düzdür. Kanatların uçlarında tuhaf şekiller veya hatta kanat uçlarında kanatçık gibi takılar ve uzantılar olabilir. Tüm bu şekiller, uçağın amacı ve tasarımıyla ilgilidir. Kanatların neden böyle şekillendirildiğine bakabilmek için, bir kanadın şeklini tanımlamak için kullanılan terimlere bakmamız gerekmektedir.



Şekil 2.2. Kanat terimleri (Kanat profil kesit)(Vepa, 2023)

Kanat yapısının bir parçası olan profil kesiti, uçak gövdesine paralel olarak kesilen, iki boyutlu bir kanat dilimidir. Profil kesitin ön kenarından arka kenarına doğru çizilen düz bir çizgiye veter hattı denir. Veter hattının uzunluğuna veter denir. Profil kesitin üst ve alt yüzeyleri arasında çizilen çizginin yarısı kamburluk hattı olarak adlandırılır. Kamburluk hattı ile veter hattı arasındaki maksimum mesafe kamburluk olarak adlandırılır ve genellikle çizginin bir yüzdesi olarak ifade edilir. Profilin kamburluk miktarı ve maksimum kamburluk noktasının konumu, profilin şeklini tanımlamak ve performansını tahmin etmek için önemli değerlerdir. Çoğu profil için maksimum kamburluk genellikle sıfır ile beş arasında bir yüzdedir ve maksimum kamburluk noktasının konumu profilin hücum kenarından çizginin yüzde 25 ila 50'si arasında bulunur (Panda, 2015).

Uçağa yukarıdan bakıldığında kanat şekli veya planformu başka terimlerle tanımlanır.



Şekil 2.3. Kanat terimleri (Planform kesit) (Gudmundsson, 2013)

Hücum kenar açısı (leading edge sweep angle), bir profilin veya kanadın ön kenarının yatay düzlemdeki bir açısıdır. Bu açı, profilin veya kanadın ön kenarının geriye doğru eğimini ifade eder (Diebold, 2012). Hücum kenar açısı, genellikle derece veya radian cinsinden ölçülür ve profilin aerodinamik özelliklerini etkileyen önemli bir tasarım parametresidir (Elmstrom vd., 2005). Daha büyük bir hücum kenar açısı, profildeki sürüklenme katsayısını azaltabilir ve yüksek hızlı uçuşlarda avantajlar sağlayabilir.

Yüzey alanı, bir kanadın veya profilin üstten bakıldığında kapladığı düzlem alanıdır. Bu alan, kanadın dış hatlarının belirlediği alanı ifade eder ve kanadın genel boyutunu ve şeklini temsil eder (Qin vd., 2004). Yüzey alanı, kanadın performansı üzerinde önemli bir etkiye sahiptir. Daha büyük bir planform alanı genellikle daha fazla taşıma üretme potansiyeline sahip olabilir, ancak aynı zamanda sürüklenme kuvvetini de artırabilir. Kanat kök çizgisi (root chord), bir kanadın kök bölgesindeki en geniş çizgisidir. Kök çizgi, kanadın başlangıç noktasından (genellikle gövdeye bağlandığı nokta) kanadın dış kenarına kadar uzanır (Moorthamers & Hunsaker, 2019).

Kanat ucu çizgisi (tip chord), bir kanadın uç bölgesindeki en dar çizgidir. Kanat tip çizgisi, kanadın kök çizgisinden uç noktasına kadar uzanan çizgidir (Vogeltanz, 2016). Kanat profili ve tasarımına bağlı olarak tip çizgi uzunluğu ve şekli değişebilir.

Kanat açıklığı (span), bir kanadın kökten uca kadar olan uzunluğudur. Kanadın iki ucu arasındaki en geniş noktalar arasındaki mesafeyi ifade eder. Kanat açıklığı, kanadın genel boyutunu ve kanadın şeklini belirleyen önemli bir parametredir. Kanat açıklığı, uçağın aerodinamik performansını etkiler (Phan vd., 2016). Daha büyük bir kanat açıklığı genellikle daha fazla taşıma potansiyeline sahip olabilir, bu da uçağın daha iyi kalkış ve iniş performansına sahip olmasını sağlayabilir. Ayrıca, kanat açıklığı, kanadın sürüklenme kuvvetini de etkiler. Daha büyük bir kanat açıklığı, kanadın sürüklenme katsayısını artırabilir, bu da uçağın hızlanma ve seyir performansını etkileyebilir.

Aerodinamik katsayılar, uçuş aerodinamiğinin temelini oluşturan önemli parametrelerdir. Bu katsayılar, uçağın aerodinamik performansını belirlemek için kullanılır. Taşıma katsayısı (lift coefficient), uçağın kanatlarının ürettiği taşıma kuvvetini karakterize eder. Sürüklenme katsayısı (drag coefficient), uçağın hareket direncini temsil eder. Moment katsayısı (moment coefficient), uçağın dönme momentini ve istikrarını etkiler. Bu katsayılar, kanat profilinin şekli, kanat açıklığı, kanat kök çizgisi, uçuş hızı, hücum açısı ve diğer faktörlerle ilişkilidir (Lee vd., 2010).

Aerodinamik katsayılar, uçak tasarımında, performans analizinde ve uçuş güvenliği değerlendirmelerinde önemli rol oynar. Uçak tasarımında, taşıma katsayısı ve sürüklenme katsayısı optimize edilerek en iyi aerodinamik verimlilik elde edilmeye çalışılır. Performans analizinde, aerodinamik katsayılar uçağın hızlanma, seyir, tırmanma ve iniş gibi farklı uçuş durumlarındaki performansını değerlendirmeye yardımcı olur (Lyu &

Liem, 2020). Aerodinamik katsayılar, deneysel testler, sayısal simülasyonlar ve teorik hesaplamalar yoluyla belirlenir. Bu katsayılar, uçuş aerodinamiği alanında çalışan mühendislerin ve araştırmacıların uçakların aerodinamik davranışını anlamalarına ve optimize etmelerine yardımcı olur (Nagata vd., 2016).

2.2. Aerodinamik Hesaplamalar

Uçuş aerodinamiği, uçakların hava içindeki hareketlerini ve etkileşimlerini inceler. Bu alanda yapılan hesaplamalar, uçağın aerodinamik performansını, taşıma, sürüklenme, stabilite ve kontrol özelliklerini analiz etmeyi amaçlar. Uçuş aerodinamiğinde yapılan önemli hesaplamalardan bazıları aşağıdaki gibidir (Hull, 2007):

- **Taşıma Hesaplamaları:** Uçağın taşıma gücü, kanatlarının ürettiği taşıma kuvvetiyle sağlanır. Taşıma hesaplamaları, kanat profilinin aerodinamik özelliklerini, hava akışının kanat üzerindeki etkilerini ve taşıma katsayısını hesaplamayı içerir.
- **Sürüklenme Hesaplamaları:** Uçağın hareket direnci, sürüklenme kuvvetiyle temsil edilir. Sürüklenme hesaplamaları, uçağın hava direncini belirlemek için sürüklenme katsayısı ve etkileyen faktörlerin (kanat, gövde, yüzeyler, pervane vb.) analizini içerir.
- **Stabilite Hesaplamaları:** Uçağın stabilitesi, istikrarı ve kontrol edilebilirliği önemli faktörlerdir. Stabilite hesaplamaları, uçağın statik stabilitesini, momentlerin ve kuvvetlerin dengesini, ağırlık merkezi konumunu ve kontrol yüzeylerinin etkilerini değerlendirir (Goman vd., 2008).
- **Yük Hesaplamaları:** Uçak tasarımında ve yapısal analizde, uçak üzerinde etkili olan aerodinamik yüklerin hesaplanması önemlidir. Bu hesaplamalar, kanatlar, gövde, yüzeyler ve diğer yapısal elemanlar üzerindeki kuvvetlerin ve momentlerin belirlenmesini içerir (Kier, 2005).
- **Performans Hesaplamaları:** Uçağın hızlanma, seyir, tırmanma, iniş ve diğer uçuş performansı parametreleri, aerodinamik hesaplamalarla belirlenir. Bu hesaplamalar, taşıma ve sürüklenme kuvvetlerinin farklı uçuş koşullarında nasıl değiştiğini, itki gereksinimlerini ve uçağın performans potansiyelini analiz eder (Young, 2017).

Bu hesaplamalar genellikle matematiksel modeller, aerodinamik denklemler, hesaplamalı akışkanlar dinamiği simülasyonları ve deney verileri kullanılarak gerçekleştirilir. Uçuş aerodinamiğindeki hesaplamalar, uçak tasarımında, performans optimizasyonunda ve uçuş güvenliği değerlendirmelerinde önemli bir rol oynar (Da Ronch vd., 2011).

2.2.1. Sürüklenme Katsayısı

Sürüklenme katsayısı, bir cismin hareket direncini temsil eden bir parametredir. Uçuş aerodinamiği açısından sürüklenme katsayısı, uçağın hareket ettiği hava akışına karşı oluşturduğu direnci nicelendirmek için kullanılır (Yechout, 2003). Sürüklenme katsayısı, aerodinamik direnç kuvvetini uçak hızının karesine oranlayarak ifade edilir.

$$D = \frac{C_d \cdot \rho \cdot V^2 \cdot A}{2} \quad (2.1)$$

D: Sürüklenme kuvveti

C_d : Sürüklenme katsayısı

ρ : Hava yoğunluğu

V: Akış hızı

A: Kanat alanı

Sürüklenme katsayısının hesaplanması, çeşitli faktörleri içerir. Bunlar arasında uçağın geometrisi, kanat profilinin şekli, hücum açısı, uçuş hızı, yüzey pürüzlülüğü, Reynolds sayısı ve hava yoğunluğu gibi etkenler bulunur (Pouryoussefi vd., 2016). Sürüklenme katsayısı, deneysel testler, sayısal simülasyonlar ve teorik modeller kullanılarak belirlenebilir.

Sürüklenme katsayısı hesaplamaları genellikle akışkan mekaniği denklemleri, Bernoulli prensibi ve direnç teorileri temelinde yapılır. Bu hesaplamalar, uçağın kanat profili, gövde, yüzeyler, motorlar ve diğer yapısal bileşenlerin sürüklenme katkılarını değerlendirir (Webber, 2018). Ayrıca, sürüklenme katsayısı, uçağın aerodinamik verimliliği ve performansı üzerinde doğrudan etkili olan bir parametre olarak uçak tasarımında da önemli bir rol oynar.

Sürüklenme katsayısı, uçuş aerodinamiği alanında çalışan mühendislerin ve araştırmacıların uçakların sürüklenme davranışını anlamalarına ve optimize etmelerine

yardımcı olur. Bu sayede daha verimli ve ekonomik uçaklar tasarlanabilir, yakıt tüketimi azaltılabilir ve uçuş performansı artırılabilir (Liem vd., 2015). Ayrıca, sürüklenme katsayısı, uçakların hava taşıtlarının hızlanma, seyir, tırmanma ve iniş gibi farklı uçuş durumlarındaki performansını analiz etmek için kullanılır.

Bu hesaplamalar, uçuş aerodinamiği ve uçak tasarımı alanında yapılan araştırmaların temelini oluşturur. İleri düzeyde aerodinamik modeller ve sayısal hesaplamalar kullanılarak daha karmaşık sürüklenme katsayısı analizleri yapılabilir. Bu analizler, uçakların aerodinamik performansının optimize edilmesi, enerji verimliliğinin artırılması ve çevresel etkilerin azaltılması gibi hedeflere yönelik çalışmalara rehberlik eder (Panagiotou & Yakinthos, 2020).

2.2.2. Taşıma Katsayısı

Taşıma katsayısı (C_L), bir cismin ürettiği taşıma kuvvetini nicelendiren bir parametredir. Uçuş aerodinamiği açısından, C_L değeri uçağın kanatlarından kaynaklanan taşıma kuvvetini karakterize eder. Taşıma kuvveti, uçağın yerçekimi etkisini dengelemesini ve havada kalmasını sağlar (Torres & Mueller, 2001). Aerodinamik taşıma katsayısı, birçok faktöre bağlı olarak değişir. Bunlar arasında kanat geometrisi, kanat profilinin şekli, kanat alanı, hücum açısı, uçuş hızı, hava yoğunluğu ve Reynolds sayısı gibi etkenler bulunur (Spedding & McArthur, 2010). Aerodinamik taşıma katsayısı, bu faktörlerin kombinasyonunu hesaba katarak belirlenir.

Aerodinamik taşıma katsayısı genellikle deneyler, sayısal simülasyonlar ve teorik hesaplamalar yoluyla elde edilir. Deneyler, ölçümler ve testler aracılığıyla gerçek uçuş veya rüzgar tüneli ortamlarında taşıma kuvveti verilerini sağlar. Sayısal simülasyonlar ise bilgisayar tabanlı akışkan dinamiği analizlerini kullanarak taşıma kuvvetini tahmin eder. Teorik hesaplamalar ise aerodinamik teoriler, Bernoulli prensibi ve kuvvet dengesi denklemleri gibi temel prensipleri kullanarak taşıma kuvvetini tahmin eder (Pletcher vd., 2012).

Aerodinamik taşıma katsayısının hesaplanması için genellikle aşağıdaki formül kullanılır:

$$L = \frac{C_L \cdot \rho \cdot V^2 \cdot A}{2} \quad (2.2)$$

C_L : Aerodinamik taşıma katsayısı

L: Taşıma kuvveti

ρ : Hava yoğunluğu

V: Akış hızı

A: Kanat alanı

Aerodinamik taşıma katsayısı, uçuş aerodinamiği alanında önemli bir parametre olarak kullanılır. Uçak tasarımında, C_L değerinin optimize edilmesiyle istenen taşıma kuvveti elde edilirken sürükleme katsayısı minimize edilir (Panagiotou vd., 2014). Ayrıca, C_L değeri uçağın manevra kabiliyeti, dönme momenti, hücum açısı toleransı ve istikrarı üzerinde de etkilidir (Stojaković vd., 2018).

Bu şekilde aerodinamik taşıma katsayısı, uçak tasarımcılarına uçak performansının iyileştirilmesi, verimliliğin artırılması ve güvenliğin sağlanması konularında rehberlik eder. Yüksek C_L değerleri daha iyi taşıma sağlarken düşük C_L değerleri daha düşük taşıma ve daha fazla sürükleme üretir. Dolayısıyla, aerodinamik taşıma katsayısı, uçak performansının ve aerodinamik özelliklerinin temel bir ölçütüdür.

2.3. Yüksek Hücum Açılarında Aerodinamik

Yüksek hücum açıları, uçağın kanatlarının hücum açısının arttığı durumları ifade eder. Aerodinamik açıdan, yüksek hücum açıları uçuşun bazı kritik durumlarında önemli bir rol oynar. Bu durumlar arasında kalkış, iniş, düşük hızlı uçuş ve manevra gibi operasyonlar yer alır. Hücum açılarının tanımlanması için bir sınıflandırma sistemi geliştirilmiştir (Cummings vd., 2003);

- Düşük hücum açısı $0^\circ \leq \alpha \leq 15^\circ$ (simetrik, sabit akış, doğrusal taşıma değişimi);
- Orta hücum açısı $15^\circ \leq \alpha \leq 30^\circ$ (ayrılmış, simetrik girdaplar, sabit akış, doğrusal olmayan taşıma değişimi);
- Yüksek hücum açısı $30^\circ \leq \alpha \leq 65^\circ$ (ayrılmış, asimetrik girdaplar, sabit / kararsız akış, doğrusal olmayan taşıma);
- Çok yüksek hücum açısı $\alpha > 65^\circ$ (ayrılmış, asimetrik girdaplar, kararsız türbülans başlangıcı, stall sonrası)

Yüksek hücum açılarında, kanat yüzeyleriyle etkileşime giren hava akımı büyük ölçüde değişir. Bu değişiklikler, aerodinamik kuvvetlerin (taşıma, sürüklenme ve yanal kuvvet) ve momentlerin (dönme momentleri) önemli ölçüde değişmesine neden olur (Pellegrino & Meskell, 2013). Bu durum, uçak kontrolünü etkileyebilir ve pilotun uçağı istenen şekilde yönlendirmesini zorlaştırabilir. Yüksek hücum açılarında, kanat profili üzerindeki akış ayrışmaları ve durgun bölgelerin oluşması daha olasıdır. Bu, sürüklenme kuvvetinin artmasına ve taşıma kuvvetinin azalmasına yol açar. Ayrıca, hava akışının düzensizliği, kanat uçlarındaki türbülansların oluşmasına ve kanat performansının azalmasına neden olabilir (Molinari vd., 2016).

Yüksek hücum açılarında aerodinamik konuların anlaşılması ve analizi, uçak tasarımı, uçuş kontrol sistemleri ve pilotaj becerileri için kritik öneme sahiptir. Bu nedenle, aerodinamik mühendisler ve uçuş eğitimi alan pilotlar, yüksek hücum açılarındaki aerodinamik fenomenleri ve bu durumların uçak performansı üzerindeki etkilerini detaylı bir şekilde incelerler. Aerodinamik açıdan, yüksek hücum açılarıyla ilgili çalışmalar, sayısal simülasyonlar, rüzgâr tüneli deneyleri ve uçuş testleri gibi yöntemler kullanılarak gerçekleştirilir (Wang vd., 2015). Bu çalışmalar, yüksek hücum açıları için özel olarak tasarlanmış kanat profilleri, kanat flapları ve slatlar gibi kontrol yüzeyleri ve aerodinamik stabilite ve kontrol sistemleri üzerine odaklanır.

Manolesos ve Papadakis çalışmalarında, rüzgar türbinlerinde düz sırtlı hava profillerinin kullanımını ve bu profiller üzerindeki akışı incelemenin içerdiği zorlukları tartışmışlardır. Çalışma, akışı analiz etmek ve sayısal çerçeveyi doğrulamak için MaPFlow gibi hesaplama araçlarını kullanılmıştır. Ayrıca en boy oranının taşıma ve sürüklenme üzerindeki etkilerini, stall hücrelerinin oluşumunu ve yüksek hücum açılarında girdap atma davranışını araştırmaktadır. Hem cisim vorteks atımı hem de durak hücre oluşumu için hesaplama alanının yayılma yönündeki boyutunun önemini vurgulamışlardır. Çalışma, değişkenler arasındaki korelasyonu ve farklı Reynolds sayılarında keskin arka kenarları olan hava profillerinin aerodinamik özelliklerini tartışarak sona ermektedir (Manolesos & Papadakis, 2021).

Flaplar üzerine yapılan bir çalışmada ise; uçakların kontrolü veya performansının iyileştirilmesi için sert bir kanadın salınım hareketinin potansiyel bir mekanizma olarak kullanılması araştırılmıştır. Aerodinamik analiz, test bölümünün tam genişliğini kaplayan bir NACA 0012 kanadının rüzgâr tüneline test edilmesini içermiştir. Ölçümler, 21×10^3

Reynolds sayısında gerçekleştirilmiştir. Kanat profilinin firar kenarı, hücum kenarından giriş uzunluğunun %75'inde mafsallıdır ve çeşitli kanat çırpma hızları aracılığıyla etkin hücum açısında dinamik değişimlere izin vermektedir. Kanadın statik ortalama hücum açısı değerine bağlı olarak, firar kenarı flapsının hareketi, sabit bir hava kanadı açısı genliği olan 0 ve 10 derece değerleriyle gerçekleştirilmiştir. Amaç, flapsal saplamanın neden olduğu etkili hücum açısının akış dinamikleri üzerindeki etkilerini değerlendirmek ve Leishman'ın analitik modeliyle farklı flaplar için indirgenmiş frekanslarda karşılaştırma yapabilecek veriler sunmaktır. Sonuçlar, düşük genlik ve salınım frekanslarında Leishman'ın modeli ile iyi uyum gösterirken, daha yüksek genlik ve salınım frekanslarında daha büyük farklılıklar gözlemlenmiştir (Shehata vd., 2018).

Yüksek hücum açılarında başka bir çalışmada ise; iki boyutlu ölçekli, önden eğimli ve konik olmayan bir MD30P30N yüksek taşıma modelinin flapsız gürültüsünü araştırmaktadır. Deneysel veriler, kapalı kesitli bir rüzgar tüneline geniş bir hücum açısı aralığı ve 0.07 ile 0.1 arasındaki Mach sayıları için aeroakustik ve aerodinamik ölçümleri içermektedir. Üç farklı flap konfigürasyonu deneysel olarak incelenmiştir. -2 dereceden daha küçük hücum açıları ve 12 dereceden daha büyük hücum açıları arasında, tüm konfigürasyonlar için flap gürültüsü çok küçüktür ve çoğunlukla rüzgar tüneli arka plan gürültüsünün altında yer almaktadır. -2 ve 12 derece arasındaki hücum açılarında, flap konfigürasyonu flap gürültü spektrumlarını önemli ölçüde etkilemektedir ve bu aralıkta, daha düşük hücum açıları en güçlü düşük frekanslı dar bant tepe noktalarını göstermektedir (Amaral vd., 2018).

Yüksek hücum açılarında aerodinamik kararlılık, uçak veya diğer hava araçlarının istikrarını ve kontrolünü sağlamak için önemli bir faktördür. Bu konuda yapılan bir çalışmada; bir ticari uçak konfigürasyonunun büyük-genlikli ve zorlamalı salınımlarına odaklanılmıştır. Mevcut modeller, stall aralığına kadar uçak üzerindeki kararsız aerodinamik kuvvetleri açıklamak için modifiye edilmiştir. Kararlı durum ve periyodik zorlanmış kararsız Reynolds ortalama Navier-Stokes simülasyon verileri, model parametrelerini kalibre etmek için kullanılmıştır. Azaltılmış dereceli modellerin sonuçları, istikrarsız Reynolds ortalama Navier-Stokes simülasyonlarında gözlemlenenlerle genel olarak iyi bir uyum içinde olduğu görülmüştür (Luchtenburg vd., 2015).

Aerodinamik kontrol sistemleri, uçakların istikrarını ve kontrolünü sağlamak için tasarlanmış özel sistemlerdir. Bu sistemler, yüksek hücum açılarında oluşabilecek aerodinamik zorlukları etkili bir şekilde yönetmeyi amaçlar. Bir aerodinamik kontrol sistemi genellikle uçağın kanatları, yatay ve dikey kuyrukları gibi kontrol yüzeylerini içerir. Bu yüzeyler, pilotun komutlarına veya otomatik sistemlere yanıt olarak hareket ederek uçağın yönünü ve dönüşlerini kontrol eder. Kontrol sistemleri konusunda yapılan bir çalışmada, yüksek hücum açılı bir füze için yunuslama-yalpa-sapma entegre otomatik pilot sistemlerinin uygulanabilirliğini araştırmaktadır. Aerodinamik özelliklerin incelenmesi, uzunlamasına ve enine yönlendirmeler arasında güçlü çapraz etkileşim etkileri olduğunu göstermektedir. Önerilen için yunuslama-yalpa-sapma entegre denetleyicinin performansı, yüksek doğruluklu doğrusal olmayan 5 serbestlik dereceli simülasyonlarla test edilmiştir. Önerilen denetleyiciler, orantısız navigasyon rehberlik yasalarıyla birlikte toplam hücum açısına bağlı olarak lineer parametre değişken bir çerçevede zamanlanmıştır. Entegre denetleyici, ayrışık bir şekilde tasarlanan denetleyicilerin elde edemeyeceği tatmin edici bir performans sergilemiştir (Kang vd., 2009).

Yüksek hücum açılarındaki aerodinamik hesaplamalar hakkında yapılan bir çalışmada, savaş uçaklarının yüksek hücum açılarında aerodinamik özellikleri incelenmiştir. Sürüklenme, taşıma ve moment katsayıları üzerindeki etkiler analiz edilmiş ve uçuş performansına olan etkileri değerlendirilmiştir (LeRoy vd., 2003). Yüksek hücum açılarındaki uçuş için akış kontrolünün deneysel olarak incelenmesini kapsayan çalışmada ise farklı akış kontrol teknikleri, kontrol yüzeylerinin etkinliği ve aerodinamik performans üzerindeki etkileri araştırılmıştır.

3. RÜZGAR TÜNELLERİ VE UÇAK MODELLERİ

Rüzgâr tünelleri, aerodinamik testlerin yapıldığı, rüzgârın hareketini kontrol edebilen yapılardır. Bu tüneller, uçak, otomobil, bina, köprü ve diğer yapıların tasarımı ve aerodinamik performansının test edilmesi için kullanılır.

Rüzgâr tünellerinin ilk konseptleri 19. yüzyılın sonlarında ortaya çıkmıştır. Bu dönemde rüzgârın etkilerini incelemek ve aerodinamik bilgisini artırmak amacıyla basit ölçekli rüzgâr tünelleri kullanılmıştır. Örneğin, 1871'de Francis Herbert Wenham tarafından bir rüzgâr tüneli tasarlanmış ve bazı temel aerodinamik deneyler gerçekleştirilmiştir (Singh vd., 2014). 20. yüzyılın başlarında rüzgar tünelleri, havacılık endüstrisinin gelişmesiyle birlikte önemli bir araştırma aracı haline geldi. 1901'de Gustave Eiffel, Paris'te bulunan Eiffel Rüzgâr Tüneli'ni inşa etti. Bu rüzgar tüneli, birçok önemli aerodinamik deneyin yapıldığı ve birçok havacılık tasarımının geliştirildiği bir merkez haline geldi (Green & Quest, 2011). Aynı dönemde ABD'de Wright Kardeşler, uçak tasarımını geliştirmek için kendi rüzgâr tünelini inşa etti. İkinci Dünya Savaşı sonrasında rüzgâr tüneli teknolojisi hızla gelişti. Bu dönemde büyük ölçekli rüzgâr tünelleri inşa edilmeye başlandı. Bunlar, uçak tasarımında önemli bir rol oynadı ve süpersonik uçuş koşullarında testlerin yapılmasına olanak sağladı. Bu dönemde NASA ve diğer havacılık araştırma kuruluşları da rüzgâr tüneli teknolojisi üzerinde çalışmalar yaptı (Orme & Conners, 1994). Rüzgar tüneli teknolojisi 20. yüzyılın sonlarında ve 21. yüzyılın başlarında daha da gelişti. Bilgisayar tabanlı simülasyonlarla birleştirilerek daha hassas sonuçlar elde etmek amacıyla dijital rüzgâr tünelleri geliştirildi. Bunlar, aerodinamik testlerin maliyetini düşürdü ve tasarımcılara daha hızlı ve verimli bir şekilde çalışma imkânı sağladı (Robins, 2003). Günümüzde, rüzgar tünelleri çeşitli endüstrilerde yaygın olarak kullanılmaktadır. Havacılık, otomotiv, enerji ve yapı sektörleri gibi birçok alanda tasarımların ve ürünlerin aerodinamik performansının değerlendirilmesi için rüzgâr tünelleri kullanılmaktadır. Rüzgâr tüneli teknolojisi sürekli olarak geliştirilmekte ve yeni yöntemler ve teknolojilerle birleştirilerek daha ileri düzeyde aerodinamik test imkanları sunmaktadır.

İlk olarak, Wright Kardeşler'in 1901'de inşa ettikleri rüzgâr tüneli, uçak kanatları ve gövdelerinin aerodinamik performansını test etmek için kullanılmıştır. Bu tür tüneller, farklı kanat şekilleri, gövde tasarımları ve kontrol yüzeyleri üzerindeki aerodinamik

kuvvetleri ve direnci ölçerek uçak performansının artırılmasına katkıda bulunmuştur (Baals, 1981).

Rüzgâr tünelleri, otomobil endüstrisinde de yaygın olarak kullanılmaktadır. Özellikle otomobil aerodinamiği üzerindeki etkilerin incelenmesi ve yakıt verimliliğinin artırılması için kullanılır. Rüzgâr tünelleri, aracın tasarımında yer alan farklı bileşenlerin (ön ızgaralar, yan aynalar, arka kanatlar vb.) aerodinamik etkilerini değerlendirerek, aracın direncini azaltmak ve yakıt tüketimini optimize etmek amacıyla tasarımların geliştirilmesine yardımcı olur (Le Good & Garry, 2004).

Rüzgâr tünelleri, büyük binalar, köprüler ve diğer yapılar için de kullanılmaktadır. Bu yapıların rüzgâr yüklerine dayanıklılığını test etmek amacıyla kullanılan tüneller, rüzgârın yüksek hızlarda etkileşimini simüle ederek yapıların dayanıklılığını değerlendirir (Cermak, 1999). Bu sayede yapısal tasarımların güvenilirliği artırılır ve potansiyel hasar veya çökme riskleri minimize edilir.

Rüzgâr tünelleri, rüzgâr enerjisi sektöründe de kullanılır. Rüzgâr türbinlerinin performansını ve verimliliğini test etmek için ölçekli modeller kullanılır. Rüzgâr tünelleri, farklı rüzgâr koşullarında türbin kanatlarının aerodinamik davranışını değerlendirerek, daha etkili rüzgâr türbinleri tasarlamaya yardımcı olur (Bottasso vd., 2014).

Bu kullanım şekilleri, rüzgâr tünellerinin çeşitli endüstrilerde önemli bir araştırma aracı haline gelmesine ve tasarım süreçlerinin iyileştirilmesine katkıda bulunmuştur. Günümüzde rüzgâr tünelleri, daha da geliştirilen teknolojilerle daha hassas ve gerçekçi sonuçlar sunmaktadır.

3.1. Rüzgar Tünellerinin Kullanım Amaçları

Rüzgâr tünelleri, uçak tasarımı ve aerodinamik performansın test edilmesi için kritik bir araçtır. Bu tünellerde yapılan uçak testleri, farklı hava koşullarını simüle ederek uçakların aerodinamik özelliklerini, performansını ve güvenliğini değerlendirmeye yardımcı olur (Barlow vd., 1999).

Rüzgâr tünelleri, uçak kanatlarının ve gövdelerinin aerodinamik davranışını incelemek için kullanılır. Farklı kanat tasarımları, kanat yükseklikleri, açıları, kesit şekilleri ve hatta kanat uçları üzerinde yapılan testlerle, uçakların taşıma katsayısı, sürüklenme, yanal kontrol ve denge gibi önemli aerodinamik özellikleri optimize edilir.

Bu testler, uçakların daha verimli uçmasını, daha iyi performans göstermesini ve daha düşük yakıt tüketimi sağlamasını hedefler (Keidel vd., 2019).

Rüzgâr tünelleri, uçak motorlarının aerodinamik performansını test etmek ve yakıt verimliliğini artırmak için kullanılır. Motor giriş ve çıkışlarındaki hava akışı, pervane veya turbojetlerin performansını ve etkinliğini değerlendirmek amacıyla ölçülür (Hoheisel, 1997). Bu testler, daha verimli ve çevre dostu motorlar geliştirmeyi hedefler.

Uçakların yüksek hızlı ve süpersonik uçuş koşullarında davranışını incelemek için de rüzgâr tünelleri kullanılır. Bu testlerde, uçakların ses hızının üzerinde uçtuğu hızlarda aerodinamik özellikleri ve sürüklenmeleri değerlendirilir (Fulghum, 2014). Süpersonik uçuşta, şok dalgaları, titreşimler ve aerodinamik ısı etkileri gibi faktörler üzerinde çalışılır (Leyva, 2017).

Rüzgâr tünelleri, uçakların denge ve kontrol sistemlerini test etmek için kullanılır. Kanat uçlarındaki aeroelastik etkiler, uçakların yanal ve dikey kontrolünü etkileyebilir (Wilson vd., 2019). Rüzgâr tünellerinde yapılan testlerde, uçakların stabilite ve manevra kabiliyeti, denge ve kontrol yüzeylerinin etkinliği ve uçuş performansı incelenir.

Rüzgâr tünelleri, uçaklara etki eden aerodinamik yükleri ve yapısal stresleri analiz etmek için kullanılır. Uçak tasarımlarının dayanıklılığı ve güvenliği, rüzgâr tünellerinde yapılan testlerle belirlenir. Bu testlerde, uçaklara farklı rüzgâr hızları ve açıları altında yükler uygulanır ve yapısal stres analizleri yapılır (Nguyen vd., 2015).

Rüzgâr tünelleri, uçak tasarım sürecinde önemli bir rol oynar ve uçakların aerodinamik performansını optimize etmek, yakıt verimliliğini artırmak, güvenlik standartlarını sağlamak ve uçuş performansını geliştirmek için kritik bir araçtır. Bu tünellerde yapılan testler, daha güvenli, verimli ve gelişmiş uçakların geliştirilmesine katkıda bulunur.

Rüzgâr tünellerinde yapılan çalışmalar, uçakların yüksek hücum açılarındaki aerodinamik performansını incelemeyi de amaçlar. Bu çalışmalar genellikle uçak kanatları ve kontrol yüzeyleri üzerinde yoğunlaşır ve farklı hücum açıları altında aerodinamik kuvvetlerin ve sürüklenme katsayısının değişimini analiz eder. Bu çalışmaları genel anlamda üç başlıkta inceleyebiliriz.

Hücum Açısının Kanat Performansına Etkisi: Bu çalışmalarda, rüzgâr tünellerinde farklı hücum açıları altında kanatların aerodinamik performansı incelenir. Kanat yükseklikleri (Yasuda vd., 2019), kanat kesit şekilleri (Brandon & Nguyen, 1988) ve kontrol yüzeyleri (Bartley-Cho vd., 2004) gibi faktörler üzerinde çalışılır. Hücum açısının kanat taşıma katsayısı, sürüklenme katsayısı ve momente olan etkisi araştırılır. Bu çalışmalar, uçakların düşük hızlarda iniş ve kalkış gibi yüksek hücum açıları altında nasıl davrandığını anlamayı hedefler.

Hücum Açısının Kontrol Yüzeylerine Etkisi: Bu çalışmalar, farklı hücum açıları altında uçak kontrol yüzeylerinin etkinliğini ve performansını değerlendirir. Elevonlar (Rajamurthy, 1997), aileronlar (Weick & Wenzinger, 1932), dümenler (Li & Ma, 2014) gibi kontrol yüzeylerinin aerodinamik özellikleri ve etkisi incelenir. Hücum açısının kontrol yüzeylerinin taşıma, sürüklenme ve manevra kabiliyeti üzerindeki etkisi analiz edilir (Tripathi vd., 2018). Bu çalışmalar, uçağın stabilitesini ve manevra kabiliyetini artırmak için kontrol yüzeylerinin doğru tasarımını sağlamaya yardımcı olur.

Yüksek Hücum Açıları Altında Akış Yapısı Analizi: Bu çalışmalarda, rüzgâr tünelleri kullanılarak hücum açıları altında akışın nasıl davrandığı ve oluşan şok dalgaları, sınır tabakalar, akış ayrılmaları ve türbülanslar gibi faktörler incelenir (Grek vd., 1990). Akış yapısı analizleri, hücum açılara bağlı olarak kanat ve kontrol yüzeylerindeki aerodinamik etkileri anlamayı ve optimize etmeyi amaçlar. Bu çalışmalar, uçakların yüksek hücum açıları altında stabilize ve kontrol sağlamasını sağlayacak tasarım geliştirmelerine yol açabilir.

3.1.1. Rüzgâr Tünellerinin Sınıflandırılması

Rüzgâr tünellerini kullanım amacına göre pek çok farklı sınıfta karşımıza çıkmaktadır. Rüzgâr tünelleri, çevrim türlerine göre açık ve kapalı çevrim olarak sınıflandırılabilir.

Açık Çevrim Rüzgâr Tünelleri: Açık çevrim rüzgâr tünelleri, hava akışının tünelin bir ucuna üflenip diğer ucundan dışarı atıldığı tünellerdir. Bu tür tünellerde, hava döngüsel olarak sirküle etmez ve genellikle dışarıya atılan hava, çevreye dağılır. Açık çevrim tüneller, genellikle büyük ölçekli testler ve rüzgâr yükleri üzerindeki çalışmalar için kullanılır. Bu tür tüneller, doğal ortam şartlarını simüle etmek ve büyük hacimli testler yapmak için uygundur (Mauro vd., 2017).

Kapalı Çevrim Rüzgâr Tünelleri: Kapalı çevrim rüzgar tünelleri, bir döngü oluşturan bir boru veya tüp şeklinde tasarlanmıştır. Bu tür tünellerde hava, bir fan veya kompresör yardımıyla döngüsel bir şekilde sirküle edilir. Havanın devirli bir şekilde dolaştığı bu tüneller, sürekli bir rüzgar akışı sağlar (Foreman, 2013). Bu tür tünellerde hava akışı daha kontrollü bir şekilde sağlanır ve test koşulları daha istikrarlıdır. Kapalı çevrim tüneller, daha küçük ölçekli testler ve hassas aerodinamik analizler için uygundur.

Rüzgâr tünelleri farklı ses hızı bölgelerinde testler yapmak için tasarlanmakta ve farklı hız aralıklarına uygun olarak çeşitli akademik amaçlarla kullanılmaktadır. Rüzgâr tünelleri, ses hızı kapasitelerine göre aşağıdaki şekillerde sınıflandırılabilir:

Sesaltı Rüzgar Tünelleri: Sesaltı rüzgar tünelleri, hava akışının ses hızının altında gerçekleştiği tünellerdir. Bu tür tünellerde hava akışı, ses hızına kadar olan hızlarda gerçekleşir (Torenbeek & Wittenberg, 2009). Sesaltı tüneller, genellikle düşük hızlı aerodinamik testler, otomotiv aerodinamiği, yapısal analizler ve akışkan davranışının incelenmesi gibi uygulamalar için kullanılır.

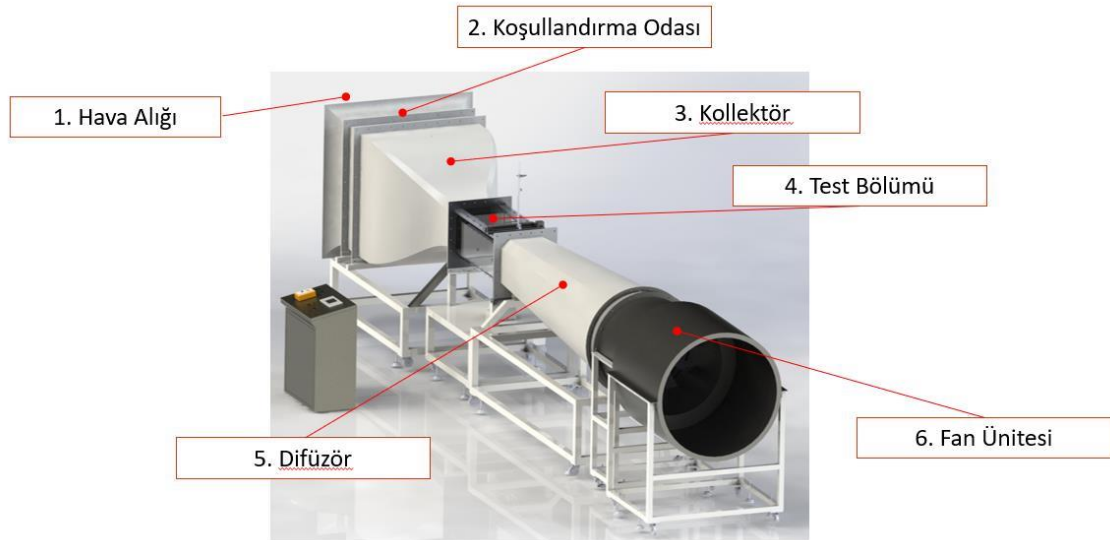
Transonik Rüzgar Tünelleri: Transonik rüzgar tünelleri, hava akışının hem ses hızının altında hem de üstünde olduğu tünellerdir. Bu tür tünellerde, hava akışının bazı bölgeleri subsonik hızlarda gerçekleşirken, diğer bölgeleri ise ses hızının üzerinde olabilir (Reis vd., 2014). Transonik tüneller, özellikle hava araçlarının transonik hızlarda, yani ses hızına yakın hızlarda nasıl davrandığını incelemek için kullanılır.

Sesüstü Rüzgar Tünelleri: Sesüstü rüzgar tünelleri, hava akışının ses hızının üzerinde gerçekleştiği tünellerdir. Bu tür tünellerde hava akışı ses hızının üzerinde ve genellikle Mach 1'den (ses hızı) daha yüksek hızlarda gerçekleşir. Sesüstü tüneller, süpersonik uçuş koşullarını incelemek, hava araçlarının sınırlarını test etmek ve sesüstü hızda seyreden araçların aerodinamik davranışını anlamak için kullanılır (Grossir, 2015).

3.1.2. Rüzgar Tünellerinin Yapısı ve Bölümleri

Rüzgar tünelleri, aerodinamik testler ve analizler için kullanılan laboratuvar cihazlarıdır. Rüzgar tünellerinde hava akışı, bir fan veya kompresör yardımıyla oluşturulur. Fan veya kompresör, tünelin bir ucundan hava emer ve hava akışını hızlandırır. Hava, tünel boyunca ilerlerken hızlanır ve test bölgesine doğru yönlendirilir

(Hand vd., 2001). Rüzgar tünelinin içinde, aerodinamik testlerin gerçekleştirildiği bir test bölgesi bulunur. Bu bölge, genellikle bir masa veya platform üzerine yerleştirilen test örneğinin veya modelinin olduğu alandır. Test bölgesi, hava akışının en yoğun olduğu ve test edilen nesnenin etkileşime girdiği bölgedir. Hava akışının hızını ve diğer parametreleri kontrol etmek için çeşitli mekanizmalara sahiptir. Hava hızı, fan veya kompresörün hızı ve tünelin geometrisi ile ayarlanabilir. Ayrıca, hava sıcaklığı, basınç ve nem gibi faktörler de kontrol edilebilir. Bu şekilde, farklı test senaryoları ve çeşitli hava koşulları simüle edilebilir (Dong vd., 2008). Test edilen nesnenin aerodinamik performansını ölçmek ve veri toplamak için çeşitli sensörler ve ölçüm cihazları ile donatılmıştır. Hava akışı hızı, basınç, sıcaklık, tork ve kuvvet gibi parametreler ölçülerek test sonuçları elde edilir. Bu veriler, aerodinamik analizler, performans değerlendirmeleri ve tasarım iyileştirmeleri için kullanılır.



Görsel 3.1. Rüzgar tünelinin bölümleri

Rüzgâr tünelinin akışın düzgün ve kontrollü bir şekilde gerçekleşmesini sağlayan bileşenlerden oluşmaktadır. Her bir bölümün tasarımı, aerodinamik testlerin doğru sonuçlar elde etmesi için önemlidir. Rüzgâr tünelleri genel olarak giriş, kontraksiyon, test ve genişleme bölümleri ve bu bölümleri oluşturan alt bölümlerden oluşur (Lara vd., 2022). Giriş Bölümü; rüzgar tünelinin başlangıç noktasıdır ve hava akışının tünele girişini sağlar. Bu bölümde, hava akışının düzgün ve stabilize bir şekilde tünele yönlendirilmesi için önlemler alınır. Kontraksiyon bölümü; tünelin giriş bölümünden itibaren, hava akışı belli bir şekilde daraltılır. Bu bölümde, hava akışının hızının artması ve basıncının düşmesi sağlanır. Test bölgesi; rüzgar tünelinin ana bölümüdür ve aerodinamik testlerin

gerçekleştirildiği alandır. Bu bölümde, test örneği veya modeli yerleştirilir ve hava akışı onun üzerinden geçer. Test bölgesi, hava akışının homojen ve düzgün bir şekilde gerçekleştiği bir ortam sağlar. Genişleme bölümü; tünelin son bölümüdür ve hava akışının yavaşlamasını ve basıncının artmasını sağlar. Bu bölümde, hava akışının tünelin dışına çıkması için uygun bir şekilde genişlemesi sağlanır.

Rüzgar tüneline oluşturan temel yapısal bölümler aşağıdaki gibi sıralanabilir:

Giriş Bölümü: Rüzgar tünelinin başlangıç noktasıdır ve hava akışının tünele girişini sağlar. Bu bölümde genellikle bir giriş kolektörü bulunur, hava akışını yönlendirmek ve hava akışının istikrarlı olmasını sağlamak için tasarlanmıştır.

Test Bölümü: Bu bölüm, aerodinamik testlerin gerçekleştirildiği ana alandır. Test örneği veya modeli, deney odasında yerleştirilir ve hava akışı onun üzerinden geçer. Deney odası, genellikle düzgün bir akış ve homojen bir hız profili sağlamak için özel olarak tasarlanmıştır.

Dinlenme Odası: Dinlenme odası, deney odasının arkasında bulunan bir bölümdür. Bu bölüm, hava akışının yavaşladığı ve düzensizliklerin azaldığı bir alandır. Dinlenme odası, hava akışının tünelin sonuna doğru düzgün bir şekilde yönlendirilmesini sağlar.

Bal Peteği: Bal peteği, deney odasında hava akışının homojenliğini sağlamak için kullanılan bir yapıdır. Bal peteği, hava akışının türbülans oluşturmada düzgün bir şekilde dağılmasını ve homojen bir hız profili oluşturmada sağlar (Morales vd., 2017).

Elekler: Elekler, deney odasında hava akışının düzgün bir şekilde dağılmasını sağlamak için kullanılan bileşenlerdir. Elekler, hava akışını düzenlemek ve türbülansı azaltmak için tasarlanmıştır (Kharolkar vd., 2019).

Difüzör: Difüzör, rüzgar tünelinin son bölümüdür. Bu bölümde hava akışı genişler ve hızı yavaşlar. Difüzör, hava akışının tünelin dışına çıkmasını sağlar ve basıncın düşmesini engeller.

Fan: Fan veya kompresör, hava akışını oluşturan ve tünele hava sağlayan bileşendir. Fan, genellikle tünelin giriş bölümünde yer alır ve hava akışını hızlandırarak istenilen hız profiline ulaşmasını sağlar.

Rüzgâr tünellerinde aerodinamik testlerde kullanılan çeşitli yardımcı metotlar ile entegre çalışmalar yapılabilmektedir. Rüzgar tünellerinde, test edilen nesnenin üzerine yerleştirilen kuvvet ve tork ölçüm cihazlarıyla aerodinamik kuvvetler ve torklar ölçülür. Bu cihazlar, taşıma, direnç ve yanlama momenti gibi aerodinamik kuvvet ve tork bileşenlerini doğru bir şekilde ölçerek test sonuçlarının analizini sağlar (Almeida vd., 2012). Rüzgar tüneline test edilen nesnenin yüzey akışının görselleştirilmesi için çeşitli teknikler kullanılır. Boyalama teknikleri veya akış görselleştirme boyaı kullanılarak, hava akışının yüzeye temas ettiğı bölgeler, akış ayrışmaları, türbülans bölgeleri ve diğer akış detayları görsel olarak analiz edilebilir (Laramée vd., 2004). Rüzgar tünellerinde, hava akışının hızı, basıncı, sıcaklığı ve diğer parametrelerini ölçmek için çeşitli sensörler kullanılır. Bu sensörler, akışın karakteristiklerini ve test sonuçlarını belirlemek için veri toplar. Örneğin, Pitot tüpleri, basınç sensörleri ve termokupllar gibi sensörler kullanılarak akış parametreleri ölçülebilir (Molina-Aiz vd., 2006). Rüzgar tünellerinde, akışın görsel olarak izlenmesi ve analiz edilmesi için çeşitli görüntüleme teknikleri kullanılır. Bunlar arasında Smoke-Wire Tekniğı, Schlieren Görüntüleme ve PIV (Particle Image Velocimetry) gibi yöntemler bulunur. Bu teknikler, akışın türbülans, dönme etkisi, akış ayrışmaları ve diğer akış özelliklerini görsel olarak analiz etmek için kullanılır (Garimella, 2020). Bu yardımcı metotlar, rüzgar tünellerinde gerçekleştirilen aerodinamik testlerin daha kapsamlı ve ayrıntılı bir şekilde analiz edilmesini sağlar. Bu sayede, tasarımların optimize edilmesi, performans değerlendirmeleri ve aerodinamik davranışın daha iyi anlaşılması gibi amaçlara yönelik veriler elde edilir.

3.2. Ölçekli Uçak Modelleri

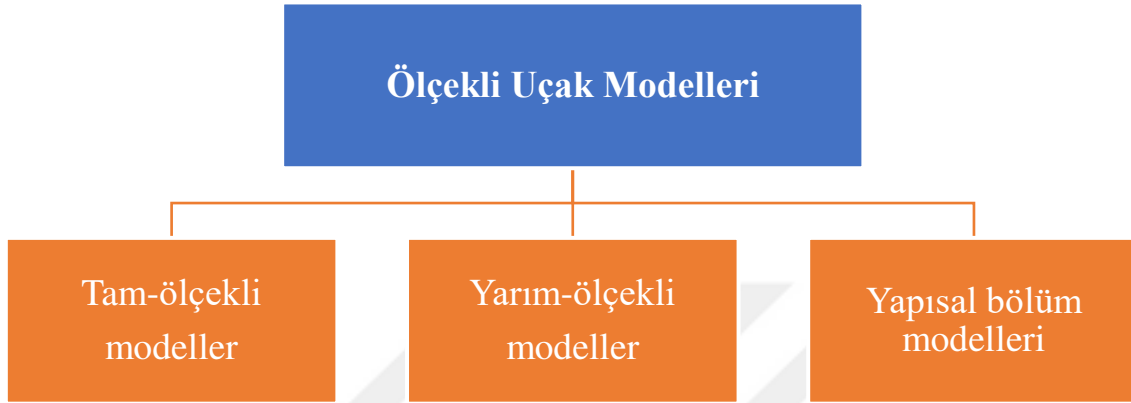
Rüzgar tünellerinde gerçek uçakların tam boyutlu modelleri yerine, ölçekli uçak modelleri kullanılır. Ölçekli modeller, gerçek uçağın boyutlarının küçültülerek, ölçeklendirilmiş bir şekilde üretilen modellerdir. Bu ölçekli modeller, aerodinamik özelliklerin incelenmesi, uçuş performansının analizi, kontrol sistemlerinin değerlendirilmesi ve tasarım optimizasyonu gibi amaçlar için kullanılır. Rüzgar tüneli deneylerinde ölçekli uçak modelleri, hava akışının üzerinden geçirilerek farklı hızlarda ve açılarda test edilir.

3.2.1. Ölçekli uçak modellerinin sınıflandırılması

Ölçekli modellerin kullanımı, gerçek uçak tasarımının maliyetli ve zaman alıcı olması nedeniyle önemlidir. Rüzgar tüneline gerçekleştirilen deneyler, daha küçük ve

daha hızlı bir ölçekte gerçekleştirilebilir. Bu deneyler, aerodinamik kuvvetlerin, momentlerin, basınç dağılımlarının ve akış yapısının anlaşılmasına yardımcı olur.

Farklı amaçlarla, farklı boyutlarda ve yapılarda karşımıza çıkan uçak modellerini aşağıdaki gibi üç sınıfta incelemek mümkündür:



Şekil 3.1. Ölçekli uçak modellerinin sınıflandırılması

3.2.1.1. Tam ölçekli modeller

Tam-ölçekli modeller (Full-Scale Models), uçağın şekilsel bütünlüğü korunarak, gerçek uçağın ölçekli olarak dış kabuk şekline bağlı kalarak üretilen modellerdir. Tam-ölçekli modeller, gerçek uçakların boyutlarına ve ölçeklerine tam olarak uygun olarak üretilen uçak modelleridir. Bu modeller, gerçek uçağın tüm fiziksel özelliklerini yansıtır ve gerçek uçağın uçuş davranışlarını ve performansını mümkün olduğunca doğru bir şekilde simüle etmeye çalışır. Gerçek uçağın tasarımının, aerodinamik özelliklerinin ve performansının daha ayrıntılı bir şekilde incelenmesini sağlar. Bu modeller, uçağın kalkış, seyir, iniş, manevra kabiliyetleri ve diğer uçuş karakteristiklerinin değerlendirilmesine yardımcı olur. Bu nedenle genellikle prototip aşamasında veya belirli bir uçağın performansının doğrulanması için kullanılırlar. Tam-ölçekli modeller, gerçek uçağın uçuş özelliklerini ve aerodinamik etkilerini test etmek için uçuş testleri, rüzgar tüneli deneyleri veya diğer test ortamlarında kullanılabilir. Bu modellerin avantajları arasında gerçekçilik, uçuş testlerinin daha doğru bir şekilde simüle edilebilmesi ve gerçek uçağın gerçek performansının değerlendirilmesi sayılabilir. Ancak, tam-ölçekli modellerin üretimi ve testleri maliyetli ve zaman alıcı olduğu için sınırlı bir şekilde kullanılırlar ve genellikle özel projeler veya belirli uçak tasarımlarında tercih edilirler.

Aşağıdaki tabloda, tam-ölçekli modellerin kullanılarak yapılan rüzgar tüneli test çalışmalarına yer verilmiştir.

Tablo 3.1. Tam-ölçekli uçak modelleri

Model	Referans
F-15 Model	(Reinholtz vd., 2008)
Advanced Supersonic Research Concept Model	(Jones vd., 2017)
CRM - NASA	(Konrath, 2015a)
SST uçak modeli - Boeing	(Ito vd., 2008)
C-17 Model	(McIlwain vd., 2017)
SACCON - UCAV	(Jentzsch vd., 2019)
SACCON/F17 and F19	(Vicroy vd., 2014)
AGARD-B model	(Kai vd., 2020)
DASA 1:10 ölçekli model	(Schodl vd., 2002)
1:21 ölçekli askeri uçak modeli	(Roosenboom vd., 2012)
1/12.81 ölçekli ticari uçak modeli	(Grant vd., 1999)
(1:100) ölçekli Airbus A300 - F2	(Jacquin vd., 2001)
1:320 ölçekli Boeing 737-800	(Ergin & Alemdaroğlu, 2013)
1:12 ölçekli CASA C-295	(Sciacchitano vd., 2018)
1100 mm. kanat açıklıklı model	(He vd., 2012)
STOVL model	(Elavarasan vd., 1999)
1/22 ölçekli Airbus modeli	(COTON, 1996)

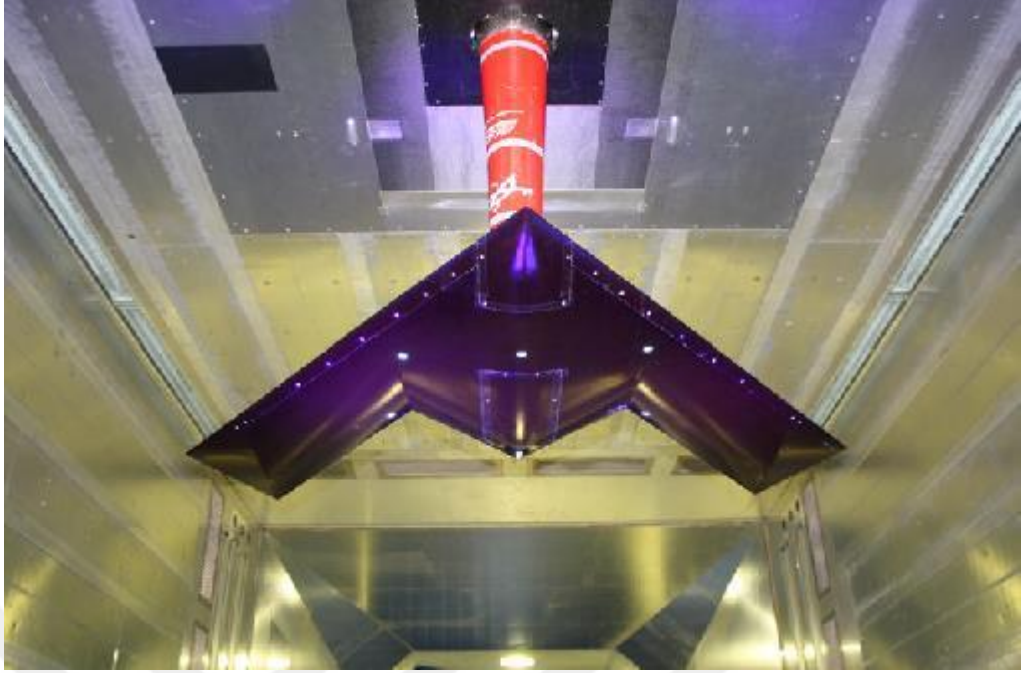
Bu modeller arasında en çok kullanılan modeller NASA CRM (Common Research Model) ve SACCON (Subsonic Aircraft Configuration Concept) uçak modelleridir.

NASA CRM, rüzgar tüneli testleri ve aerodinamik araştırmalar için kullanılan bir ölçekli model uçaktır. Bu model, NASA tarafından geliştirilmiş ve havacılık endüstrisindeki aerodinamik çalışmalar için yaygın olarak kullanılan bir standart haline gelmiştir. NASA CRM, aerodinamik performansın, kalkış ve iniş özelliklerinin, dönüş kabiliyetinin ve diğer uçuş parametrelerinin analiz edilmesi için tasarlanmıştır (Rivers, 2019). Model, orta kanatlı ve yüksek kanatlı konfigürasyonlarda mevcuttur ve genellikle subsonik hızlarda test edilir. Geniş bir hız aralığında çalışabilen ve farklı uçuş durumlarını simüle edebilen bir modeldir.



Görsel 3.2. NASA CRM model (Konrath, 2015a)

SACCON ölçekli model uçak, aerodinamik araştırmalar için kullanılan bir ölçekli modeldir. SACCON, DLR (Alman Havacılık ve Uzay Merkezi) tarafından geliştirilmiş ve subsonik hızlarda uçan yolcu uçaklarının aerodinamik performansını incelemek için kullanılan bir standart haline gelmiştir. Ölçekli modelin boyutları ve geometrisi, gerçek uçağın boyutlarına ve oranlarına uygun olarak belirlenir. Genellikle, kanat açıklığı, kanat alanı, gövde şekli ve diğer önemli özellikler gerçek uçağın oranlarına göre ölçeklenir. SACCON modeli, rüzgar tüneli testlerinde kullanılarak çeşitli aerodinamik analizler yapılabilir. Bu analizler arasında kalkış ve iniş performansı, aerodinamik yükler, direnç ve itme kuvveti, kanat etkisi ve kontrol yüzeylerinin etkisi gibi faktörler yer alır. Model, subsonik hızlarda çalışır ve genellikle düşük hücum açıları ve seyir durumları simüle edilir (Cummings vd., 2018).



Görsel 3.3. SACCON model (Cummings & Schütte, 2014)

3.2.1.2. Yarı-ölçekli modeller

Yarı-ölçekli simetrik uçak modelleri, gerçek uçağın boyutlarına kıyasla belirli bir oranla küçültülmüş ve simetrik geometriye sahip olan uçak modelleridir. Bu modeller, aerodinamik testler ve uçuş deneyleri için kullanılır. Bu modellerin simetrik olması, aerodinamik özelliklerin daha kolay analiz edilmesini sağlar. Simetrik bir kanat profiline sahip olan bu modeller, daha basit bir aerodinamik yapıya sahiptir ve dönme, yön değiştirme ve diğer uçuş manevralarını daha kolay gerçekleştirir. Bu modeller, uçak tasarımının aerodinamik performansını değerlendirmek, kontrol yüzeylerinin etkisini incelemek, stabilite ve manevra kabiliyetini değerlendirmek, yeni teknolojilerin etkisini test etmek ve uçak sistemlerini doğrulamak için kullanılır. Yarı-ölçekli simetrik uçak modelleri, maliyeti daha düşük ve test sürecinin daha hızlı bir şekilde tamamlanmasını sağlar. Gerçek uçağın büyüklüğü ve karmaşıklığından ötürü yapılan testlerde hata payı ve risk daha düşüktür. Ayrıca, modellerin küçük boyutları, taşınabilirliklerini artırır ve farklı rüzgar tünellerinde veya test ortamlarında kullanılmalarını kolaylaştırır.

Tablo 3.2. Yarı-ölçekli uçak modelleri

Model	Referans
18% ölçekli Gulfstream modeli	(Neuhart vd., 2014)
Yarı-ölçekli model - LWT1	(Yokokawa vd., 2006)
Askeri kargo uçağı modeli	(Roosenboom vd., 2009)
JAXA Standard Model	(Kanazaki vd., 2008)

Tablo 3.2. (Devam)Yarım-ölçekli uçak modelleri

1:13.6 ölçekli Airbus modeli	(Pengel vd., 1997)
OTOMO modeli	(Yokokawa vd., 2008)
ALVAST modeli	(Kooi vd., 2002)
A340 modeli	(Huenecke, 2000)
1.115 m kanat açıklıklı model	(Elsayed vd., 2010)
a9.24% ölçekli Dornier-728 modeli	(Fey vd., 2010)
Genel yarım-ölçekli model	(Guha & Kumar, 2016)
HL-CRM NASA modeli	(Lin vd., 2017)
A320 modeli	(Konrath, 2015b)

3.2.1.3. Yapısal bölüm modelleri

Literatürde en çok karşılaşılan ve en çok çalışma uçağın aerodinamik olarak daha önemli yapısal bölümlerinin modelleri üzerinde yapılan çalışmalardır. Bu bölümdeki çalışmalar genellikle uçağın bir kısmının demonte olarak ölçekli modeli ile yapılan çalışmalardır. Çalışmalar daha düzenli olması adına incelenen kısımlara göre tasnif edilmiştir ve ilgili konuda PIV ile beraber yapılan çalışmaların yaklaşık sayısı verilmiştir. Bu bölümler iniş takımı, pervane, kanat, uçuş kontrol yüzeyleri ve nozzle'dır.

Tablo 3.3. İniş takımı modeli çalışmaları

Yapısal Bölüm	Özellik	Referans
İniş takımı (Yaklaşık 1.580 sonuç)	İniş takımı ve parçaları	(Hutcheson vd., 2010)
	Basitleştirilmiş iniş takımı modeli	(de la Puente Cerezo vd., 2017)
	1:2.5 ölçekli Airbus A320 burun iniş takımı modeli	(Redonnet vd., 2017)
	G550 burun iniş takımı modeli	(Neuhart vd., 2009)
	İniş takımı modeli	(Armstrong vd., 2013)
	Dört tekerli iniş takımı modeli	(Lazos, 2002)
	İki tekerli burun iniş takımı modeli	(Murayama vd., 2011)

Tablo 3.4. Pervane modeli çalışmaları

Yapısal Bölüm	Özellik	Referans
Pervane (Yaklaşık 1.870 sonuç)	DHC Beaver pervane modeli	(Ragni vd., 2012)
	11-bladelı pervane modeli	(Novara vd., 2015)
	Askeri kargo uçağı pervane modeli	(Roosenboom vd., 2010)
	Döner profil pervane modeli	(Villegas & Diez, 2014)

Tablo 3.5. Kanat modeli çalışmaları

Yapısal Bölüm	Özellik	Referans
Kanat (Yaklaşık 14.900 sonuç)	Kanat ucu modeli	(Sohn & Chang, 2012)
	VFE-2 65° Delta kanat	(Schröder vd., 2006)
	NACA0012 profil	(Violato vd., 2011)
	NACA 642A015 profil	(Van Oudheusden vd., 2006)
	SD7003 profil	(Burgmann vd., 2008)
	Kanat aktif akış kontrol modeli	(Kreth vd., 2010)
	Delta kanat modeli	(Henning vd., 2005)
	NACA0015 profil	(Nankai vd., 2019)
	NACA 23012 kanat ucu modeli	(Altaf vd., 2016)
	Fan yüklemeli kanat modeli	(Hoeveler vd., 2018)

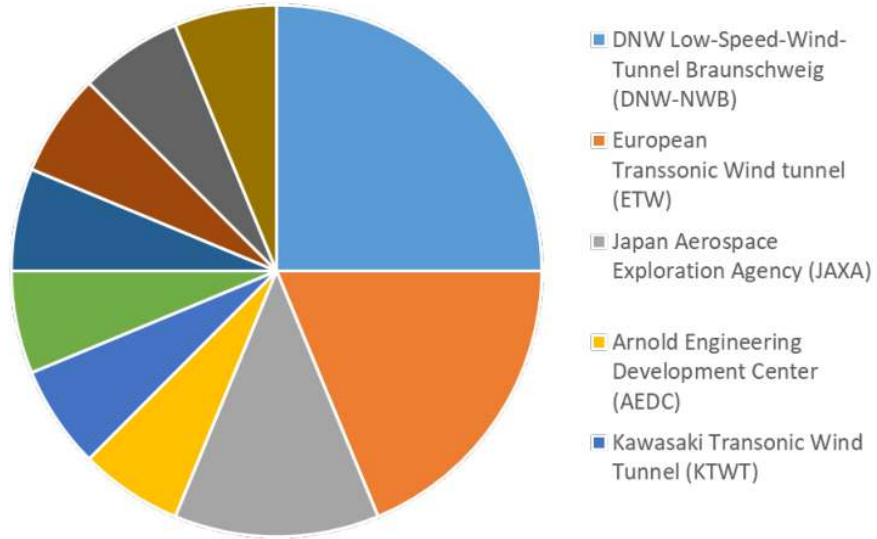
Tablo 3.6. Uçuş kontrol yüzeyi modeli çalışmaları

Yapısal Bölüm	Özellik	Referans
Uçuş kontrol yüzeyleri	NACA0012 aileron modeli	(Scheller vd., 2015)
	Şekil değiştirebilen flat modeli	(Chinaud vd., 2014)
	Kontrol aktüatörleri	(Shi vd., 2019)
	Gurney flap modeli	(Troolin vd., 2006)
	Hücum kenarı slat modeli	(Jenkins vd., 2004)
	Airbrake modeli	(Winkler & Scharnowski, 2017)
	NACA 0012+Gurney flap modeli	(Lee, 2011)
	Hücum kenarı strip modeli	(Chen vd., 2011)

Tablo 3.7. Nozzle modeli çalışmaları

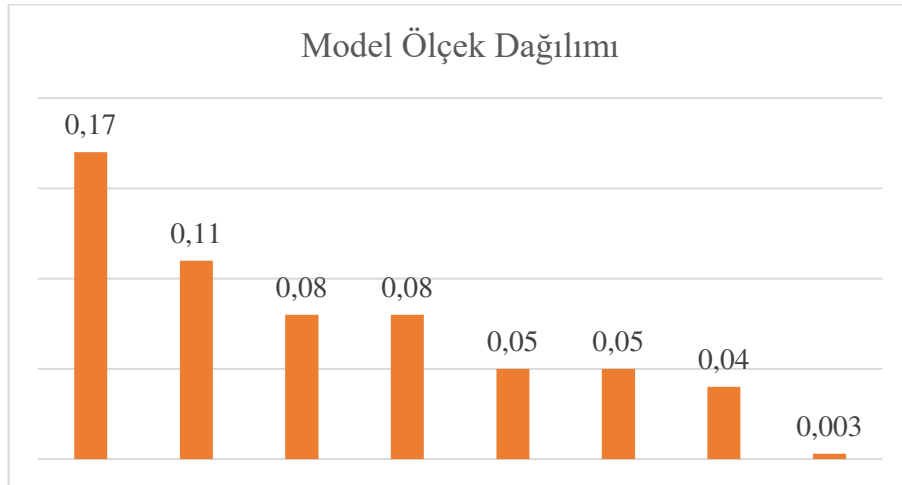
Yapısal Bölüm	Özellik	Referans
Nozzle (Yaklaşık 5.690 sonuç)	Basir nozzle modeli	(Durdina vd., 2014)
	Egzoz nozzle modeli	(Bridges & Wernet, 2019)
	İkiz-Jet STOVL modeli	(Cabrita vd., 2005)
	Yüksek hızlı akış jeti modeli	(Eastwood vd., 2008)
	JT15D-1 turbo fan modeli	(Nelson vd., 2014)
	Çarpan jet modeli	(Choutapalli vd., 2007)

Şekil 3.2’de uçak modelleri ile yapılan testleri rüzgar tünellerine göre dağılımı verilmiştir. Çalışmada PIV düzeneği ile entegre çalışmalar dikkate alındığından belli başlı rüzgar tünellerinde çalışmaların yoğunlaştığı görülmüştür. Özellikle DNW-NWB ve ETW rüzgar tünellerinde gerçekleşen çalışmalar tüm çalışmaların neredeyse yarısını oluşturduğu görülmektedir.



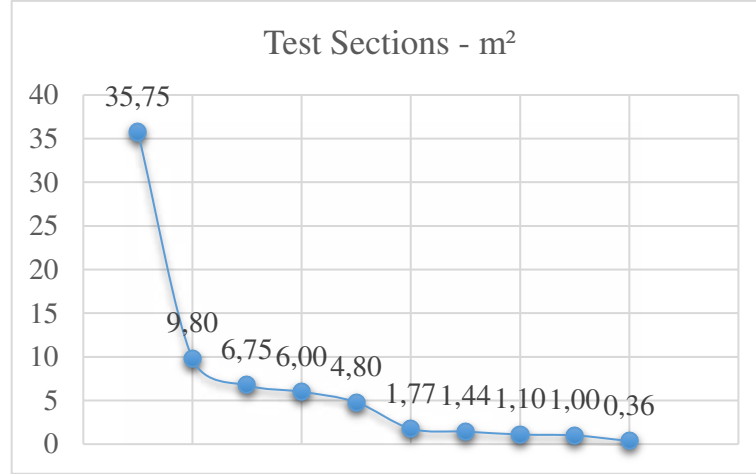
Şekil 3.2. Çalışmaların gerçekleştirdiği rüzgar tünelleri

Şekil 3.3’de incelenen çalışmalardaki ölçeklerin dağılımı verilmiştir. Görüldüğü üzere rüzgar tünellerinde kullanılan uçak modellerinin çoğunluğu 0,17 oranında ölçeğe sahiptir. İkinci sırada ise 0,11 oranında küçültülmüş modeller yer almaktadır. Yani kabaca rüzgar tünellerinde kullanılan ölçekli modeller için 0,10 – 0,15 arasında bir oran kullanılmaktadır.



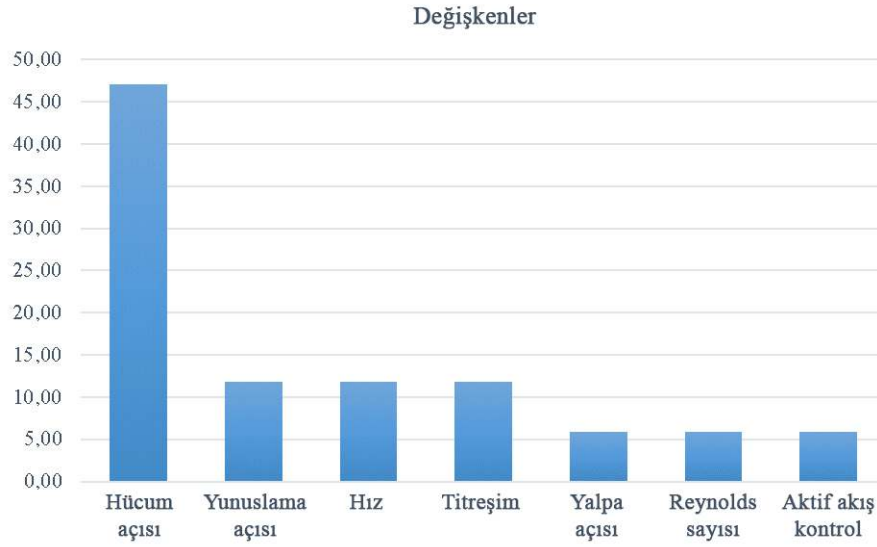
Şekil 3.3. Modellerin ölçeklerinin dağılımı

Çalışmaların yapıldığı rüzgar tünellerinin test bölümlerinin alanlarının dağılımına dair verileri Şekil 3.4’de verilmiştir. Bu grafikten anlaşılabileceği üzere ortalama test bölümü alanı $6,8\text{m}^2$ civarında çıkmıştır.



Şekil 3.4. Rüzgar tünellerinin test bölümü alanlarının dağılımı

İncelenen çalışmalarda kullanılan değişkenlerin dağılımı Şekil 3.5’de gösterilmiştir. Grafikten görüleceği üzere uçak aerodinamiği ile ilgili rüzgar tüneli çalışmalarında en çok çalışılan değişken hücum açısı olmuştur.



Şekil 3.5. Değişkenlere göre dağılım

4. RÜZGAR TÜNELİ İLE PIV SİSTEMİ ENTEGRASYONU

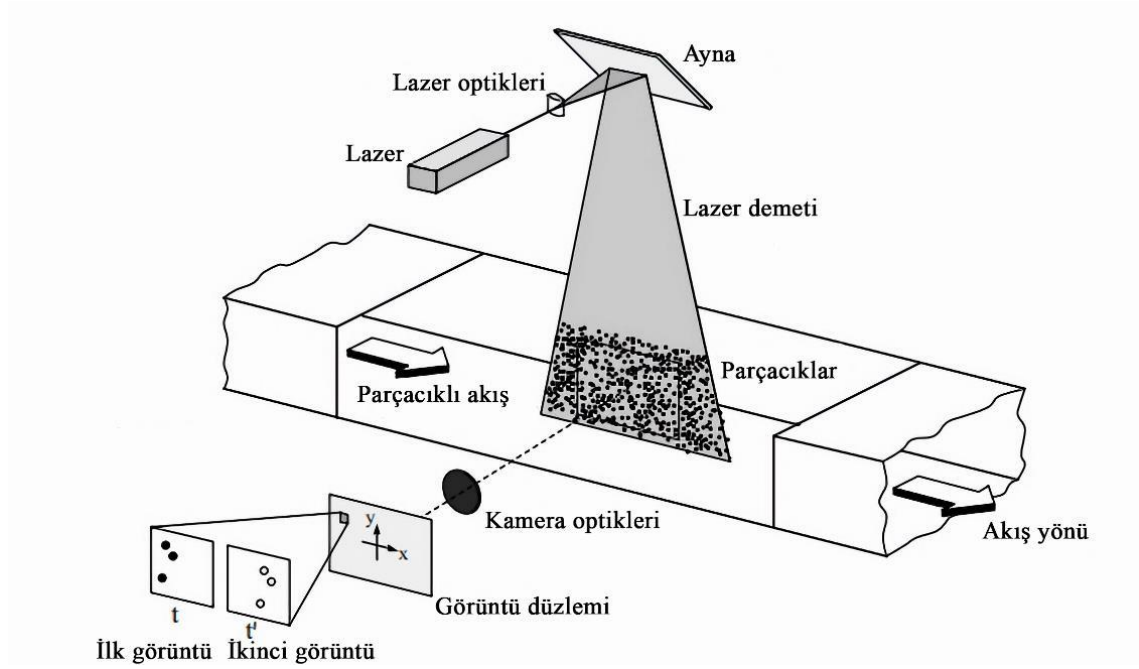
Rüzgar tünelleri, aerodinamik testlerde kullanılan önemli araçlardır ve bu testlerde PIV (Particle Image Velocimetry) gibi entegre düzenekler kullanılabilir. PIV, akış hızlarını ve akış alanındaki hareketli parçacıkların davranışını ölçmek için kullanılan bir optik ölçüm tekniğidir. Rüzgar tünellerinde entegre PIV düzenekleri, test edilen akış alanının görselleştirilmesini ve akış hızının doğrudan ölçülmesini sağlar. Bu düzenekler, rüzgar tünelinin içine yerleştirilen özel optik sistemler ve kameralar kullanılarak gerçekleştirilir.

Rüzgar tünellerinde entegre PIV düzenekleri kullanarak çeşitli testler gerçekleştirilebilir. PIV düzenekleri, akış alanının hızlarını ve akışın karakteristiklerini doğrudan ölçerek, uçak aerodinamiği ve diğer akış problemleriyle ilgili ayrıntılı bilgiler elde etmeye yardımcı olur.

PIV düzenekleri, rüzgar tünelineki akışın hız profillerini belirlemek için kullanılabilir. Bu testler, kanatlar, gövdeler ve diğer uçak bileşenleri üzerindeki akışın hız dağılımını analiz etmeye yöneliktir (Czyż vd., 2020). Bu bilgiler, aerodinamik performansı ve akışın yapısal yükler üzerindeki etkisini değerlendirmek için önemlidir. PIV düzenekleri, akış alanındaki türbülans yapısını karakterize etmek için kullanılabilir. Türbülans, uçak performansını ve aerodinamik stabiliteyi etkileyebilir. PIV düzenekleri ile yapılan testler, türbülans yoğunluğunu, büyüklüğünü, dağılımını ve hareketli yapısını belirlemeye yöneliktir (Discetti vd., 2019). PIV testleri, kanat yüzeyindeki akışın görselleştirilmesi için kullanılabilir. Bu testler, kanat profilinin etrafındaki akış yapısını görsel olarak analiz etmeye olanak sağlar. Böylece, akış ayrışmaları, akış yönelimleri, yük dağılımları ve diğer akış özellikleri gözlemlenebilir (Tasci vd., 2022). PIV düzenekleri, uçak kontrol yüzeylerinin (elevator, aileron, rudder vb.) etkisini incelemek için kullanılabilir. Bu testlerde, kontrol yüzeyleri hareket ettirilerek akış üzerindeki etkileri gözlemlenebilir. Bu bilgiler, uçağın manevra kabiliyeti, dönme performansı ve kontrol hassasiyeti hakkında bilgi sağlar. PIV düzenekleri, uçağın kararlılık ve kontrol özelliklerini değerlendirmek için kullanılabilir. Bu testlerde, uçağın çeşitli hücum açılarında ve hızlarda kararlılık özellikleri ve kontrol tepkileri analiz edilir (Cao vd., 2014).

4.1. PIV Deney Düzenekleri

PIV (Particle Image Velocimetry) deney süreci, akış alanındaki hızları ve hareketli parçacıkların davranışını ölçmek için kullanılan bir optik ölçüm tekniğidir. PIV deneyi, öncelikle test edilecek akış alanına parçacıkların dağıtılmasıyla başlar. Bu parçacıklar genellikle mikroskobik boyutta ve ışık altında görülebilen parçacıklardır. Parçacıklar doğal olarak bulunan parçacıklar olabileceği gibi, özel olarak eklenen tracer parçacıkları da olabilir. Deneyin ikinci adımı, parçacıkları aydınlatmak için bir ışıklandırma sistemi kullanmaktır. Genellikle lazer ışığı kullanılır ve ışıklandırma sistemi, akış alanındaki parçacıkları aydınlatarak onların görüntülerini oluşturur. Işıklandırma, doğru yoğunluk ve yönlendirme ile gerçekleştirilir, böylece parçacıkların net ve net görüntüleri elde edilir (Raffel vd., 1998). Görüntü yakalama aşamasında, yüksek hızlı özel kameralar kullanılır. Kameralar, lazer ışığı ile aydınlatılan parçacıkların hareketini izler ve ardışık görüntülerini yakalar. Bu görüntüler, akış alanındaki parçacıkların pozisyonunu ve hareketini belirlemek için kullanılır. Son adım, elde edilen görüntülerin analiz edilmesidir. Görüntü analizi, parçacık konumlarından yola çıkarak akış hızlarını ve hareket vektörlerini hesaplamayı içerir (Willert & Gharib, 1991). Bu bilgiler, akış alanındaki hız profillerini, turbülans yapısını ve diğer akış özelliklerini belirlemek için kullanılır.



Şekil 4.1. PIV deney düzeneği

PIV düzeneği, aşağıdaki temel bileşenlerden oluşur:

Işıklandırma Sistemi: PIV düzeneğinde kullanılan ışıklandırma sistemi, parçacıkları aydınlatmak için bir ışık kaynağı içerir. Genellikle bir lazer ışığı kullanılır. Işıklandırma sistemi, ışığın yoğunluğunu ve yönlendirmesini kontrol etmek için optik bileşenler (lensler, aynalar vb.) içerir (Meinhart vd., 1999).

Kamera: PIV düzeneğinde yüksek hızlı kamera kullanılır. Kameralar, akış alanındaki parçacıkların hareketini izler ve ardışık görüntülerini yakalar. Yüksek çözünürlüklü ve hızlı kamera sistemleri kullanılır. Kameralar, parçacıkların net görüntülerini elde etmek için uygun odak uzaklığı ve diyafram açıklığı ayarlarına sahip olmalıdır.

Parçacık Üretim Sistemi: PIV düzeneği, akış alanına parçacıkların homojen bir şekilde dağıtılmasını sağlayan bir parçacık dağıtım sistemi içerir. Bu sistem, parçacıkları akış alanına ekleyerek parçacıkların hareketini takip etmek için kullanılır. Parçacıklar, ya doğal olarak bulunan parçacıklar (örneğin, duman, toz) ya da özel olarak eklenen tracer parçacıkları olabilir.

Veri Yakalama ve Kontrol Sistemi: PIV düzeneği, kamera görüntülerini yakalamak, verileri işlemek ve analiz etmek için bir veri yakalama ve kontrol sistemi gerektirir. Bu sistem, kamera tetiklemesini senkronize eder, görüntüleri depolar, zaman damgaları ekler ve daha sonra görüntü analizi için veri sağlar.

Yazılım: PIV deneyinde kullanılan özel yazılımlar, görüntü analizi, hız hesaplamaları ve sonuçların görselleştirilmesi gibi işlemleri gerçekleştirir. Bu yazılımlar, parçacık izleme, çapraz-korelasyon ve diğer ölçüm tekniklerini içerir.

4.2. PIV Entegre Rüzgar Tüneli Tasarımı

Hesaplamalara başlamadan önce isterler ve kısıtlar bahsetmek de fayda görülmektedir. Rüzgar tüneli hesaplamalarına deneyi gerçekleştireceği test bölümünün boyutlarının tespit edilmesi ile başlanır. Diğer bölümlerin hesaplamaları bu boyutlar esas alınarak yapılır. Ayrıca motor gücü hesabı için test bölümünde istenen hava hızına ihtiyaç bulunmaktadır. Bu isterlerin tasarımın başında belirlenmesi gerekmektedir.

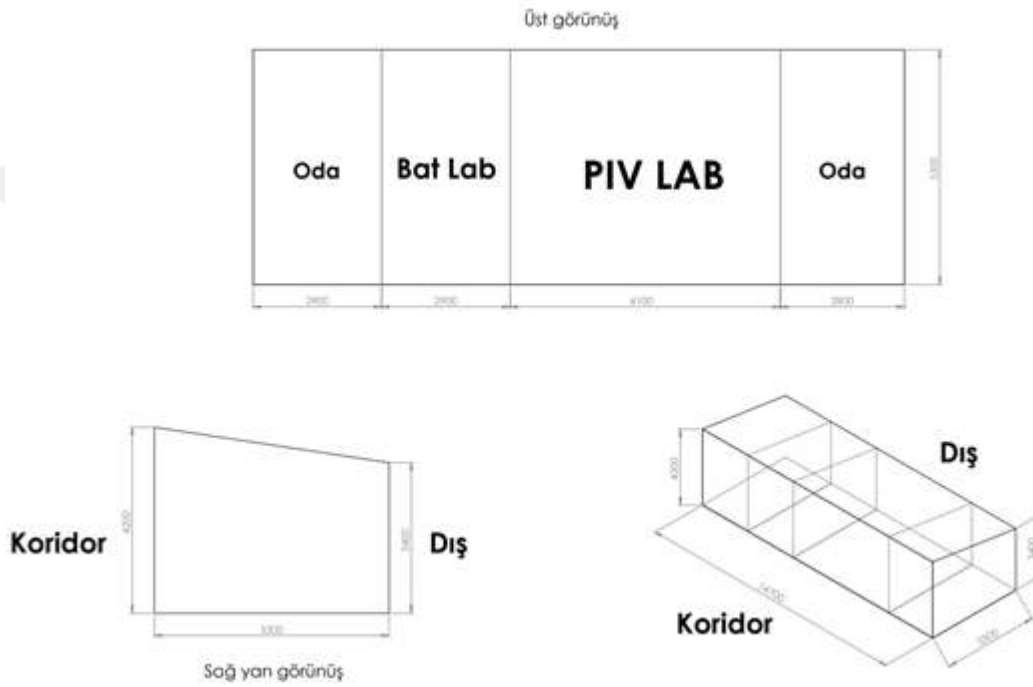
İsterler:

- Tünelde deneyleri yapılacak uçak modelinin boyutları kabaca genişlik 80 cm, uzunluk 50 cm ve yükseklik 25 cm olarak düşünülmüştür.

- Tünelde ulaşılması istenen azami çalışma hızı 50 m/sn olmalıdır.

Kısıtlar:

- Rüzgar tüneli için ayrılan finansmanın kısıtlıdır. Bu kısıt test düzeneği boyutlarını ve çalışma hızını kısıtlamıştır.
- Rüzgar tünelinin yerleştirileceği laboratuvarın boyutlarının sınırlı olması. Bu laboratuvara ait kroki aşağıda verilmiştir.



Şekil 4.2. PIV Lab müsait alanlar

Tasarlanan ses altı rüzgar tünelinin deney odasının kesit şekli kare formda ve giriş kesitinin ebatları 1m x 1m olacak şekilde seçilmiştir.

Hesaplamalarda kullanılacak akışkan hava için deniz seviyesindeki standart atmosfer koşulları için hava değerleri alınmıştır. Ayrıca planlanan çalışma hızlarından dolayı hava akışının sıkıştırılmaz olduğu kabul edilecektir.

$$P_0 = 760 \text{ mm HgS} = 101325 \text{ Pa}$$

$$T_0 = 288,16^\circ\text{K} \quad (t = 15^\circ\text{C})$$

$$R = 287 \text{ J/kg}^\circ\text{K}$$

$$g = 9,81 \text{ m/sn}^2$$

$$\mu_0 = 1,784 \times 10^{-5} \text{ kg/m.sn}$$

$$\rho = 1,225 \text{ kg/m}^3$$

Deney odasının boyutları 1m x 1m olduğu için giriş kesitinin ebatları baz alınarak 3,5 m olarak seçilmiştir.

$$Re = \frac{\rho V d}{\mu} = \frac{1,225 \cdot 50 \cdot 1}{1,714 \times 10^{-5}} = 3,5 \cdot 10^6 \quad (4.1)$$

Genellikle deney odasının genişleme oranı 0,5 dereceye kadar olabilir. Bu bağlamda, Reynolds sayısı ile ilgili kriterler dikkate alınarak, akışın ayrılma (genişleme) açısı 0,5 derece olarak seçildi.

$$\tan \alpha = \frac{D_{\phi} - D_g}{2 L_d} \quad (4.2)$$

$$\tan \alpha = \frac{D_{\phi} - 1}{2 \cdot 3,5} \quad (4.3)$$

$$D_{\phi} = 1,06$$

Yukarıdaki bağıntı deney odasının çıkış kesitinin boyu (D_{ϕ}) 1,06m olarak hesaplanmıştır.

Rüzgar tüneli kollektör tasarımında daralma oranı, deney odasından çıkan akışın kollektör bölümünde nasıl daraldığını ifade eder. Daralma oranı, akışın homojen bir şekilde toplanmasını sağlamak ve enerji kaybını minimize etmek için önemlidir. Daralma oranının genellikle 5:1 ila 9:1 arasında olduğu rüzgar tünelleri sıkça kullanılan değerlerdir. Bu çalışmadaki hesaplamalarda daralma oranı 6,25 olarak seçilmiştir.

$$n = \frac{V_2}{V_1} = \frac{A_1}{A_2} = \frac{A}{1} = 6,25 \quad (4.4)$$

Buna göre Kollektörün giriş kesitinin alanı $A_1 = 6,25 \text{ m}^2$, ebatları ise 2,5 m x 2,5 m. (kollektörün kesit alanı kare formdadır). Öte yandan kollektörün çıkış hızı (V_2) ile deney odasının girişindeki hız eşittir.

$$V_1 = \frac{V_2}{n} = \frac{50}{6,25} = 8 \text{ m/sn} \quad (4.5)$$

Kollektörün boyu, rüzgar tünelinin çıkış kesit alanının birkaç katı olarak belirlenir. Bu, akışın düzgün bir şekilde toplandığı ve homojen bir şekilde dağıldığı bir bölüm oluşturmak için gereklidir. Genellikle çıkış kesit alanının 1,5 ile 5 katı uzunluğunda bir kollektör boyu tercih edilir. Bu çalışmada yer kısıtından dolayı bu oran 1,8 olarak alınmıştır.

Kollektörün eğimi, genellikle rüzgar tüneli tasarımında maksimum 45 derece olarak önerilmektedir. Bu değer, akışın düzgün bir şekilde toplandığı ve tünel dışına yönlendirildiği bir bölüm oluşturmak için uygun bir eğimdir.

$$\tan\left(\frac{dk}{2}\right) = \frac{r_{k1} - r_{k2}}{L_k} \quad (4.6)$$

$$dk = 44,6 \quad (4.7)$$

Hesaplamalar sonucunda bu çalışmada kullanılan daralma açısı 45 dereceyi geçmemektedir. Sınırdan olmasının nedeni olabildiğince küçük alana sığdırılmaya çalışılmasıdır.

Rüzgar tüneli bal peteği hücre hesaplamaları, deney odasının giriş bölümünde kullanılacak olan bal peteğinin hücre boyutlarını belirlemek için yapılır. İlk olarak, rüzgar tünelinin tasarımında kullanılacak olan akış hızı ve özellikleri belirlenmelidir. Bu, akışın hızı, yoğunluğu, viskozitesi gibi parametreleri içerir. Akışın homojen dağılması ve sınır tabakasının etkilerinin minimize edilmesi için hücre boyutu belirlenmelidir. Genellikle hücre boyutu, akışın sınır tabakasını aşacak kadar büyük olmalıdır. Hücre boyutu, akış hızı ve viskozite gibi faktörlerle de ilişkilidir. Bu çalışmada kayıp katsayısı oldukça düşük olması için ($k = 0,20$) altıgen kesitli bal peteği şekli seçilmiştir. Hücrelerin düzeni, akışın homojen bir şekilde dağılmasını sağlayacak şekilde belirlenmelidir. Farklı bal peteği düzenleri, akış direnci ve homojenlik üzerinde farklı etkilere sahip olabilir. Hücreler arasındaki boşluk miktarı, hücre yoğunluğunu belirler. Akışın düzgün bir şekilde dağılması için uygun hücre yoğunluğu seçilmelidir. Bu, enerji kaybını minimize ederken akışın homojenliğini sağlar. Dinlenme odasının boyutları baz alındığında toplam hücre sayısının en az 25000 civarında olması sağlamak için kenar uzunluğu 9,8 mm, hidrolik çapı 17 mm olması yeterli olacaktır. Bu değerler kullanılarak bal peteklerinin uzunluklarının da 102 mm olarak belirlenmiştir.

Rüzgar tüneli difüzör tasarımı, akışın dar bölümden genişleme bölümüne geçişini sağlayan bir yapıyı içerir. Difüzör, akışın hızını azaltarak ve basıncını artırarak akışın homojen bir şekilde dağılmasını sağlar. Difüzörün genişleme açısı, akışın hızını ve basıncını nasıl değiştireceğini belirler. Difüzör genişleme açısı, akışın düzgün bir şekilde genişlemesini ve enerji kaybını minimize etmeyi hedefler. Genellikle, düşük hızlı rüzgar tünellerinde daha küçük bir genişleme açısı ve kollektör daralma oranına yakın bir değer kullanıldığından bu çalışmada 6,25 olarak seçilmiştir. Difüzör genişleme açısının 8 dereceden aşağıda tutulması uygun görüldüğü için bu çalışmada bu değer 7 derece olarak uygulanmıştır. Difüzörün kesit alanı 4,84 m² olan bölümünde, giriş kesiti kare şeklinde ve fan bölümünde daire şeklinde bir adaptör kullanılarak geçiş sağlanmıştır. Bu geçişin gerçekleştirilmesi için difüzörün boyu L_{d1} ve L_{d2} olarak adlandırılmıştır ve aşağıdaki bağıntı kullanılmıştır;

$$L_d = \frac{D_{d2} - D_{d1}}{2 \tan(\frac{\Theta_d}{2})} \quad (4.8)$$

L_d difüzörün uzunluğu

Θ_d genişleme açısı

D_{d1} giriş kesiti

D_{d2} çıkış kesitinin hidrolik çapı

Rüzgar tüneli için enerji kayıpları aşağıdaki tablodaki gibi hesaplanmıştır. Toplam kayıp yaklaşık %20 olarak alınmıştır. Fakat emniyet payı ve ihmal edilen kısımlar nedeniyle %30 olarak hesaplamalara dahil edilmiştir.

Tablo 4.1. Rüzgar tüneli bölümleri kayıpları

Bölüm	Kayıp
Deney odası (K_1)	0,03255
Kollektör (K_2)	0,054
Elekler (K_3)	0,0384
Bal petekleri (K_4)	0,032
Difüzör (K_5)	0,042
Toplam kayıplar (K_t)	$0,19895 \cong 0,2$

$$E_k = \frac{1}{2} \rho V_0^3 A_0 K_t \quad (4.9)$$

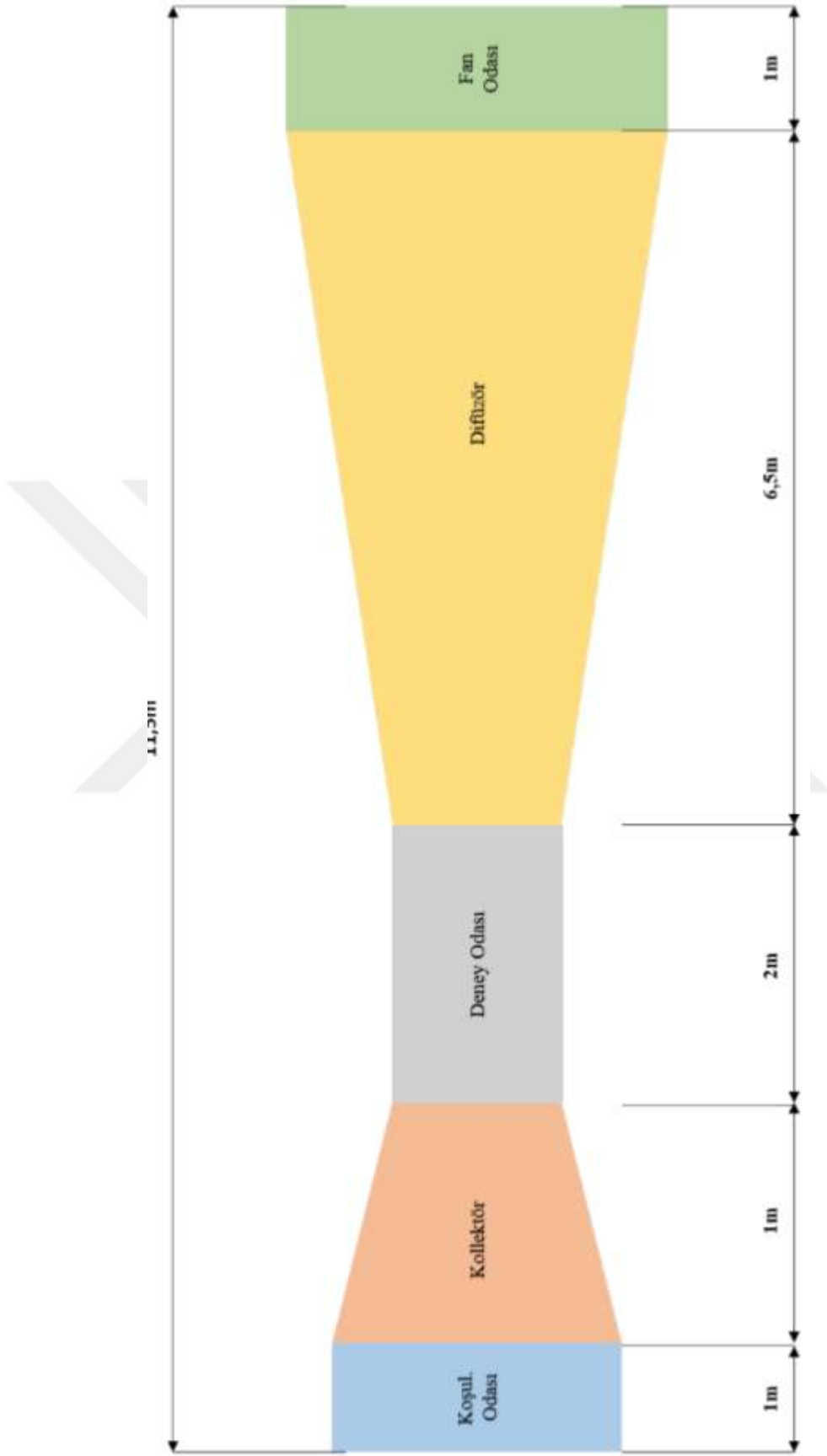
Denkleminde tünel için gerekli şaft gücü 22,97 kW olarak bulunmuştur. Bu durumda 2 emniyet payı ile yaklaşık 45 kW üzerinde şaft gücüne sahip bir motor seçilmesi uygun olacaktır.

Fanın debisi ise;

$$Q_f = A_0 V_0 \quad (4.10)$$

$$Q_f = 1.50 = 50 \frac{m^3}{sn} = 180\,000 \frac{m^3}{sa} \quad (4.11)$$

olarak hesaplanmıştır. Böylece güç ihtiyaçlarımız ve gerekli ekipmanlar için yeterlilikler belirlenmiştir. Nihai hesaplamalara ile elde edilen boyutlar aşağıdaki şekilde sunulmuştur.



Şekil 4.3. Rüzgar Tüneli Nihai Krokisi

5. PIV SİSTEMLERİNDE YAPAY ZEKA UYGULAMA ÖNERİLERİ

Particle Image Velocimetry (PIV), akış hızlarını ve hareket yönlerini belirlemek için kullanılan bir görsel analiz tekniğidir. PIV'nin tarihsel gelişimi, 1970'lerde başlamıştır. İlk başlarda analog yöntemler kullanılarak parçacıkların hareketi takip edilir ve hız vektörleri elde edilirdi. Ancak, bu yöntemlerdeki sınırlamalar ve zorluklar nedeniyle, dijital görüntüleme ve işleme teknolojilerinin gelişimiyle birlikte PIV teknikleri de evrim geçirmiştir.

1980'lerde, dijital kamera ve bilgisayar teknolojilerinin ilerlemesi, PIV uygulamalarını büyük ölçüde iyileştirdi. Gelişmiş kamera sistemleri, yüksek çözünürlüklü görüntülerin hızlı bir şekilde yakalanmasını sağladı. Bu sayede daha hassas hız analizleri gerçekleştirilebilir hale geldi.

1990'ların ortalarında, çift kamera sistemleri kullanılarak stereografik PIV teknikleri geliştirildi. Bu teknik, daha doğru hız ölçümleri yapmak için parçacıkların 3D hareketini analiz etmeyi sağladı.

2000'lerden itibaren, gelişmiş görüntü işleme algoritmalarının kullanımıyla birlikte PIV yöntemleri daha da iyileştirildi. Bu algoritmalar, parçacık izleme ve eşleştirme süreçlerini otomatikleştirdi ve hızlı ve doğru sonuçlar elde edilmesini sağladı.

Son yıllarda, yapay zeka tekniklerinin PIV'ye entegrasyonu ile birlikte daha gelişmiş ve otomatik hız analizleri gerçekleştirilebilir hale gelmiştir. Yapay zeka, parçacık tanıma, izleme, gürültü azaltma ve veri analizi gibi alanlarda PIV uygulamalarını destekleyerek daha ileri düzeyde sonuçlar elde edilmesine olanak sağlamaktadır.

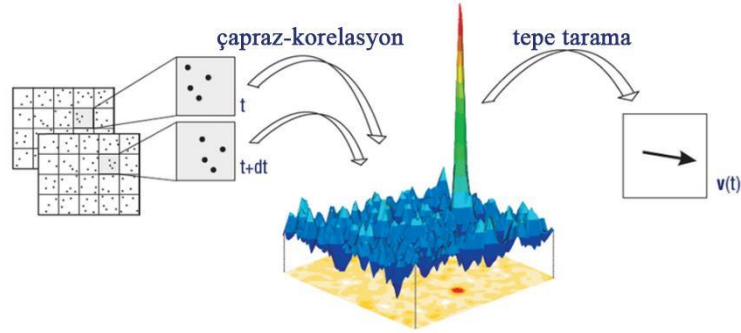
5.1. Yapay Zeka Uygulamaları

Çalışmanın amacı akış görüntüleme tekniklerinden biri olan Particle Image Velocimetry (PIV) yönteminin Yapay Zeka (YZ) kullanarak güçlendirilmesidir. PIV yöntemine farklı kademelerine YZ desteği eklenerek deney sonuçlarının daha doğru olması, deney sonuçlarının işlenmesi, ve girdap tahminlemeleri yapılacaktır.

5.1.1. Yapay zeka ile korelasyon

PIV hız alanları görüntü çiftlerinin karşılaştırılması sonucu oluşturulan vektörlere dayalı olarak oluşturulmaktadır. Görüntü çiftleri, sorgulama alanlarına bölünerek, tespit edenler desenler sonraki aşamada komşu alanlarla karşılaştırılarak hız vektörleri

oluşturulmaktadır. Bu aşamada sorgulama alanları arasında farklı Correlation (Cross Correlation, Adaptive Correlation) yöntemleri kullanılmaktadır.



Şekil 5.1. PIV korelasyon süreci (Wang vd., 2013)

Bu aşamada PIV düzeneğinden alınan görüntü çiftleri arasında AI temelli deep learning, (deep flow, deep correlation) yöntemleri kullanarak geleneksel yöntemlerden gerçeğe daha yakın sonuçlar elde edilebilecektir.

Ayrıca bu yöntemin öncesinde, pre-processing yöntemlerinde seed belirleme için, hatalı seedlerin hesaplama katılmaması, sadece doğru seedlerin analizde kullanılması için makine öğrenmesi yöntemi kullanılarak daha doğru sonuçlar elde edilebilir.

5.1.2. Makine Öğrenmesi ve Derin Öğrenme

PIV yönteminde makine öğrenmesi (machine learning) teknikleri, hız analizlerini daha doğru ve verimli hale getirebilir. PIV uygulamalarında elde edilen görüntülerde gürültü veya hatalar olabilir. Makine öğrenmesi algoritmaları, gürültüyü azaltmak, eksik veya hatalı verileri düzeltmek ve temiz veri setleri oluşturmak için kullanılabilir. Bu sayede, daha doğru ve güvenilir hız analizi sonuçları elde edilebilir.

Makine öğrenmesi, elde edilen hız verilerini analiz ederek akışın özelliklerini daha iyi anlamamızı sağlar. Bu analizlerle türbülans düzenleri, akış profilleri veya gelecekteki hız öngörülerini gibi bilgilere ulaşabiliriz. Makine öğrenmesi, karmaşık ilişkileri tespit etmek ve öngörüler yapmak için kullanılan tahmin modelleri oluşturabilir. Makine öğrenmesi algoritmaları, PIV sonuçlarını kullanarak akışı optimize etmek veya kontrol etmek için kullanılabilir. Örneğin, verilerin analiz edilmesiyle akış düzenlemeleri yapılabilir veya akış parametreleri belirlenebilir. Bu sayede enerji verimliliği, akış stabilitesi veya akışın istenen özelliklerine yönelik düzenlemeler gerçekleştirilebilir.

Makine öğrenmesi teknikleri, PIV'nin daha karmaşık ve zorlu uygulamaları için daha geniş bir analiz ve optimizasyon potansiyeli sunar. Ancak, veri kalitesi, eğitim seti boyutu ve algoritma seçimi gibi faktörlerin dikkate alınması önemlidir.

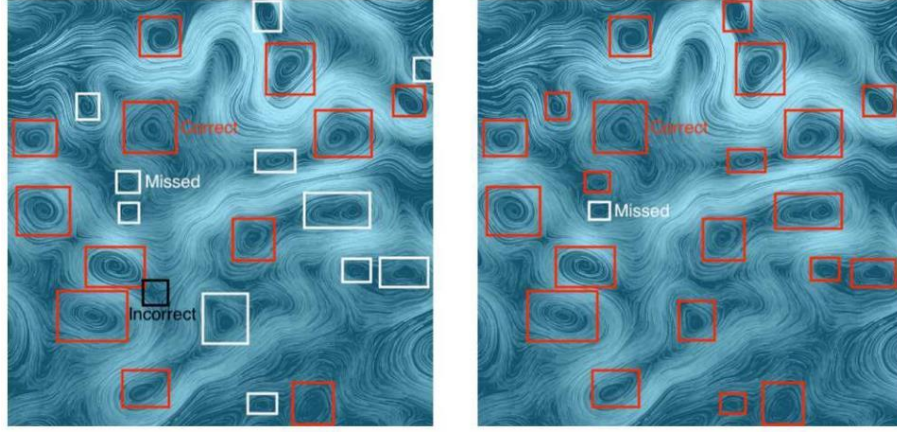


Şekil 5.2. Yapay zeka, makine öğrenmesi ve derin öğrenme arasındaki ilişki

Derin öğrenme algoritmaları, parçacıkları otomatik olarak tanıyabilir ve izleyebilir. Örneğin, bir derin sinir ağı (deep neural network) kullanarak parçacıkları tespit etmek ve takip etmek için bir nesne tanıma modeli eğitilebilir. Bu, PIV analizlerinde insan müdahalesini azaltarak daha otomatik ve hızlı bir süreç sağlar. Derin öğrenme, elde edilen hız verilerini kullanarak karmaşık ilişkileri tespit etmek ve gelecekteki hızları tahmin etmek için kullanılabilir. Örneğin, bir rekürrent sinir ağı (recurrent neural network) veya uzun-kısa süreli bellek (LSTM) modeli, zaman serisi hız verilerini analiz ederek gelecekteki hız değerlerini tahmin edebilir (Sherstinsky, 2020).

5.1.3. Girdap kestirimleri

PIV sonucu elde edilen hız alanları vektörel haritalar ve skalar haritalar şeklinde gösterilebilmektedir. Fakat bunlar üzerinden bazen farklı yapılara sahip girdapların algılanması mümkün olmamaktadır. Bu aşamada PIV deneyi sonucu elde edilen türbülans öncesi görüntüler ve girdap oluşum görüntüleri ile yapay zeka eğitilecektir. Eğitilen yapay zeka daha sonra verilen görüntülerdeki büyük-küçük tüm girdapları tespit edecek hem de oluşması muhtemel türbülans bölgeleri hakkında uyarılar yapabilecektir.



Şekil 5.3. Girdap kestirimleri (Bai vd., 2019)

5.1.4. Akış Tahminleri

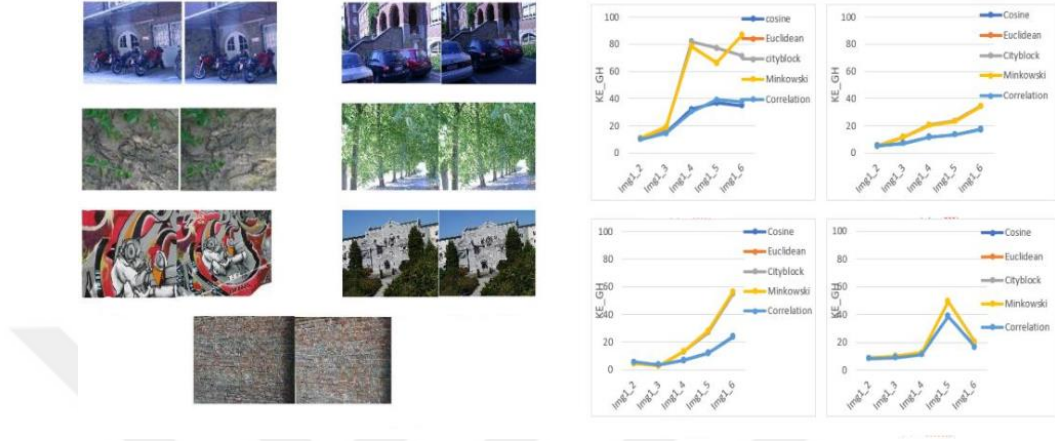
PIV deney düzeneği ile elde edilen görüntüler, makine öğrenmesi yöntemi ile AI'ın eğitilmesinde kullanılacak ve sonrasında AI'ın farklı bir hız alanı için tahminde bulunması sağlanacaktır. Örn, belli bir kanat profili için, sabit hücum açısında, 30 farklı hava hızı için firar kenarı hız alanları belirlenecektir. Bu hız alanlarının 28 tanesinden alınan veriler AI eğitiminde kullanılacak, diğer ikisi için yapay zekaya sadece kanar profili verilerek hız alanları oluşturulması istenecektir. Örneğin; belli bir kanat profili için sabit hava hızında farklı hücum açıları için alınan sonuçlar ile eğitilen AI'dan daha önce görmediği bir açı için hız alanı, sınır tabaka ve türbülans bölgesi tahmini yapması istenecektir.

5.1.5. Yapay zeka ile karşılaştırma ve derecelendirme

PIV yöntemi, akış görüntüleme yöntemlerinden biridir. Literatürde bir akış alanı farklı akış yöntemleri kullanılarak analiz edilmektedir. Akış analizleri hem deneysel olarak hem de hesaplamalı olarak yapılabilmektedir. Akış analizlerinde genellikle HAD ve PIV yöntemi birbirlerini doğrulamak için kullanılmaktadır. Ayrıca farklı hesaplama yöntemleri ile elde edilen sonuçlar karşılaştırılmaktadır. Bu karşılaştırmalar genellikle hız vektörleri üzerinden yapılmakta türbülans oluşumları hakkında bilgi vermemektedir.

Bu aşamada farklı yöntemlerden elde edilen sonuçlar görüntü işleme ve AI yöntemleri kullanılarak benchmark işlemi yapılabilecektir. Örneğin; HAD yöntemlerinin doğru sonuca en yakın vereni olarak kabul edilen DNS yöntemi ile elde edilen çözüm ile diğer hesaplamalı yöntemlerin ve deneysel yöntemlerin karşılaştırılması yapılacak ve bunların DNS sonuçlarına yakınlığı derecelendirilecektir. Böylece yöntemlerin doğruya

yakınlıkları tespit edilecek ve çözümlemeye başarılı ve başarısız olduğu bölgeler tespit edilebilecektir. İki resim arasındaki benzerlik, çok-boyutlu özellik uzayında tanımlanan bir mesafe ölçüsü cinsinden ölçülmektedir. Ortak mesafe ölçüleri şunlardır: Minkowski mesafesi, Manhattan mesafesi, Öklid mesafesi ve Hausdorff mesafesi.

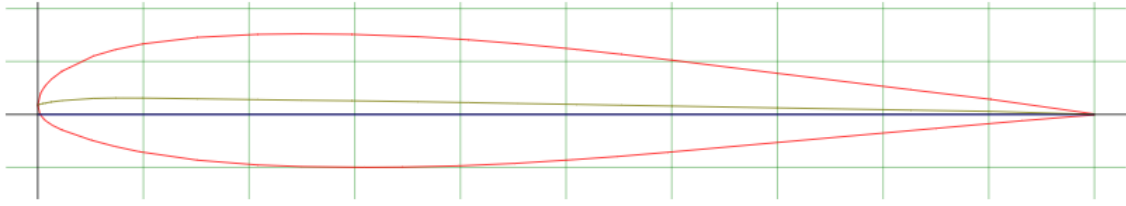


Şekil 5.4. Görsellerin arasındaki benzerlik oranlarının belirlenmesi

6. YÜKSEK HÜCUM AÇILARINDA HAD SONUÇLARI

Bu çalışmada yüksek hücum açılarında girdap oluşumlarının incelenebilmesi için farklı hızlarda ve hücum açılarında akış analizleri yapılmıştır. Bu analizler değişken hava hızı ve hücum açılarındaki basınç dağılımları, hız dağılımları, girdap profilleri ve türbülans enerjileri çerçevesinde yapılmıştır.

Çalışmada ticari olarak en çok kullanılan uçaklardan biri olan Boeing 737'ye ait kanat profili kullanılmıştır.



Şekil 6.1. Boeing 737 kanat profili

Tablo 6.1. Boeing 737 Kanat profili koordinatları

1,000000	0,000400	0,208000	-0,047700
0,902100	0,014200	0,250000	-0,049300
0,826600	0,023300	0,309500	-0,050000
0,700300	0,038800	0,344900	-0,049800
0,600100	0,051200	0,398100	-0,048600
0,552500	0,056700	0,451200	-0,046300
0,510100	0,061400	0,506600	-0,042800
0,454700	0,066700	0,549000	-0,039700
0,407500	0,070500	0,596600	-0,035700
0,360200	0,073400	0,688900	-0,027500
0,297200	0,075600	0,850500	-0,013100
0,250000	0,076100	0,931300	-0,006000
0,208000	0,075600	1,000000	-0,000400
0,151300	0,072800		
0,099600	0,066600		
0,073600	0,061300		
0,053000	0,055200		
0,022900	0,040800		
0,012900	0,033200		
0,007500	0,027500		
0,004700	0,023600		
0,002600	0,019800		
0,000000	0,008800		
0,002100	0,000400		
0,005100	-0,003700		
0,007800	-0,006200		
0,013900	-0,010300		
0,023000	-0,014700		
0,050900	-0,024400		
0,072500	-0,030100		
0,096100	-0,035200		
0,151300	-0,043200		

Tüm analizler için kullanılan sabitler aşağıda verilmiştir.

Basınç : 101325 Pa

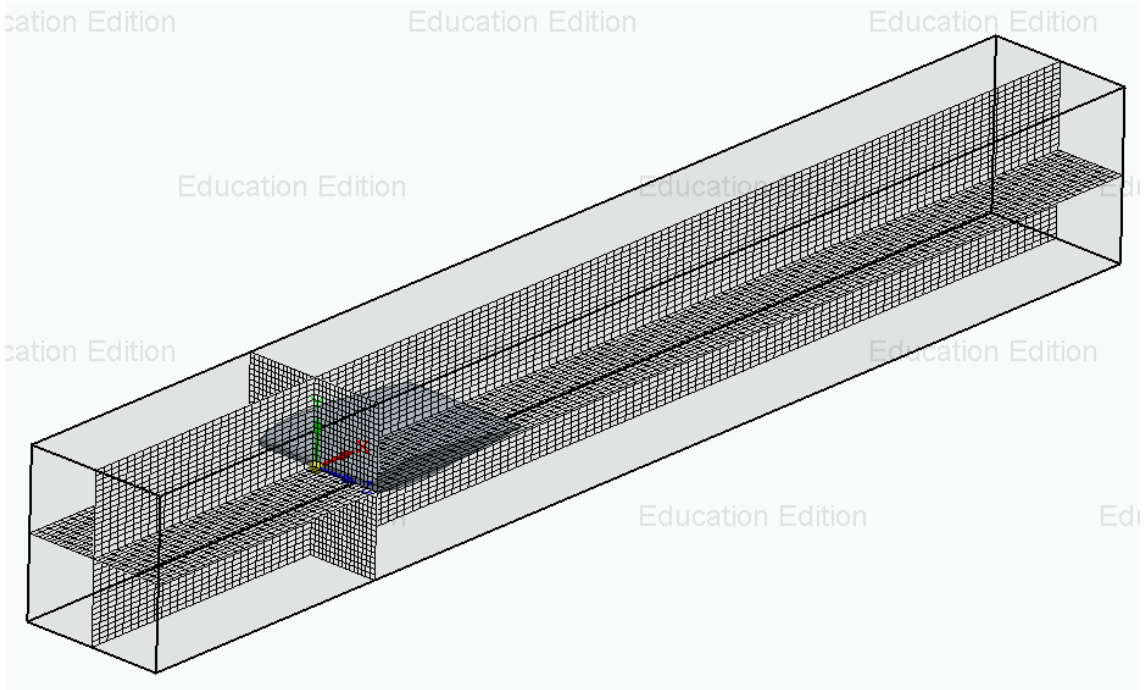
Sıcaklık : 293,2 K

Akışkan : Hava

Türbülans yoğunluğu : % 0,1

Türbülans uzunluğu : 0,00025 m

Tüm analizler için aşağıdaki mesh yapısı kullanılmıştır.



Şekil 6.2. Akış analizlerinde kullanılan mesh yapısı

6.1. Türbülans Modeli

Çalışmada, yüksek hücum açılarındaki akışları incelemek için SIEMENS tarafından geliştirilen FLOEFD yazılımında faydalanılmıştır. Mühendislik uygulamalarında karşılaşılan akışların çoğu türbülanslı olduğundan, FloEFD öncelikle türbülanslı akışları simüle etmek ve incelemek için geliştirilmiştir. Türbülanslı akışları tahmin etmek için kullanılan birçok yöntem kullanılmaktadır. Bu yöntemler türbülansları tahmin edebilmek için çözdüğü denklemlerden biri de FloEFD'nin kullandığı Favre-ortalama Navier-Stokes denklemleridir. Bu denklemlerde, akış parametreleri üzerindeki akış türbülansının zaman ortalamalı etkileri dikkate alınırken, diğer yani büyük ölçekli,

zamanla değişen fenomenler doğrudan hesaba katılır. Bu prosedür sayesinde, ek bilgi sağlanması gereken Reynolds gerilmeleri olarak adlandırılan ek terimler denklemlerde ortaya çıkar. Bu denklem sisteminin tamamlanması için, FloEFD, turbülans kinetik enerji ve dağılım oranı için taşıma denklemleri kullanarak değiştirilmiş bir model, diğer ismiyle k-ε modeli kullanır. Yazılım, hem laminar hem de turbülanslı akışları tanımlamak için bu denklem sistemini kullanmaktadır. Dahası, laminardan turbülansa veya tersine geçiş mümkündür. Hareketli duvarlara sahip modellerde (model geometrisini değiştirmeden), ilgili sınır koşullarını belirterek akışlar hesaplanabilir.

Favre Ortalamalı Navier-Stokes (FANS) Denklemleri, akışkan dinamiğindeki turbülansı ele almak için Favre ortalamasını kullanan matematiksel bir yaklaşımdır. Akış değişkenleri zaman ortalamalı bileşenlere ve yoğunlukla ağırlıklandırılmış dalgalanma bileşenlerine ayrıştırılır. Bu şekilde, FANS, değişken yoğunluk etkileri ile turbülans dalgalanmalarını daha etkin bir şekilde ele alır ve sıkıştırılabilir akışlar veya yoğunlukta önemli değişimlerin olduğu akışlar için daha uygundur.

$$\partial(\bar{\rho})/\partial t + \nabla \cdot (\bar{\rho}\bar{u}) = 0 \quad (6.1)$$

$\bar{\rho}$: Favre-ortalama yoğunluk (zaman ortalamalı yoğunluk ve yoğunlukla ağırlıklandırılmış dalgalanma bileşenlerinin toplamı)

t : Zaman

$\bar{\rho}\bar{u}$: Hızın Favre-ortalama değeri (zaman ortalamalı hız ve yoğunlukla ağırlıklandırılmış hız dalgalanmalarının toplamı)

$$\partial(\bar{\rho}\bar{u}_i)/\partial t + \nabla \cdot (\bar{\rho}\bar{u}_i\bar{u}_i) \quad (6.2)$$

$$= -\nabla(\bar{\rho}P_i) + \nabla \cdot (\bar{\mu}[\nabla\bar{u}_i + (\nabla\bar{u}_j)^T]) + \bar{\rho}g_i + \bar{F}_i$$

$\bar{u}_i$: hızın i. bileşeni (i = x, y, z)

P_i : Basıncın Favre-ortalama değeri

$\bar{\mu}$: Favre-ortalama dinamik viskozite

$\bar{\rho}g_i$: Gravitasyonun Favre-ortalama etkisi

$\bar{F}_i$: Dış kuvvetlerin Favre-ortalama etkisi

$$\begin{aligned}
& \partial(\bar{\rho}E)/\partial t + \nabla \cdot (\bar{\rho}\bar{u}E) \\
& = -\nabla \cdot (P\bar{u}) + \nabla \cdot (\bar{\mu}\bar{u} \cdot (\nabla\bar{u}_i + (\nabla\bar{u}_j)^T)) + \nabla \\
& \cdot (k\nabla T) + \bar{\rho}\bar{u} \cdot \bar{g} + \bar{Q}
\end{aligned} \tag{6.3}$$

$\bar{E}$: Enerjinin Favre-ortalama değeri (iç enerji ve yoğunlukla ağırlıklandırılmış enerji dalgalanmalarının toplamı)

$\bar{T}$: Sıcaklığın Favre-ortalama değeri

$\bar{k}$: Favre-ortalama termal iletkenlik

$\bar{g}$: Yerçekiminin Favre-ortalama etkisi

$\bar{Q}$: Isı kaynaklarının Favre-ortalama etkisi

Bu denklemler, Favre-averaged Navier-Stokes (FANS) yaklaşımı kullanılarak türbülanslı ele alan akışkan dinamiği problemlerinin temel denklemlerini ifade eder. Bu denklemler, sıkıştırılabilir ve yoğunlukta önemli değişimlerin olduğu akışlarda daha doğru sonuçlar elde etmek için kullanılır. Ancak, gerçek dünya uygulamalarında, spesifik akış koşulları ve geometri için uygunluğunu belirlemek için modelin doğruluğu doğrulama ve doğru parametre ayarlaması yapılmalıdır.

k-ε modeli, Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği'nde (HAD) yaygın olarak kullanılan iki denklemlilik bir türbülans modelidir. Bu model, türbülans dalgalanmalarını zaman ortalamalı bileşenlere ve bir türbülans dalgalanma bileşenine ayrıştırır. k-ε modeli, türbülans kinetik enerjisi (k) ve türbülans kinetik enerji dağılım hızının (ε) taşınan iki denklemi çözer.

k Türbülans Kinetik Enerjisi Denklemi:

$$\partial(\rho k)/\partial t + \nabla \cdot (\rho k u) = \nabla \cdot (\mu_{eff} \nabla k) - \rho \varepsilon + P_k - \varepsilon \tag{6.4}$$

ε Türbülans Enerji Dağılımı Hızı Denklemi:

$$\begin{aligned}
& \partial(\rho \varepsilon)/\partial t + \nabla \cdot (\rho \varepsilon u) \\
& = \nabla \cdot (\mu_{eff} \nabla \varepsilon) + C_{\varepsilon 1} (\varepsilon/k) P_k - C_{\varepsilon 2} \rho \varepsilon^2/k
\end{aligned} \tag{6.5}$$

k : Türbülans kinetik enerjisi

ε : Türbülans enerji dağılımı hızı

ρ : Yoğunluk

t : Zaman

u : Akış hızı vektörü
 μ_{eff} : Etkin viskozite ($\mu + \mu_t$)
 μ : Moleküler viskozite
 μ_t : Tübülans viskozitesi
 P_k : Tübülans üretimi
 $C_{\epsilon 1}, C_{\epsilon 2}$: Model sabitleri

FANS kavramı, değişken yoğunluk etkileri olan türbülans akışlarını simüle etmek için k- ϵ türbülans modeli ile birleştirilebilir. Bu birleştirilmiş yaklaşım bazen Favre-k- ϵ modeli veya basitçe FANS-k- ϵ modeli olarak adlandırılır. Bu yaklaşımda, k- ϵ modeli, yoğunlukla ağırlıklandırılmış türbülans dalgalanmalarını dikkate alarak FANS denklemlerindeki Reynolds gerilim terimlerini kapatır. Bu birleştirme, değişken yoğunluk etkilerini türbülans eddy viskozitesinde dikkate alarak, sıkıştırılabilir akışlar veya yoğunlukta önemli değişimlerin olduğu akışlar için daha iyi bir doğruluk sağlar.

Sonuç olarak, FANS-k- ϵ modeli, standart k- ϵ modeline kıyasla daha geniş bir türbülans akış simülasyonları aralığında daha gelişmiş bir türbülans modelleme yaklaşımı sunar. Ancak, her türbülans modeli gibi, modelin performansını deneysel veya yüksek doğruluklu simülasyon verileri ile doğrulamak ve belirli akış ve uygulama için uygunluğunu değerlendirmek önemlidir.

Favre Ortalamalı k Türbülans Kinetik Enerjisi Denklemi:

$$\partial(\bar{\rho k})/\partial t + \nabla \cdot (\bar{\rho k} \bar{u}) = \nabla \cdot (\bar{\mu}_{eff} \nabla \bar{k}) - \bar{\rho \epsilon} + P_{\bar{k}} - \bar{\epsilon} \quad (6.6)$$

Favre Ortalamalı ϵ Türbülans Enerji Dağılımı Hızı Denklemi:

$$\begin{aligned} \partial(\bar{\rho \epsilon})/\partial t + \nabla \cdot (\bar{\rho \epsilon} \bar{u}) \\ = \nabla \cdot (\bar{\mu}_{eff} \nabla \bar{\epsilon}) + C_{\epsilon 1} (\bar{\epsilon}/\bar{k}) P_{\bar{k}} - C_{\epsilon 2} \bar{\rho \epsilon}^2/\bar{k} \end{aligned} \quad (6.7)$$

$\bar{k}$: Favre-ortalama türbülans kinetik enerjisi
 $\bar{\epsilon}$: Favre-ortalama türbülans enerji dağılımı hızı
 $\bar{\rho}$: Favre-ortalama yoğunluk (zaman ortalamalı yoğunluk ve yoğunlukla ağırlıklandırılmış dalgalanma bileşenlerinin toplamı)
 t : Zaman

$\bar{u}$: Favre-ortalama akış hızı vektörü (zaman ortalama hız ve yoğunlukla ağırlıklandırılmış hız dalgalanmalarının toplamı)

$\bar{\mu}_{eff}$: Etkin viskozite (moleküler viskozite ve Favre-ortalama türbülans viskozitesinin toplamı)

$\bar{\mu}$: Favre-ortalama moleküler viskozite

$\bar{\mu}_t$: Favre-ortalama türbülans viskozitesi

$\bar{P}_k$: Favre-ortalama türbülans üretimi

$C_{\epsilon 1}, C_{\epsilon 2}$: Model sabitleri

Ağ bağımsızlık testi, hesaplamalı akışkanlar dinamiği (HAD) çalışmalarında kullanılan bir yöntemdir. Bu testin temel amacı, HAD simülasyonlarında kullanılan hesaplama ağının (grid veya mesh) yoğunluğunun ve yapılan çözümlerin sonuçlar üzerindeki etkisini değerlendirmektir. Ağ bağımsızlık testi, ağı farklı yoğunluklarda bölmeyi içerir; daha ince veya daha kalın hücreler kullanarak farklı ağ yapıları oluşturulur. İlk çözüm yapıldıktan sonra, ağ yoğunluğu değiştirilir ve ardışık çözümler elde edilir. Elde edilen sonuçlar karşılaştırılarak, farklı ağ yapılarının akışkanın hareketi, basınç dağılımı, sıcaklık dağılımı gibi akışkan özellikleri üzerindeki etkileri analiz edilir. Eğer sonuçlar farklı ağ yoğunluklarına göre önemli ölçüde değişmezse, ağ bağımsızlık elde edilmiş kabul edilir. Bu analiz, optimize edilmiş bir ağ yoğunluğunu belirlemeye ve HAD simülasyonlarının güvenilirliğini artırmaya yardımcı olur.

Bu çalışmada da ağ bağımsızlık testi, çalışmaya konu kanat profili üzerinde, 10° hücum açısında ve deniz seviyesindeki standart hava koşulları ile ($\rho_{hava} = 1.225 \text{ kg/m}^3$, 293 K , 101325 Pa) yapılmıştır. Testlerde Favre Ortalamalı Navier-Stokes (FANS) ve k- ϵ modelleri kullanılmıştır.

Yapılan bağımsızlık testlerinde karşılaştırma için kaldırma katsayıları dikkate alınmıştır. Testlere önce 100.000 ağ sayısı ile başlanarak kademeli olarak arttırılarak 1.000.000 ağ sayısına kadar testler yapılmıştır. Ağ sayıları 350.000'den sonra kararlı hale gelmiş ve 400.000 den sonra sabit kalmaya başladığı görülmüştür. Bu testler sonucunda ağ sayısı olarak 446.170 ağ yapısının kullanılmasına karar verilmiştir.

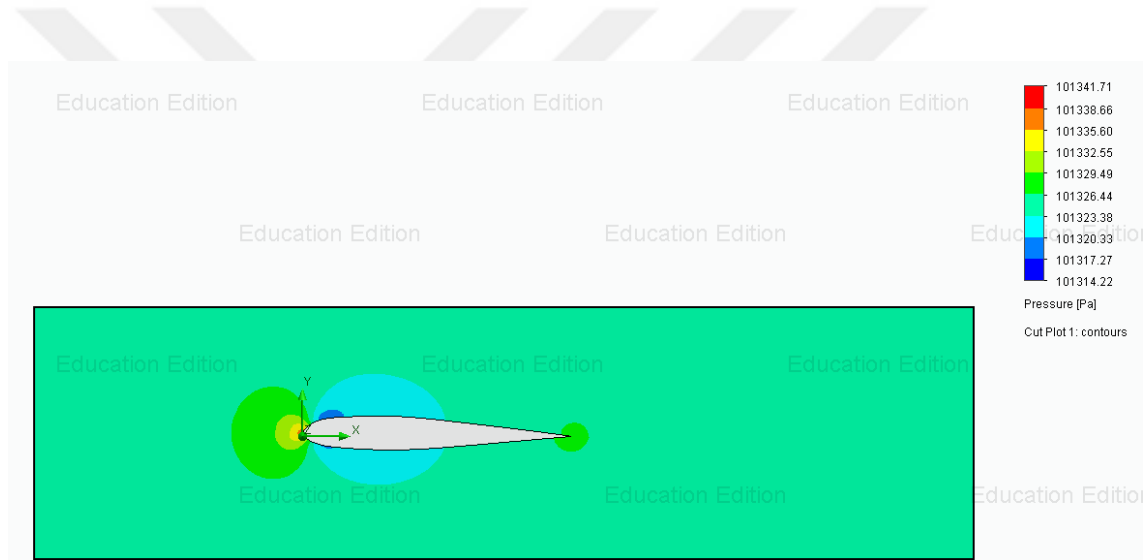
6.2. Basınç Dağılımları Sonuçları

Basınç dağılımı, bir kanadın üzerindeki basınç değişimini gösteren bir grafiğe denir. Kanadın üst ve alt yüzeylerindeki basınç değişimleri, taşıma ve direnç oluşumunu

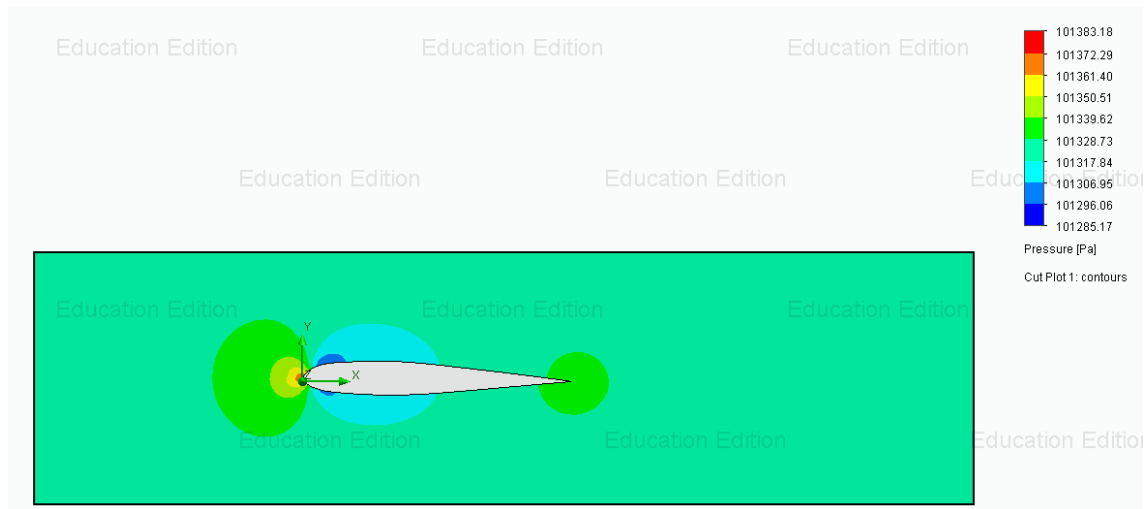
etkiler. Kanat profili boyunca basınç dağılımlarını analiz etmek, kanadın performansını ve aerodinamik özelliklerini anlamak için önemlidir. Basınç dağılımı, kanadın üzerindeki hava akışının hızı, yönelimi ve basınç değişimlerini gösterir. Basınç dağılımı analizi, kanadın tasarımında optimize edilmiş bir profilin elde edilmesine yardımcı olur. Düzgün bir basınç dağılımı, taşıma ve direnç arasındaki dengenin sağlanmasına katkıda bulunur ve istenilen performansı elde etmek için tasarım değişiklikleri yapılmasını sağlar.

6.2.1. 0° Hücum açısında farklı hızlardaki basınç değişimleri

Hücum açısının 0° olduğu durumda, 5 m/sn, 10 m/sn, 20 m/sn, 30 m/sn ve 50 m/sn hızlarda kanat üzerinde ve çevresinde oluşan basınç değişimleri incelenmiştir.



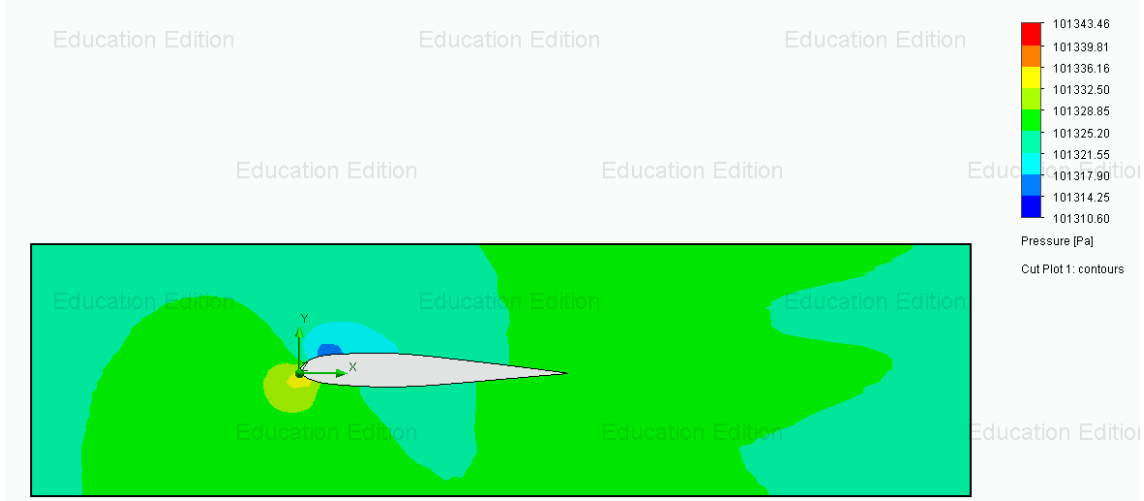
Şekil 6.3. Basınç dağılımları. $V=5$ m/sn, $AoA=0^\circ$



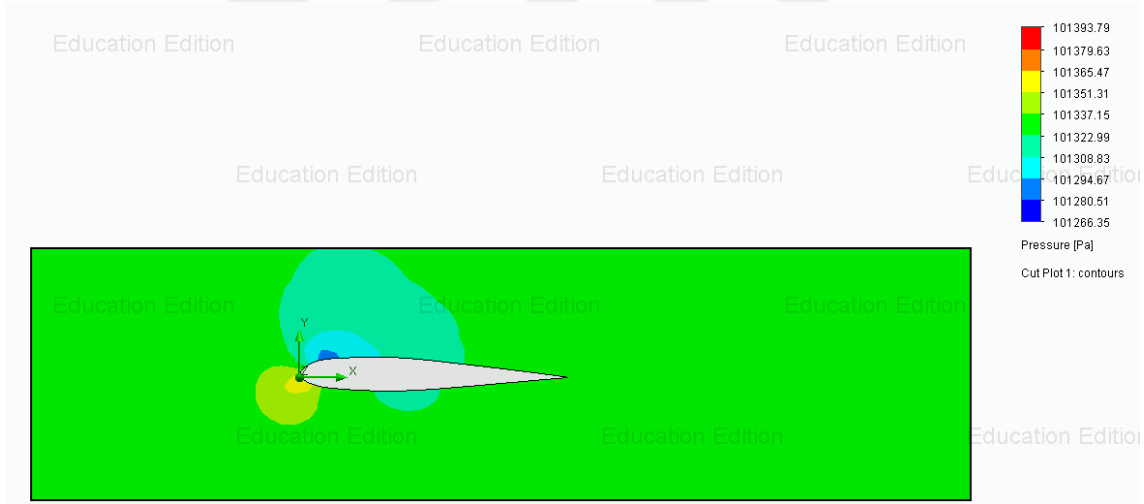
Şekil 6.4. Basınç dağılımları. $V=10$ m/sn, $AoA=0^\circ$

6.2.2. 10° Hücum açısında farklı hızlardaki basınç değişimleri

Hücum açısının 10° olduğu durumda, 5 m/sn, 10 m/sn, 20 m/sn, 30 m/sn ve 50 m/sn hızlarda kanat üzerinde ve çevresinde oluşan basınç değişimleri incelenmiştir.



Şekil 6.8. Basınç dağılımları. $V=5$ m/sn, $AoA=10^\circ$



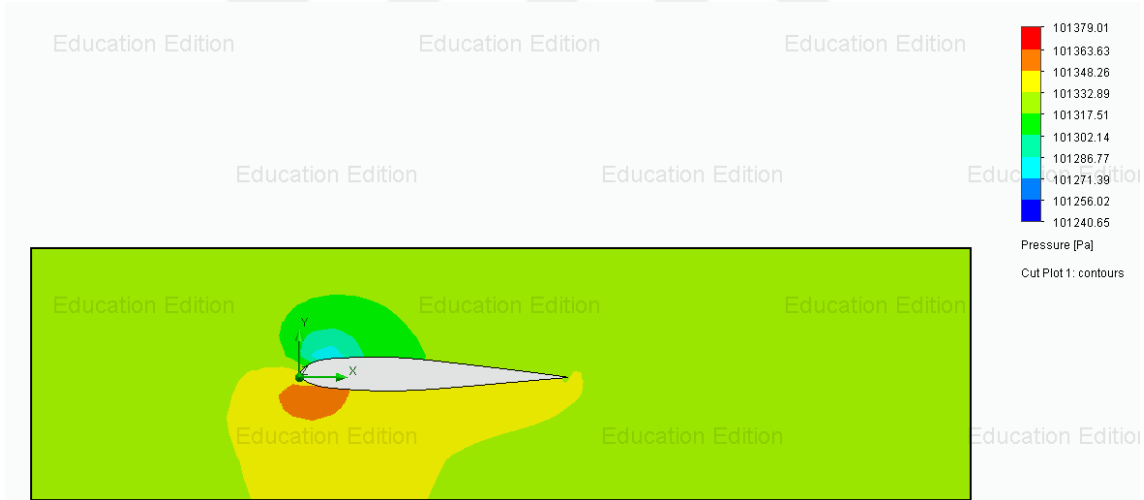
Şekil 6.9. Basınç dağılımları. $V=10$ m/sn, $AoA=10^\circ$

6.2.3. 20° Hücum açısında farklı hızlardaki basınç değişimleri

Hücum açısının 20° olduğu durumda, 5 m/sn, 10 m/sn, 20 m/sn, 30 m/sn ve 50 m/sn hızlarda kanat üzerinde ve çevresinde oluşan basınç değişimleri incelenmiştir.



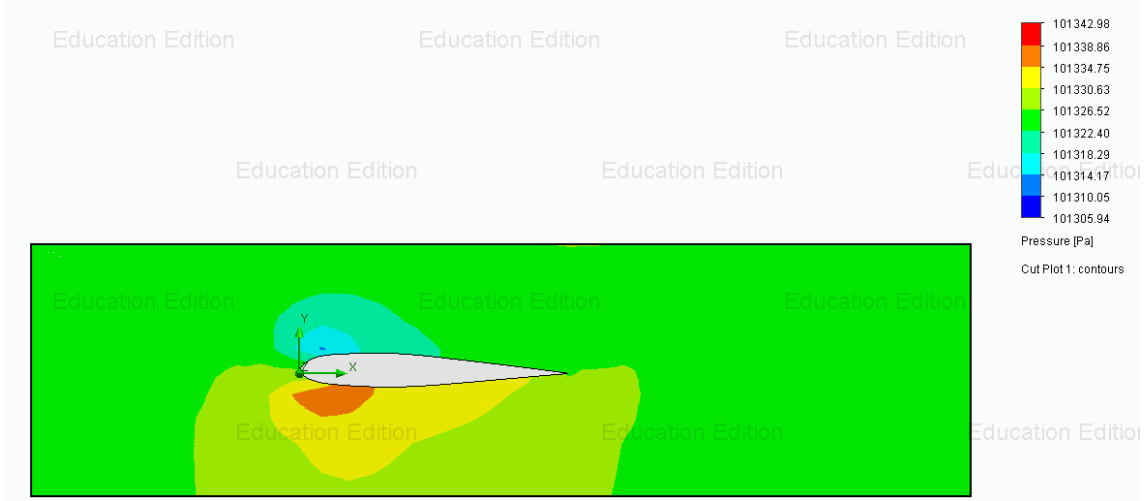
Şekil 6.13. Basınç dağılımları. $V=5$ m/sn, $AoA=20^\circ$



Şekil 6.14. Basınç dağılımları. $V=10$ m/sn, $AoA=20^\circ$

6.2.4. 30° Hücüm açısında farklı hızlardaki basınç değişimleri

Hücüm açısının 30° olduğu durumda, 5 m/sn, 10 m/sn, 20 m/sn, 30 m/sn ve 50 m/sn hızlarda kanat üzerinde ve çevresinde oluşan basınç değişimleri incelenmiştir.



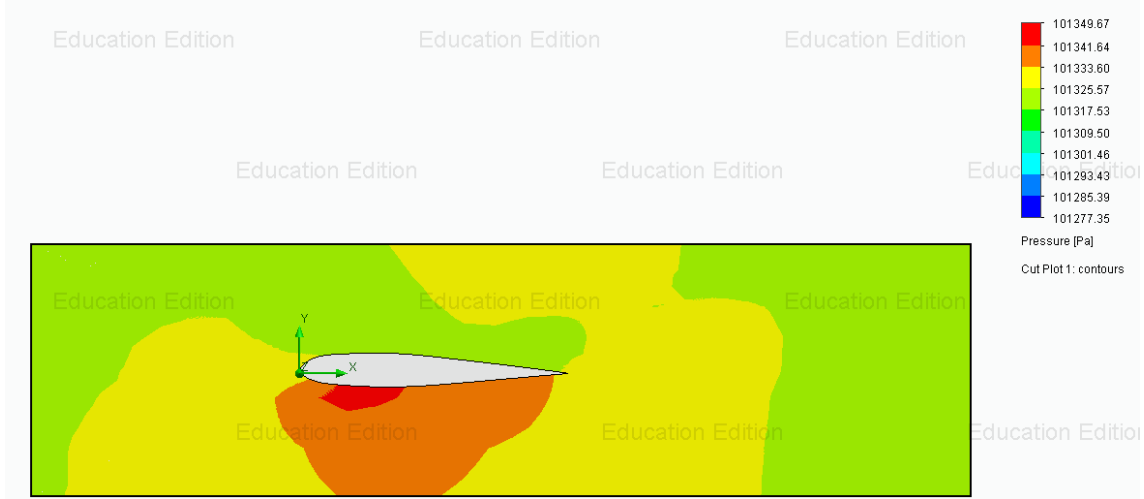
Şekil 6.18. Basınç dağılımları. $V=5$ m/sn, $AoA=30^\circ$



Şekil 6.19. Basınç dağılımları. $V=10$ m/sn, $AoA=30^\circ$

6.2.5. 45° Hücum açısında farklı hızlardaki basınç değişimleri

Hücum açısının 45° olduğu durumda, 5 m/sn, 10 m/sn, 20 m/sn, 30 m/sn ve 50 m/sn hızlarda kanat üzerinde ve çevresinde oluşan basınç değişimleri incelenmiştir.



Şekil 6.23. Basınç dağılımları. $V=5 \text{ m/s}$, $AoA=45^\circ$



Şekil 6.24. Basınç dağılımları. $V=10 \text{ m/s}$, $AoA=45^\circ$

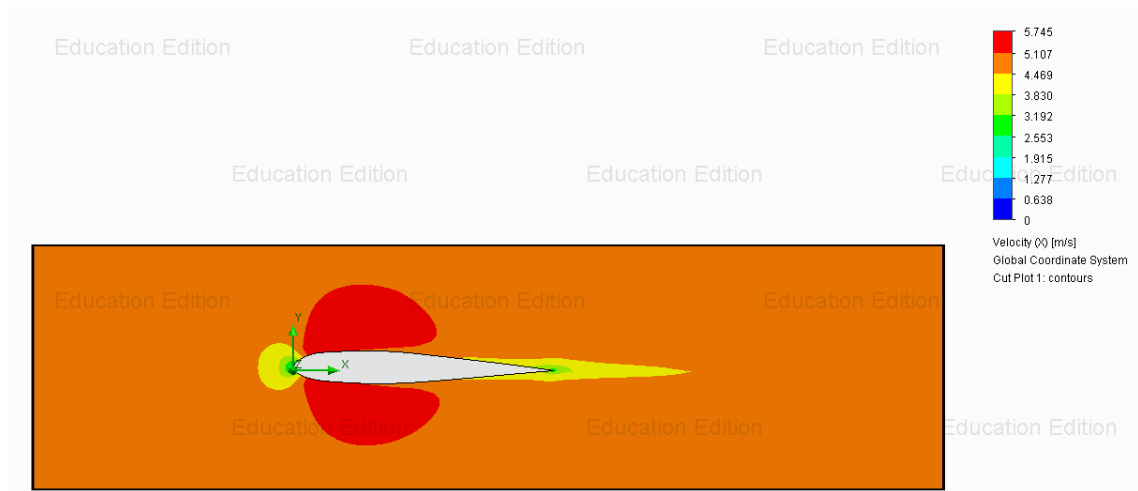
6.3. Hız Dağılımları Sonuçları

Kanat hücum açısı arttıkça, kanadın üst yüzeyindeki hava akışı yavaşlar, alt yüzeydeki hava akışı ise hızlanır. Bu nedenle, kanat hücum açısının değişimi hız dağılımlarında belirgin değişikliklere yol açar. Hız dağılımları, kanat üzerindeki hava akışının hızını ve yönünü tanımlar. Kanat hücum açısı arttıkça, üst yüzeydeki hava akışının yavaşlaması, üst yüzeyde daha düşük hız değerleriyle sonuçlanır. Alt yüzeydeki hava akışının ise hızlanması, alt yüzey boyunca daha yüksek hız değerlerini gösterir.

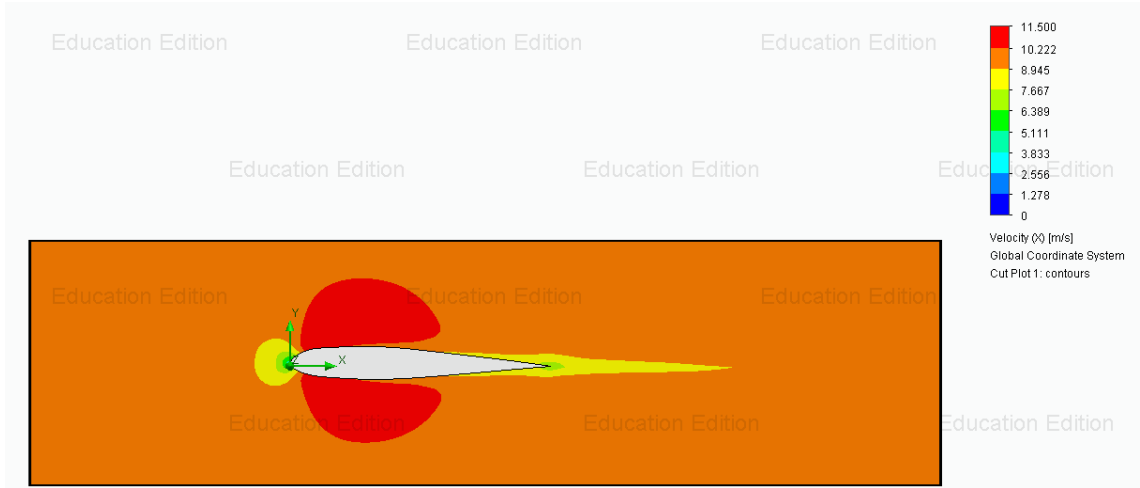
Bu hız dağılımlarının önemi, kanadın aerodinamik kuvvetlerini belirlemekle ilgilidir. Taşıma kuvveti, kanadın üst ve alt yüzeylerindeki basınç farkına dayanır. Kanat hücum açısı arttıkça, üst yüzeydeki hava akışının yavaşlaması ve alt yüzeydeki hava akışının hızlanması, basınç farkını artırır ve daha yüksek taşıma kuvveti üretir. Ayrıca, hız dağılımları, kanat üzerindeki sınır tabakasının davranışını da etkiler. Yüksek hücum açıları, sınır tabakasının daha hızlı ayrışmasına ve tersinir akışların oluşmasına neden olabilir. Bu durum, kanat üzerinde olumsuz etkilere yol açabilir ve aerodinamik verimliliği düşürebilir.

6.3.1. 0^0 Hücum açısında farklı hızlardaki hız profilleri

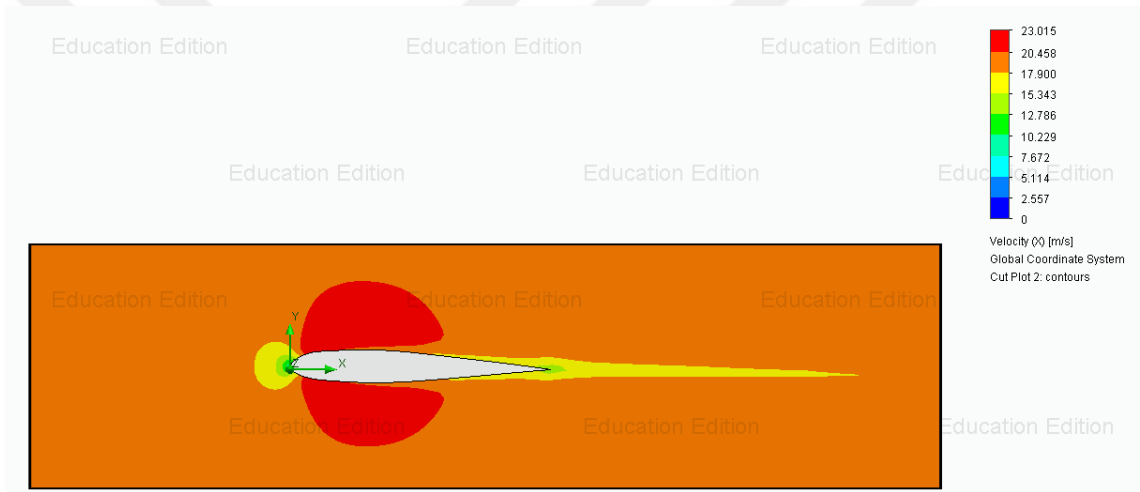
Hücum açısının 0° olduğu durumda, 5 m/sn, 10 m/sn, 20 m/sn, 30 m/sn ve 50 m/sn hızlarda kanat üzerinde ve çevresinde oluşan hız profilleri incelenmiştir.



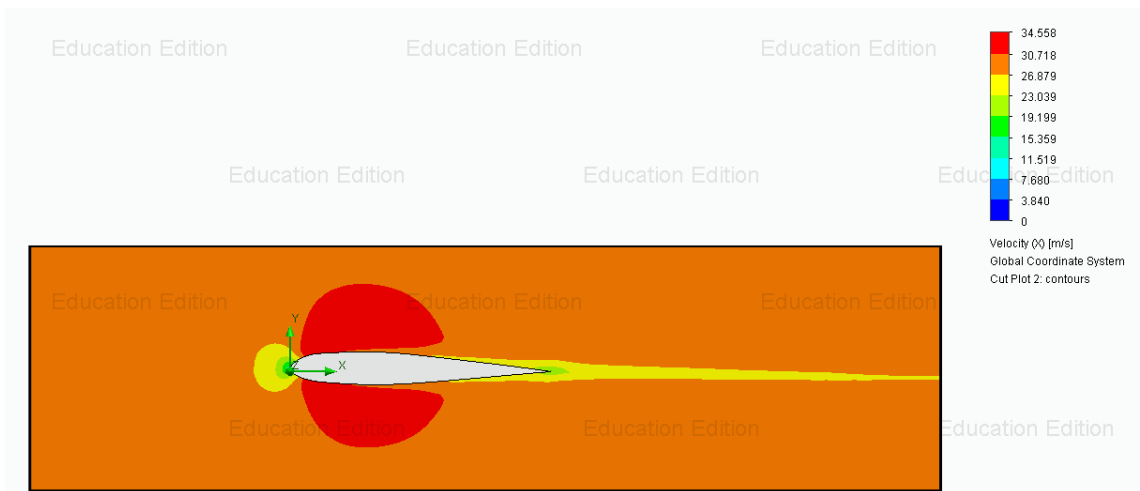
Şekil 6.28. Hız profilleri, $V=5$ m/sn, $AoA=0^\circ$



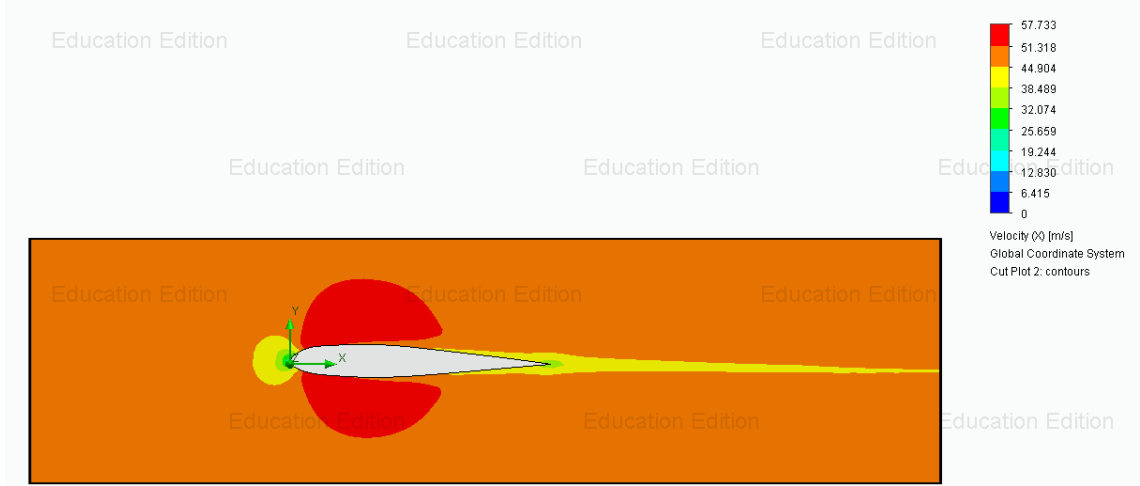
Şekil 6.29. Hız profilleri, $V=10 \text{ m/s}$, $AoA=0^\circ$



Şekil 6.30. Hız profilleri, $V=20 \text{ m/s}$, $AoA=0^\circ$



Şekil 6.31. Hız profilleri, $V=30 \text{ m/s}$, $AoA=0^\circ$



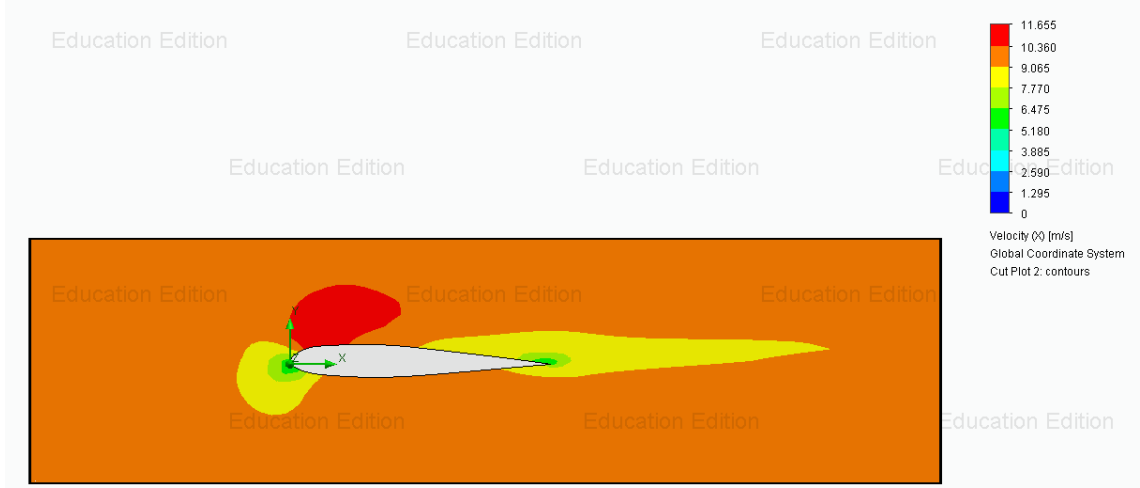
Şekil 6.32. Hız profilleri, $V=50 \text{ m/sn}$, $AoA=0^\circ$

6.3.2. 10° Hücum açısında farklı hızlardaki hız profilleri

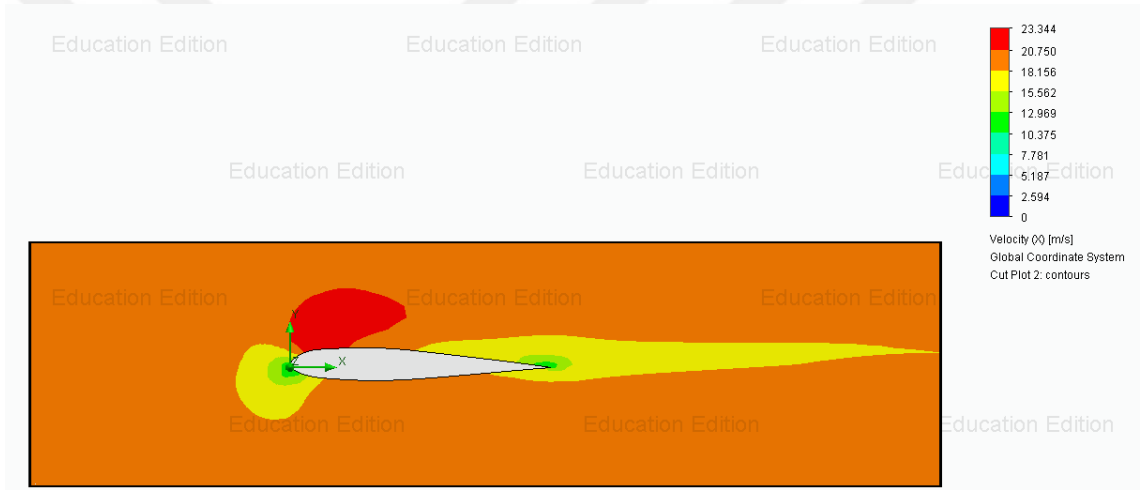
Hücum açısının 10° olduğu durumda, 5 m/sn, 10 m/sn, 20 m/sn, 30 m/sn ve 50 m/sn hızlarda kanat üzerinde ve çevresinde oluşan hız profilleri incelenmiştir.



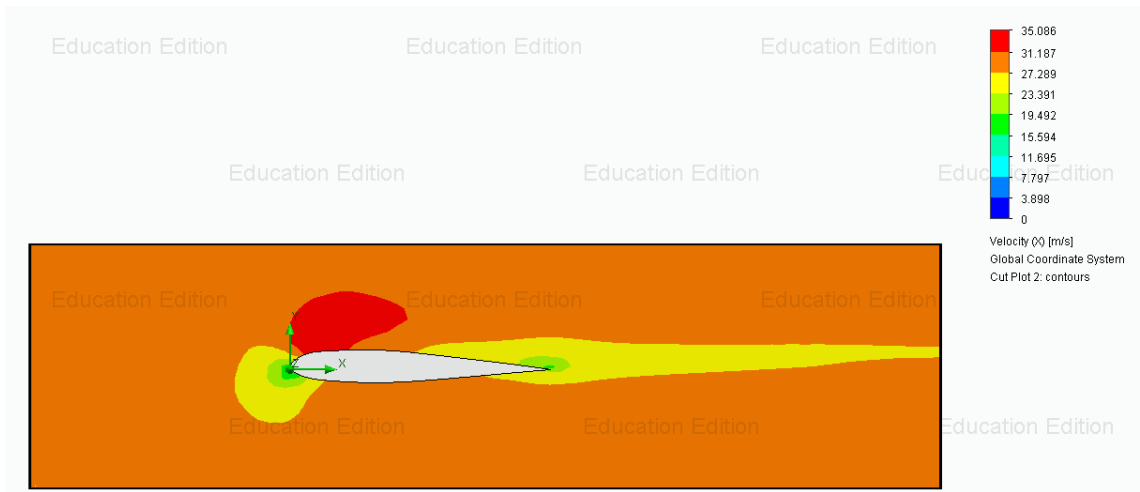
Şekil 6.33. Hız profilleri, $V=5 \text{ m/sn}$, $AoA=10^\circ$



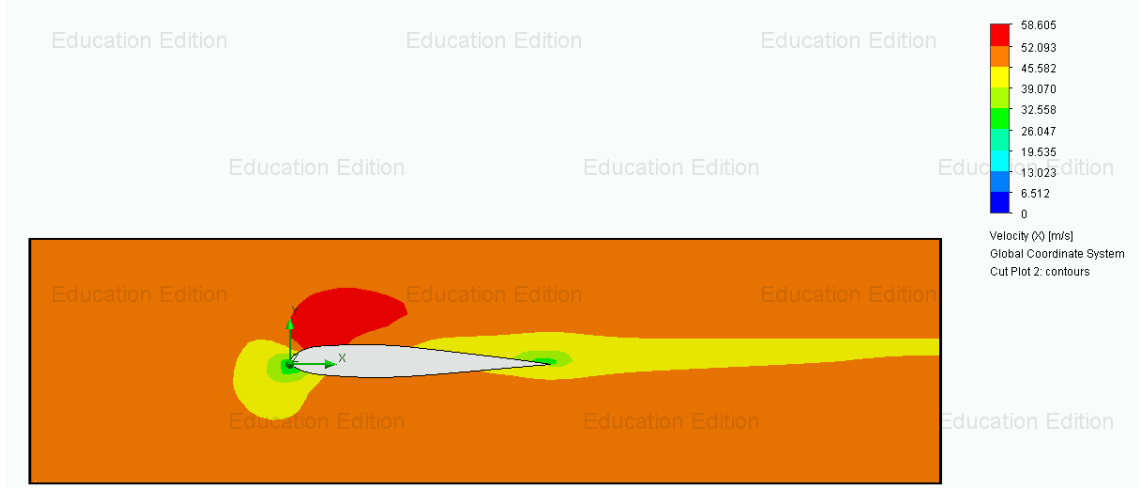
Şekil 6.34. Hız profilleri, $V=10$ m/sn, $AoA=10^\circ$



Şekil 6.35. Hız profilleri, $V=20$ m/sn, $AoA=10^\circ$



Şekil 6.36. Hız profilleri, $V=30$ m/sn, $AoA=10^\circ$



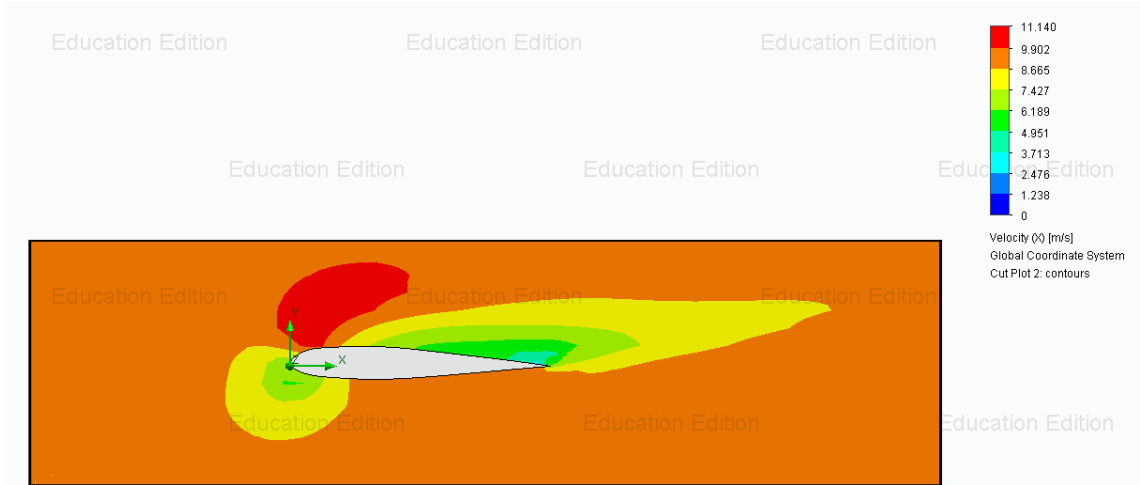
Şekil 6.37. Hız profilleri, $V=50 \text{ m/sn}$, $AoA=10^\circ$

6.3.3. 20° Hücum açısında farklı hızlardaki hız profilleri

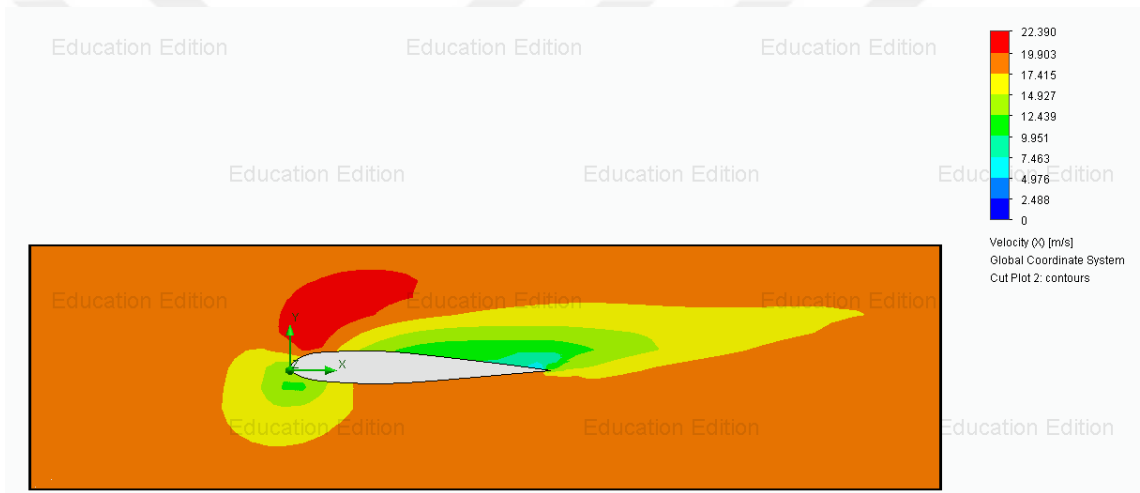
Hücum açısının 20° olduğu durumda, 5 m/sn, 10 m/sn, 20 m/sn, 30 m/sn ve 50 m/sn hızlarda kanat üzerinde ve çevresinde oluşan hız profilleri incelenmiştir.



Şekil 6.38. Hız profilleri, $V=5 \text{ m/sn}$, $AoA=20^\circ$



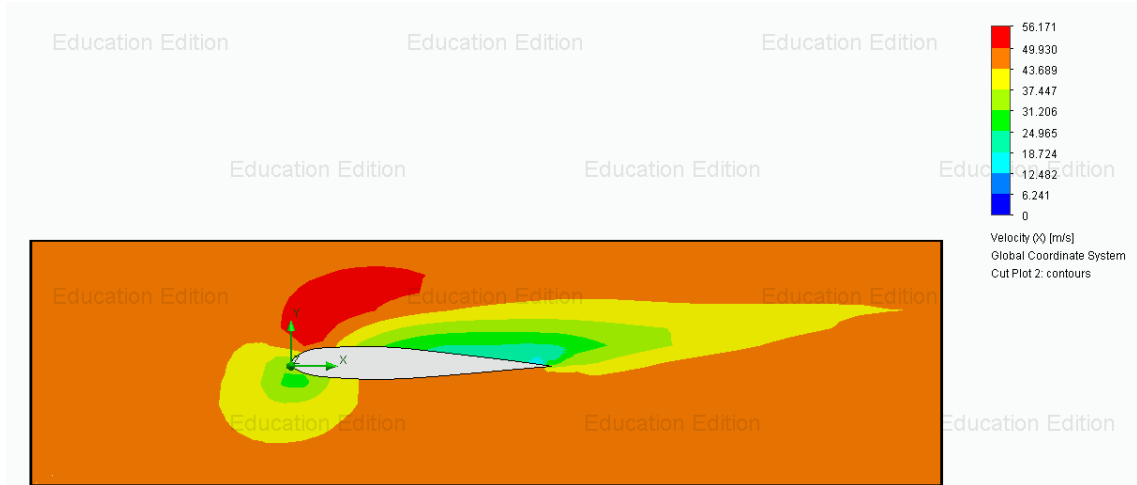
Şekil 6.39. Hız profilleri, $V=10$ m/sn, $AoA=20^\circ$



Şekil 6.40. Hız profilleri, $V=20$ m/sn, $AoA=20^\circ$

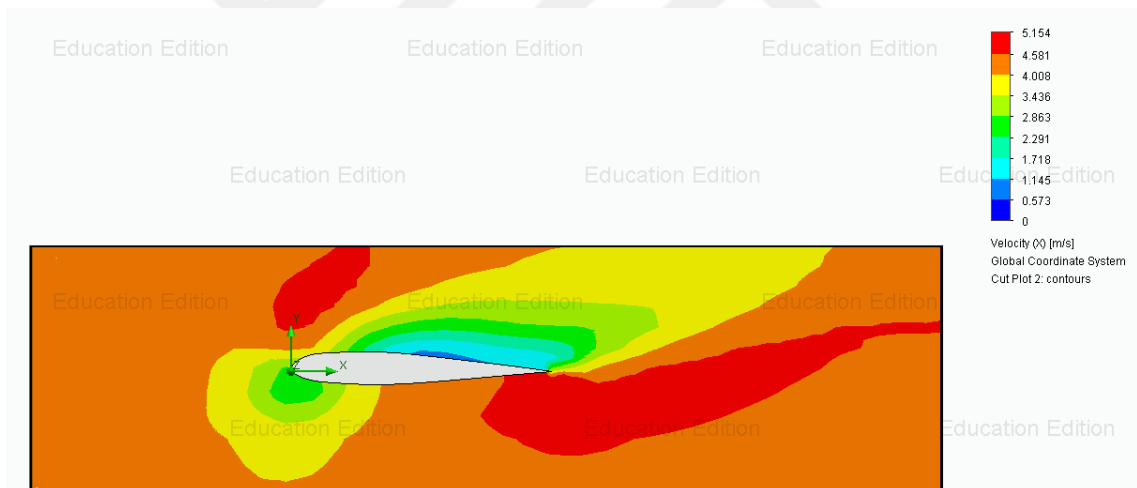


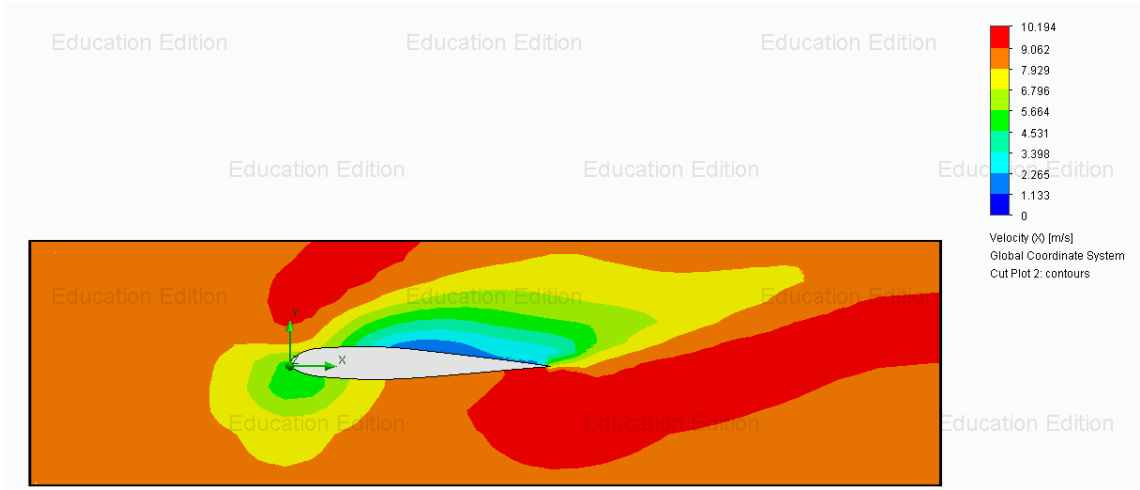
Şekil 6.41. Hız profilleri, $V=30$ m/sn, $AoA=20^\circ$



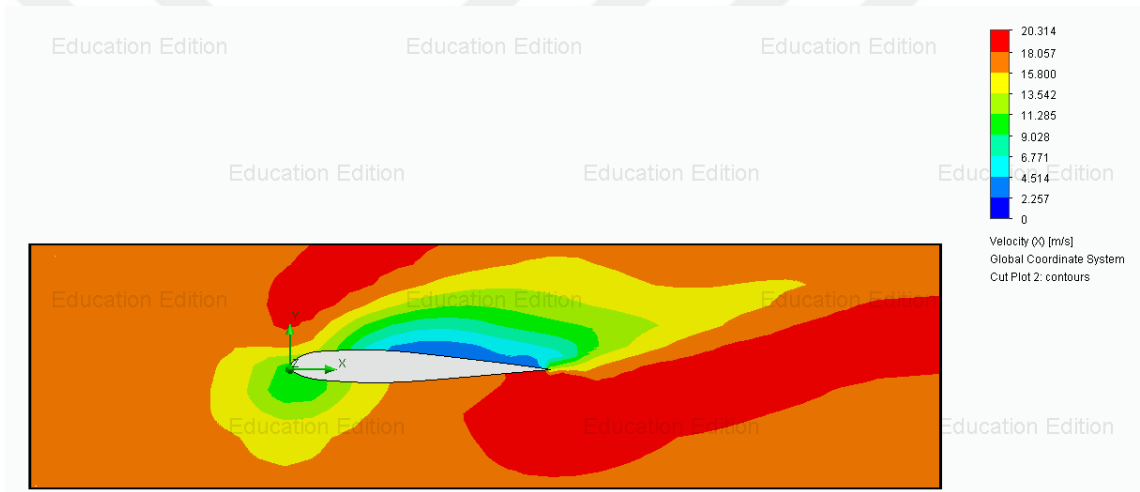
6.3.4. 30⁰ Hücum açısında farklı hızlardaki hız profilleri

Hücum açısının 30° olduğu durumda, 5 m/sn, 10 m/sn, 20 m/sn, 30 m/sn ve 50 m/sn hızlarda kanat üzerinde ve çevresinde oluşan hız profilleri incelenmiştir.

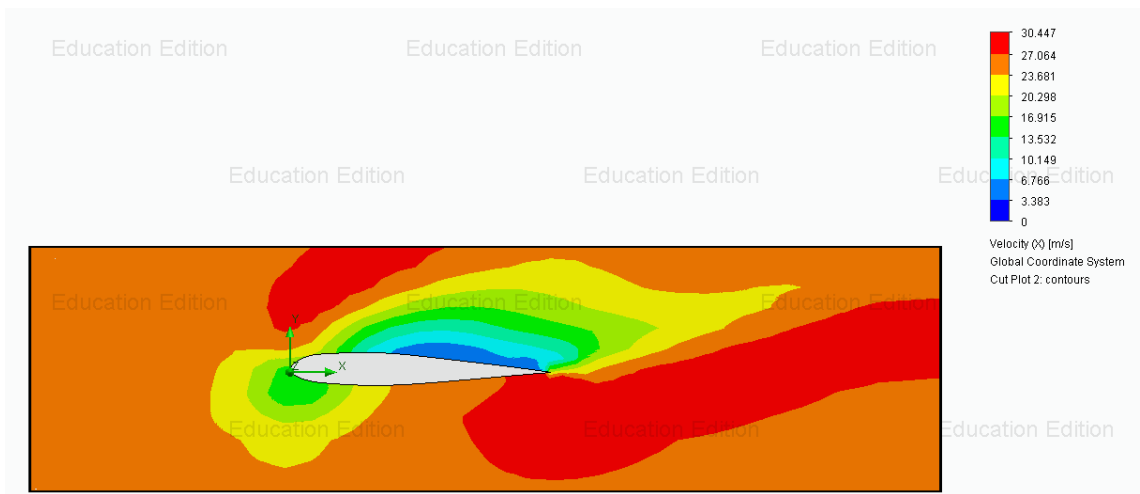




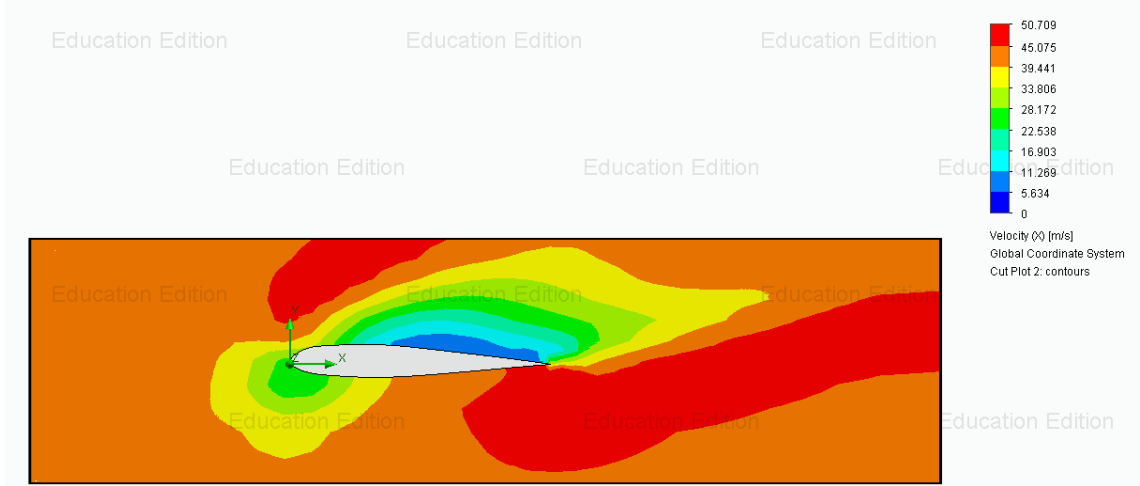
Şekil 6.44. Hız profilleri, $V=10$ m/sn, $AoA=30^\circ$



Şekil 6.45. Hız profilleri, $V=20$ m/sn, $AoA=30^\circ$



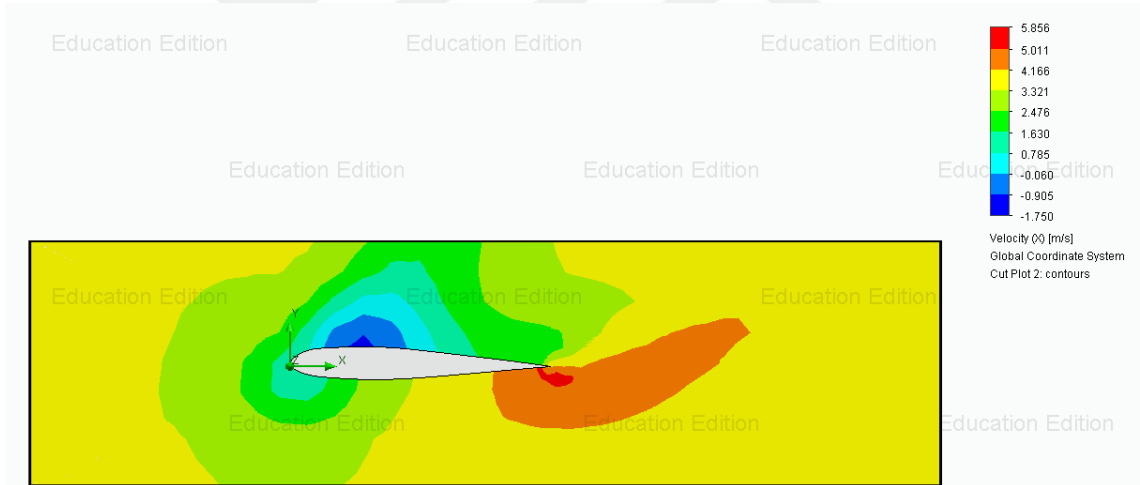
Şekil 6.46. Hız profilleri, $V=30$ m/sn, $AoA=30^\circ$



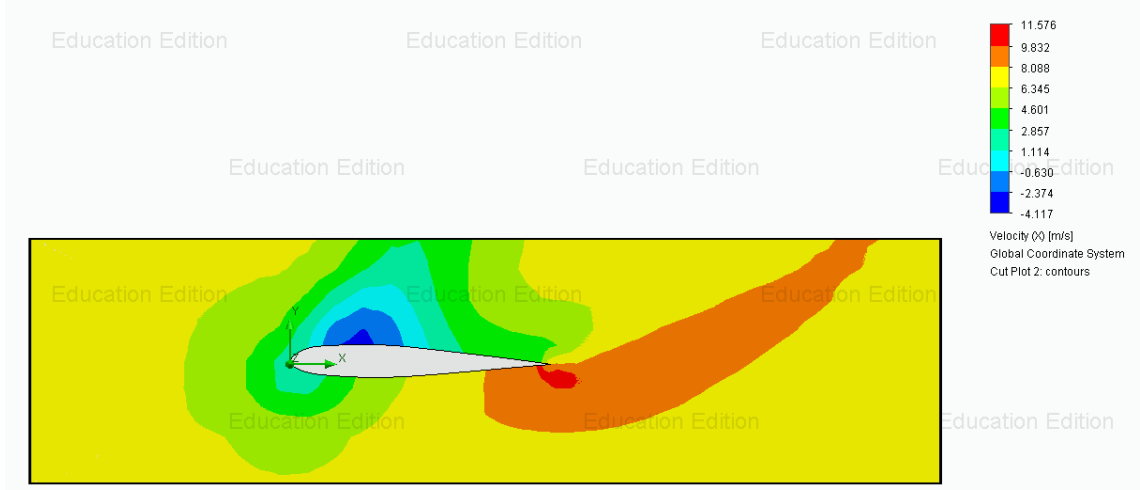
Şekil 6.47. Hız profilleri, $V=50 \text{ m/sn}$, $AoA=30^\circ$

6.3.5. 45° Hücum açısında farklı hızlardaki hız profilleri

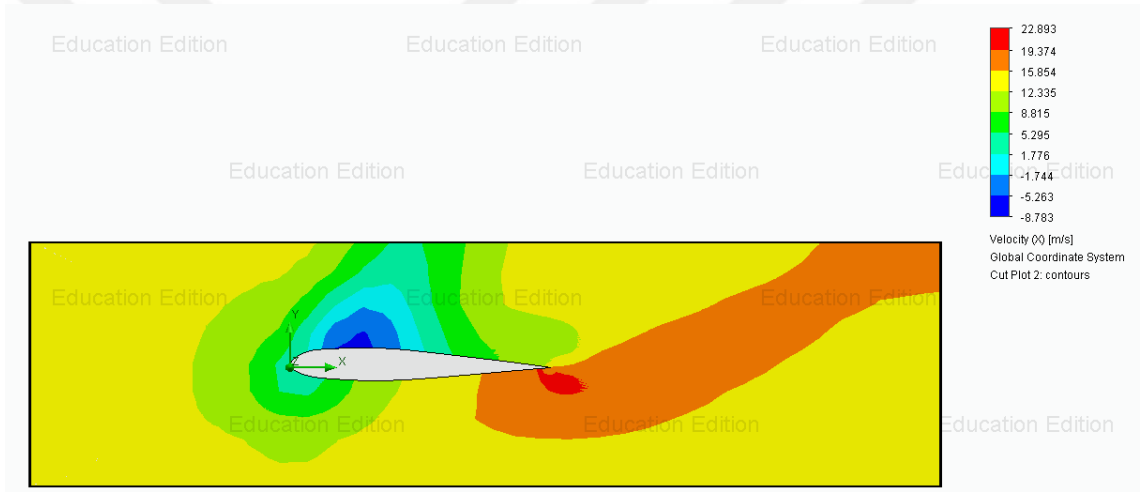
Hücum açısının 45° olduğu durumda, 5 m/sn, 10 m/sn, 20 m/sn, 30 m/sn ve 50 m/sn hızlarda kanat üzerinde ve çevresinde oluşan hız profilleri incelenmiştir.



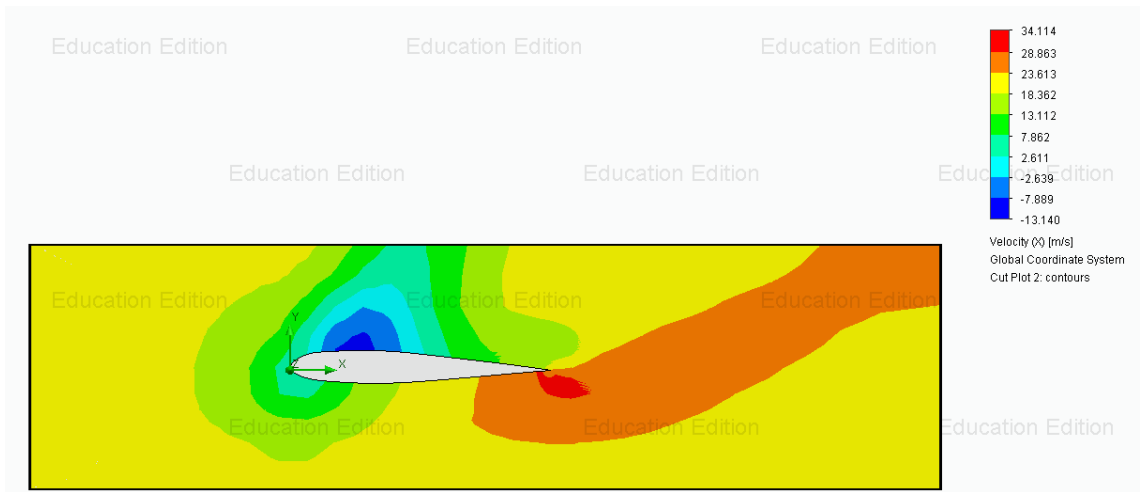
Şekil 6.48. Hız profilleri, $V=5 \text{ m/sn}$, $AoA=45^\circ$



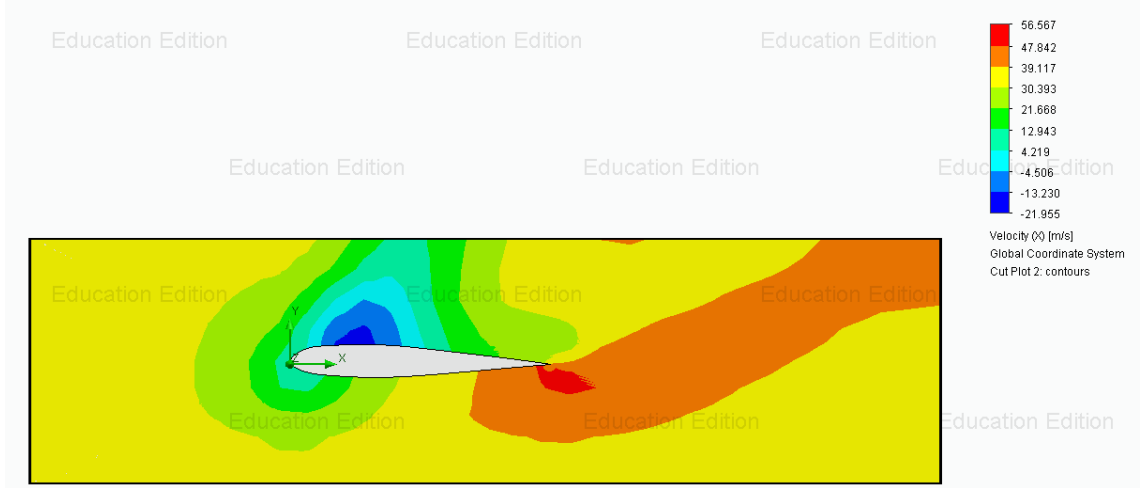
Şekil 6.49. Hız profilleri, $V=10$ m/sn, $AoA=45^\circ$



Şekil 6.50. Hız profilleri, $V=20$ m/sn, $AoA=45^\circ$



Şekil 6.51. Hız profilleri, $V=30$ m/sn, $AoA=45^\circ$



Şekil 6.52. Hız profilleri, $V=50 \text{ m/s}$, $AoA=45^\circ$

6.4. Girdap Profilleri Sonuçları

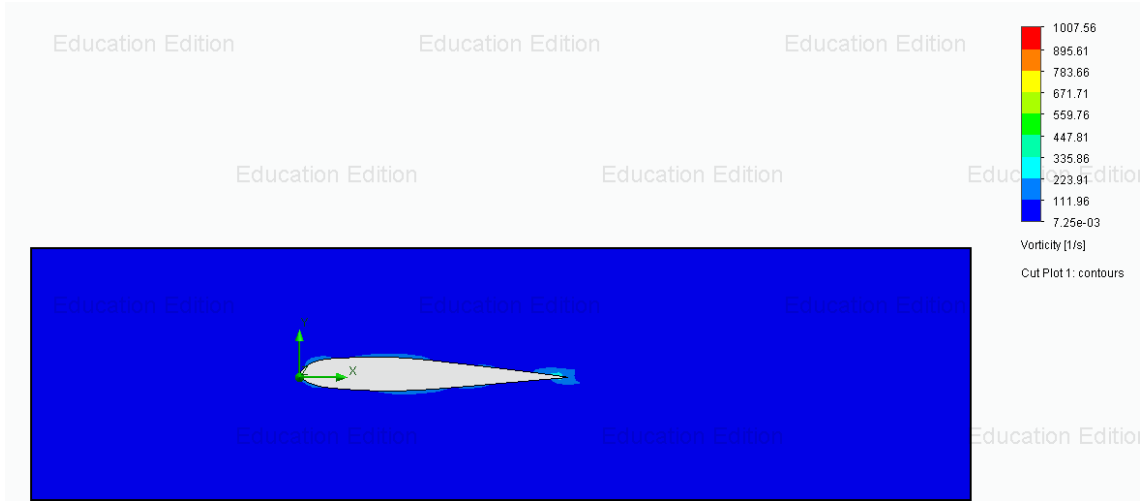
Kanat hücum açısı arttıkça, kanat yüzeyindeki girdapların dağılımları değişir. Bu değişiklikler, kanat profilinin alt ve üst yüzeylerindeki basınç farkını etkiler ve kanadın aerodinamik performansını belirler. Özellikle yüksek hücum açılarındaki girdapların dağılımı, kanadın sınır tabakası akışı ve ayrışma davranışı üzerinde önemli bir etkiye sahiptir.

Girdapların dağılımı, kanadın taşıma ve sürtünme katsayılarını doğrudan etkiler. Hücum açısı arttıkça, girdapların büyüklüğü ve yoğunluğu artar. Bu girdaplar, kanadın üst yüzeyinde sınır tabakasının ayrışmasına ve enerji kaybına neden olabilir. Ayrıca, hücum açısının artmasıyla birlikte, kanat profilinin alt yüzeyindeki basınç farkının azalması girdapların yoğunlaşmasına ve kanadın üzerinde daha karmaşık bir akış yapısının oluşmasına neden olabilir.

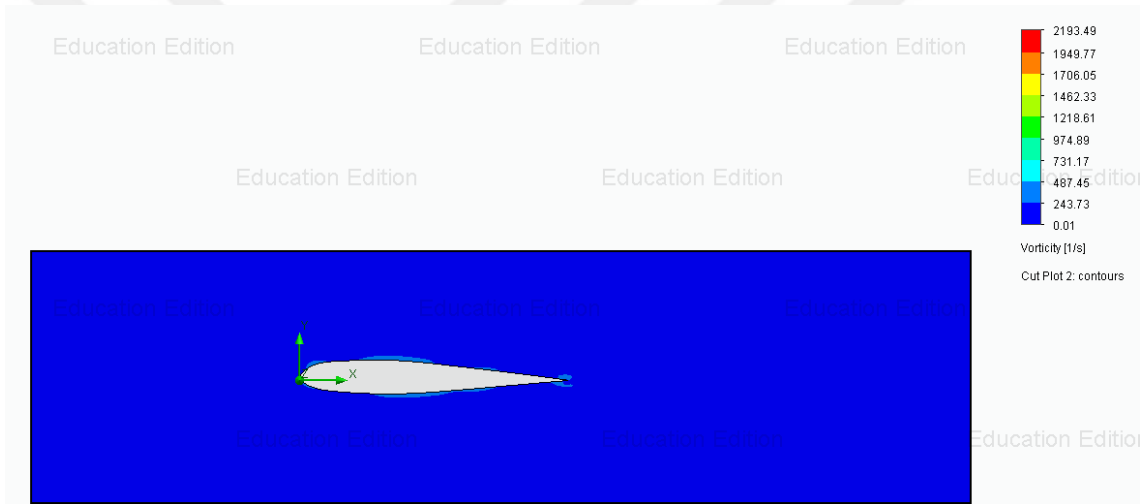
Girdapların dağılımı, kanadın kritik bölgelerinde, özellikle kanat uçlarında ve köşelerinde önemlidir. Bu bölgelerdeki girdapların kontrol edilmesi, kanadın aerodinamik verimliliğini artırabilir. Girdapların dağılımının dikkatli bir şekilde analiz edilmesi ve optimize edilmesi, kanadın performansını ve istenen kuvvetlerin elde edilmesini etkileyen bir faktördür.

6.4.1. 0° Hücum açısında farklı hızlardaki girdap profilleri

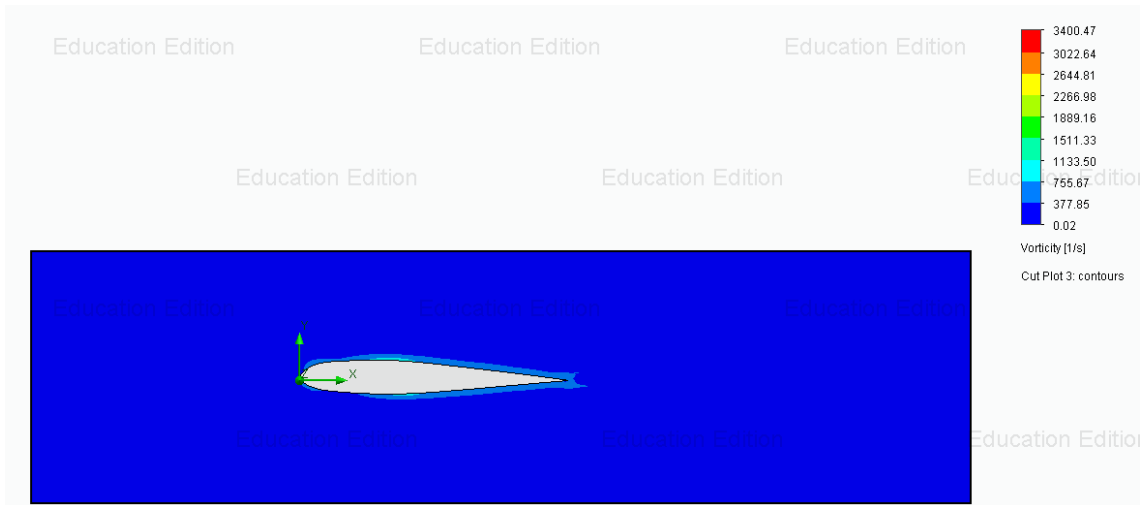
Hücum açısının 0° olduğu durumda, 5 m/s , 10 m/s , 20 m/s , 30 m/s ve 50 m/s hızlarda kanat üzerinde ve çevresinde oluşan girdap profilleri incelenmiştir.



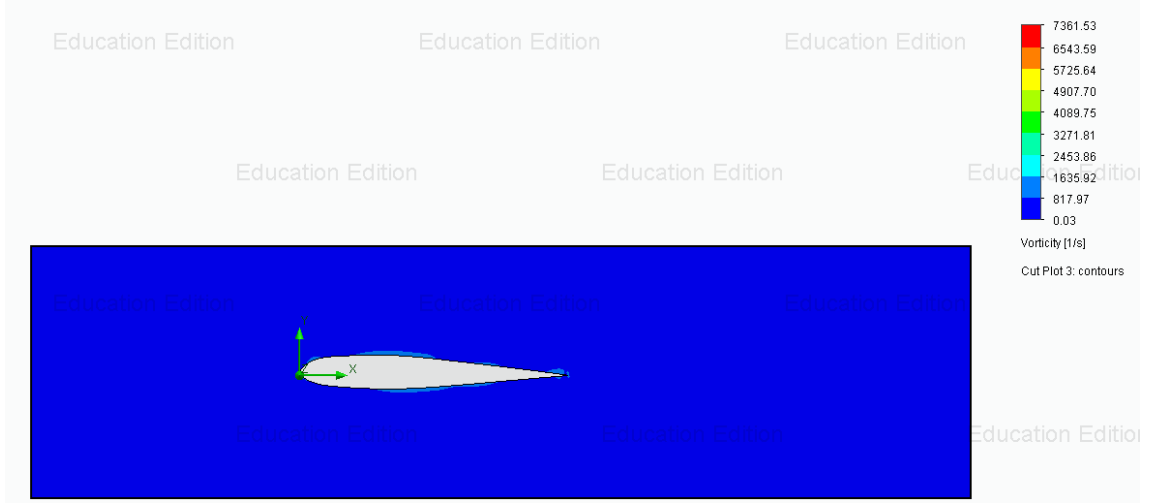
Şekil 6.53. Girdap profilleri, $V=5 \text{ m/s}$, $AoA=0^\circ$



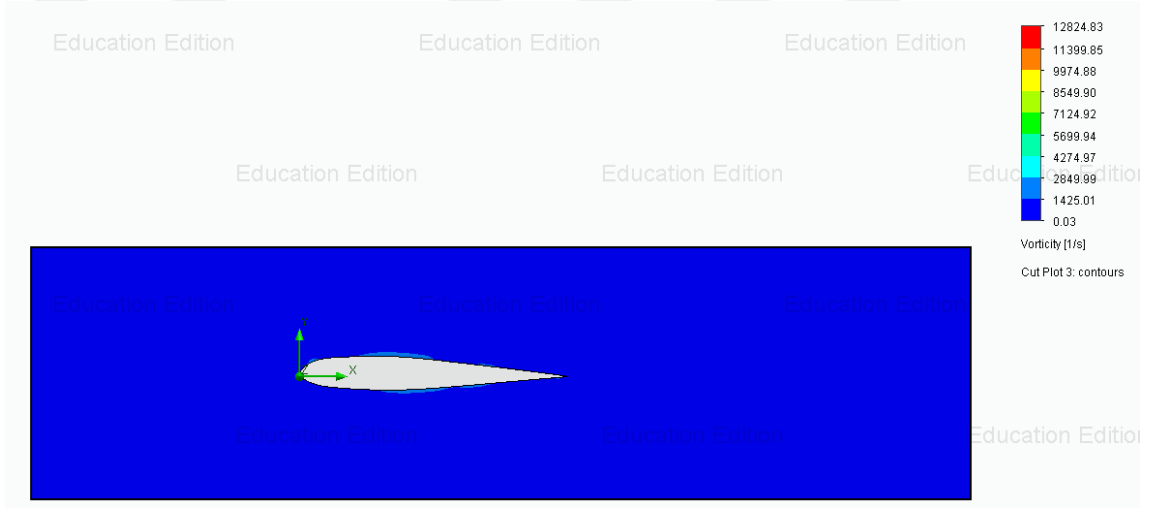
Şekil 6.54. Girdap profilleri, $V=10 \text{ m/s}$, $AoA=0^\circ$



Şekil 6.55. Girdap profilleri, $V=20 \text{ m/s}$, $AoA=0^\circ$



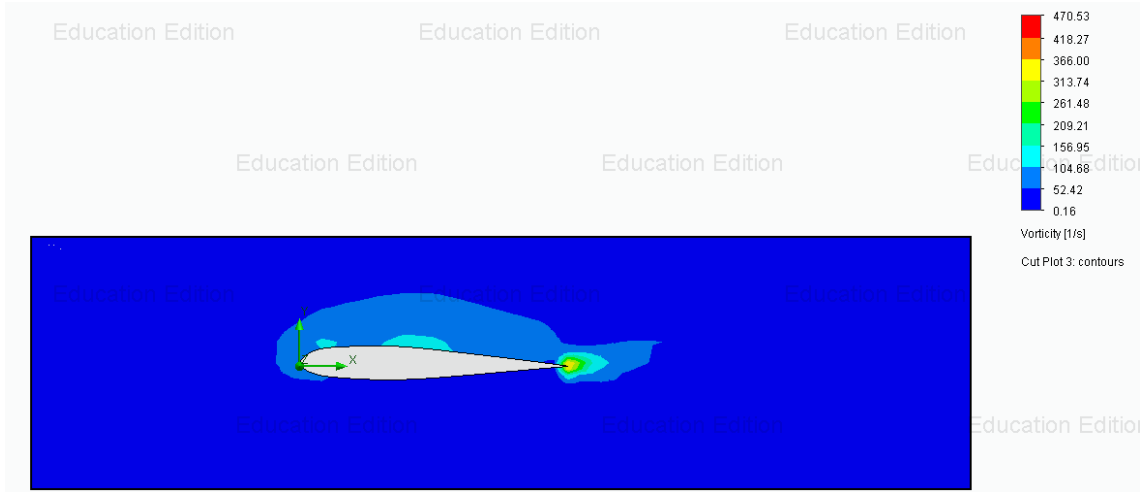
Şekil 6.56. Girdap profilleri, $V=30 \text{ m/sn}$, $AoA=0^\circ$



Şekil 6.57. Girdap profilleri, $V=50 \text{ m/sn}$, $AoA=0^\circ$

6.4.2. 10° Hücum açısında farklı hızlardaki girdap profilleri

Hücum açısının 10° olduğu durumda, 5 m/sn, 10 m/sn, 20 m/sn, 30 m/sn ve 50 m/sn hızlarda kanat üzerinde ve çevresinde oluşan girdap profilleri incelenmiştir.



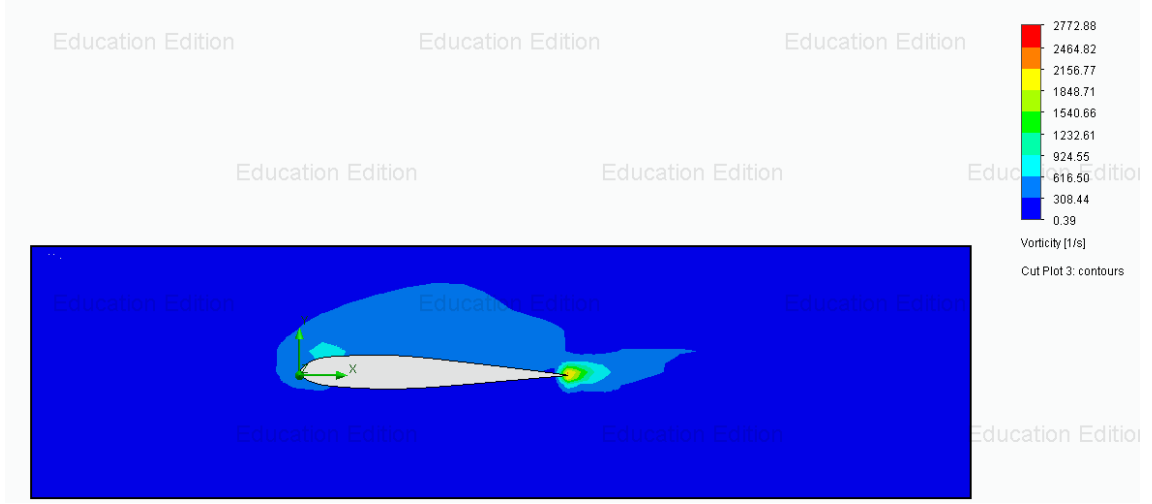
Şekil 6.68. Girdap profilleri, $V=5 \text{ m/s}$, $AoA=30^\circ$



Şekil 6.69. Girdap profilleri, $V=10 \text{ m/s}$, $AoA=30^\circ$



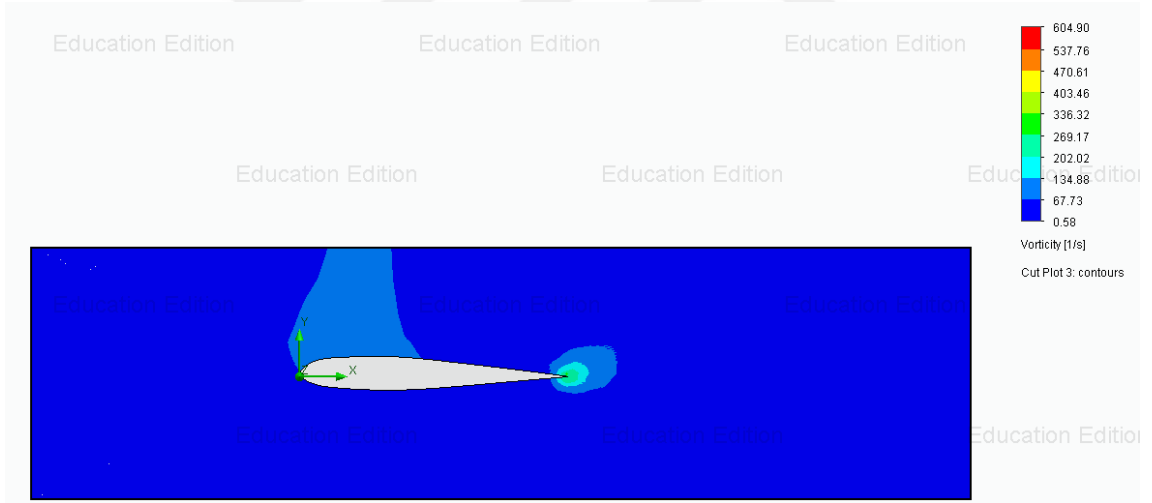
Şekil 6.70. Girdap profilleri, $V=40 \text{ m/s}$, $AoA=30^\circ$



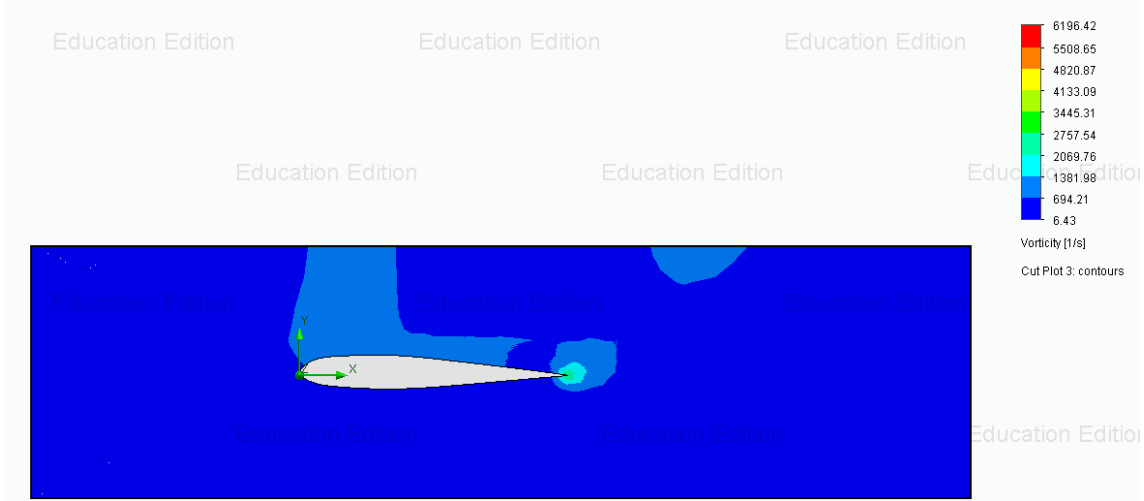
Şekil 6.71. Girdap profilleri, $V=50 \text{ m/s}$, $AoA=30^\circ$

6.4.5. 45° Hücum açısında farklı hızlardaki girdap profilleri

Hücum açısının 45° olduğu durumda, 5 m/s , 10 m/s , 20 m/s , 30 m/s ve 50 m/s hızlarda kanat üzerinde ve çevresinde oluşan girdap profilleri incelenmiştir.



Şekil 6.72. Girdap profilleri, $V=5 \text{ m/s}$, $AoA=45^\circ$



Şekil 6.76. Girdap profilleri, $V=50 \text{ m/sn}$, $AoA=45^\circ$

6.5. Türbülans Enerjisi Dağılımları

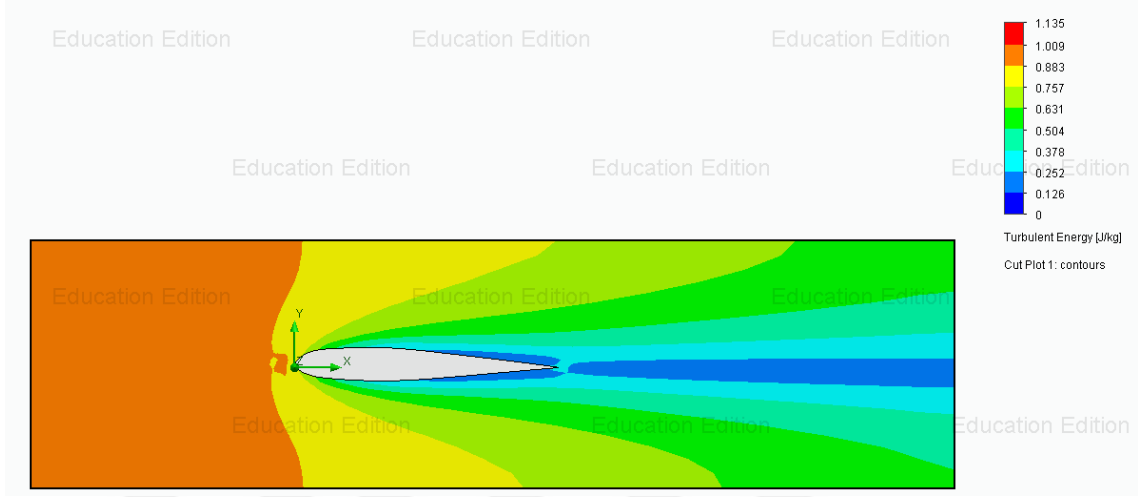
Hesaplamalı akışkanlar dinamiği (HAD) çalışmalarında türbülans enerjisinin dağılımı, akışkanın türbülans karakteristiklerini anlamak ve simüle etmek için önemli bir parametre olarak kabul edilir. Türbülans, akışkanın rastgele ve karmaşık hareketlerini ifade eden dönme hareketli hava parçacıklarının olduğu bir durumdur.

Türbülans enerjisi, akışkanın içerisindeki türbülans hareketinin yoğunluğunu temsil eder. Bu enerji, akışkan içerisindeki hız değişimlerine bağlı olarak değişir ve akışkanın hareket karakteristiğini belirler. Türbülans enerjisinin dağılımı, akışkanın türbülans seviyelerini, dönme hareketli hava parçacıklarının yoğunluğunu ve akışkanın kararsızlık durumlarını ortaya koyar.

Hücum açısının değişimi, türbülans enerjisi dağılımları üzerinde doğrudan etkilere sahiptir. Kanat hücum açısı arttıkça, kanadın üst ve alt yüzeylerindeki hava akışı değişir ve buna bağlı olarak türbülans enerjisi dağılımları da değişir. Türbülans enerjisi dağılımlarının önemi, akışın kararsızlık durumunu anlamak ve analiz etmekle ilgilidir. Hücum açısının değişimi, türbülans enerjisi dağılımlarını etkilediğinden, bu değişimler akışın kararlılığı üzerinde doğrudan etkilere sahiptir. Türbülans enerjisi dağılımlarının doğru bir şekilde analiz edilmesi, kanat profilinin optimize edilmesi ve aerodinamik performansın artırılması için önemlidir. Bu analizler, türbülansın etkilerini anlamak, akışın kararsızlığını kontrol etmek ve istenilen kuvvetlerin elde edilmesini sağlamak için gereklidir.

6.5.1. 0° Hücum açısında farklı hızlardaki türbülans enerjisi dağılımları

Hücum açısının 0° olduğu durumda, 5 m/sn, 10 m/sn, 20 m/sn, 30 m/sn ve 50 m/sn hızlarda kanat üzerinde ve çevresinde oluşan türbülans enerjisi dağılımları incelenmiştir.



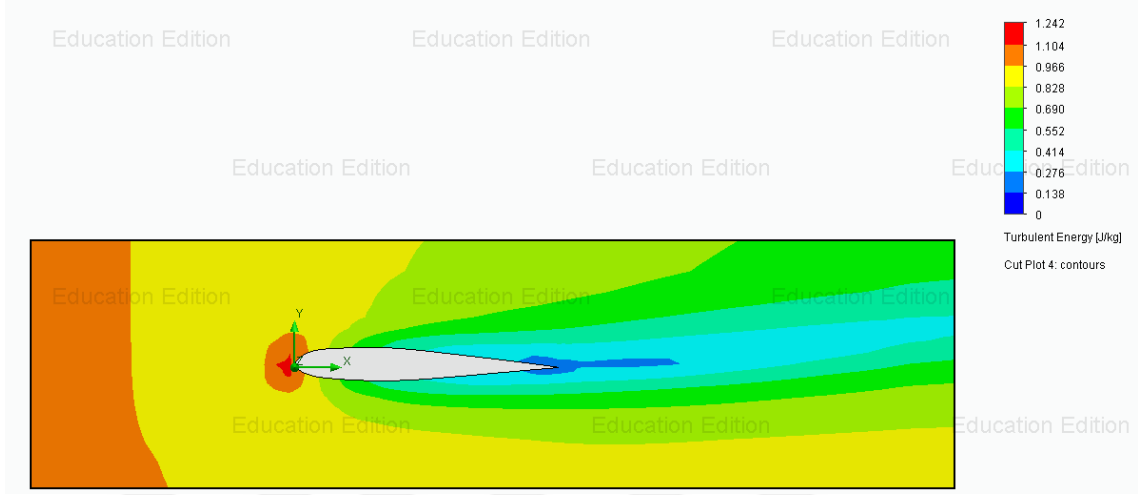
Şekil 6.77. Türbülans enerjisi dağılımları, $V=5$ m/sn, $AoA=0^\circ$



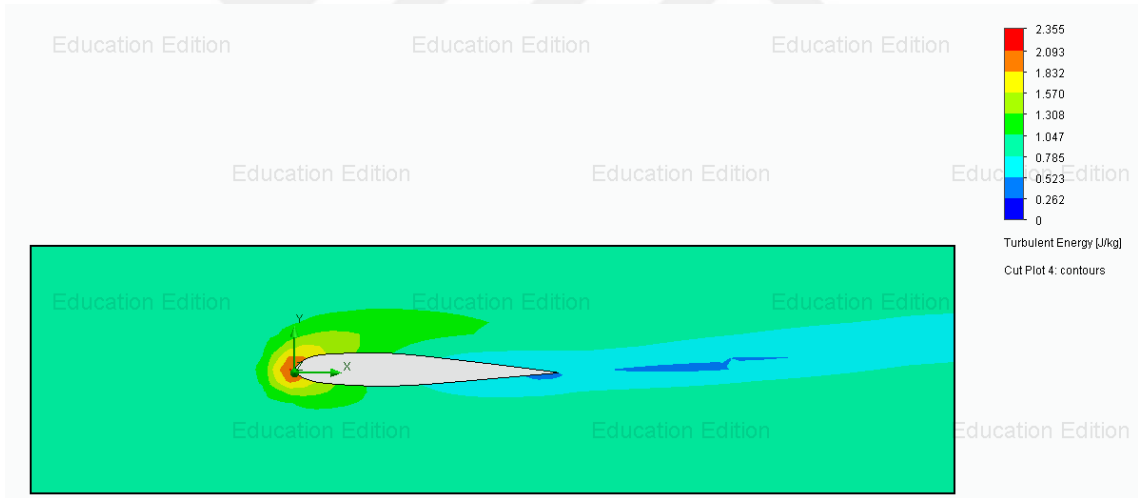
Şekil 6.78. Türbülans enerjisi dağılımları, $V=10$ m/sn, $AoA=0^\circ$

6.5.2. 10° Hücum açısında farklı hızlardaki türbülans enerjisi dağılımları

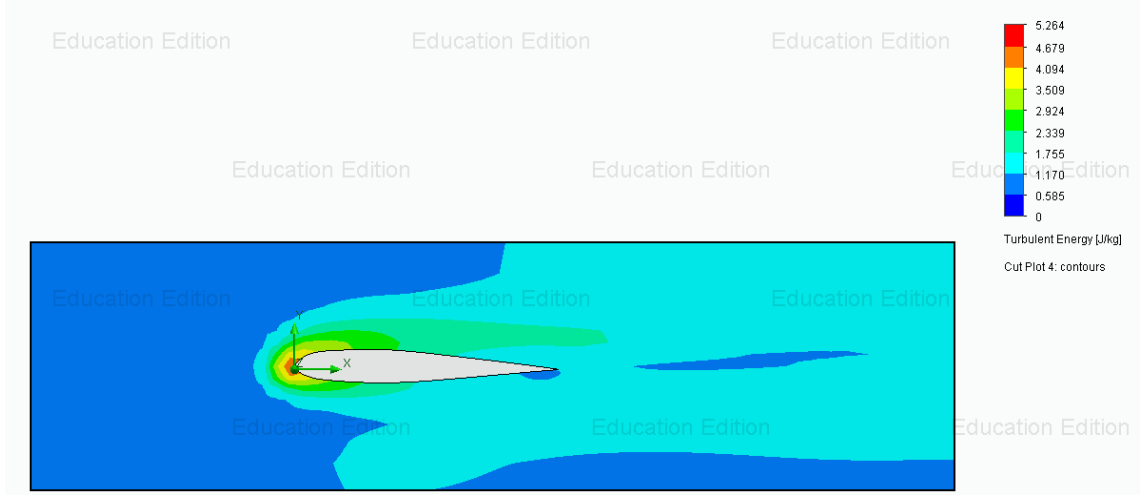
Hücum açısının 10° olduğu durumda, 5 m/sn, 10 m/sn, 20 m/sn, 30 m/sn ve 50 m/sn hızlarda kanat üzerinde ve çevresinde oluşan türbülans enerjisi dağılımları incelenmiştir.



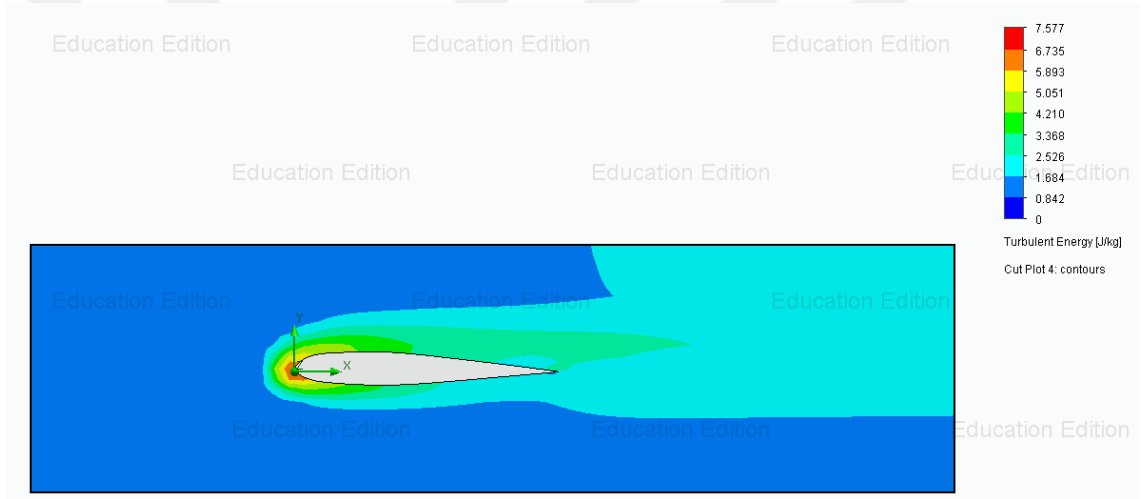
Şekil 6.82. Türbülans enerjisi dağılımları, $V=5$ m/sn, $AoA=10^\circ$



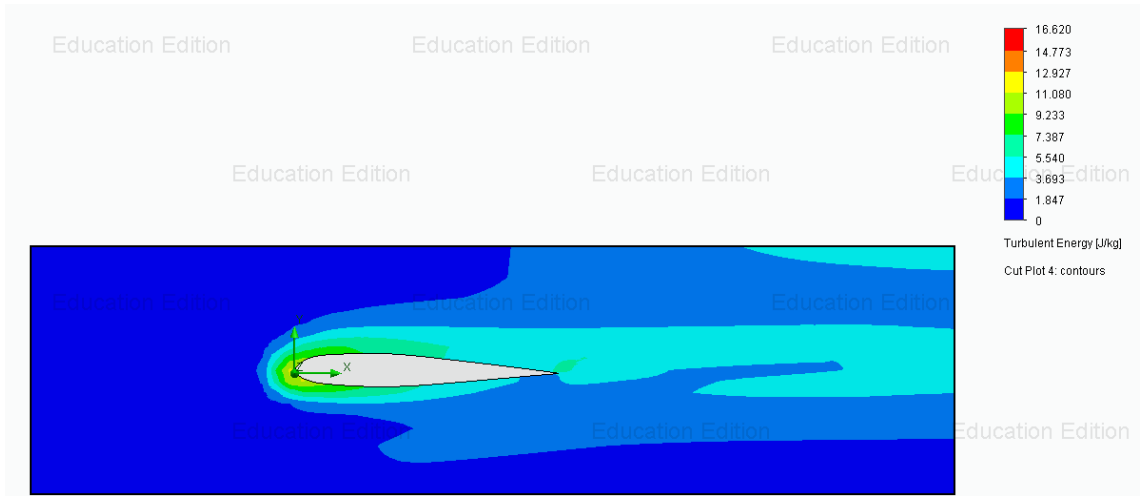
Şekil 6.83. Türbülans enerjisi dağılımları, $V=10$ m/sn, $AoA=10^\circ$



Şekil 6.84. *Türbülans enerjisi dağılımları, $V=20$ m/sn, $AoA=10^\circ$*



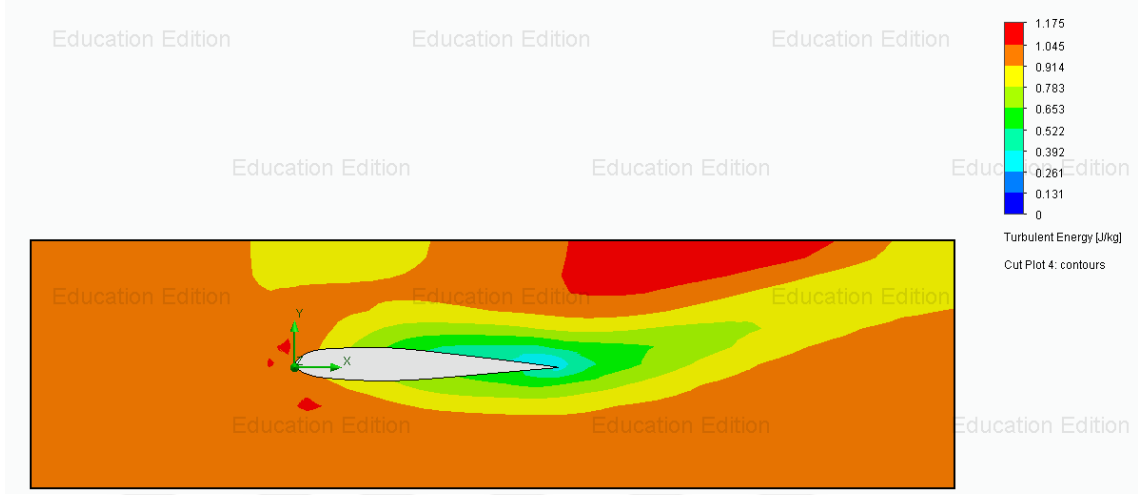
Şekil 6.85. *Türbülans enerjisi dağılımları, $V=30$ m/sn, $AoA=10^\circ$*



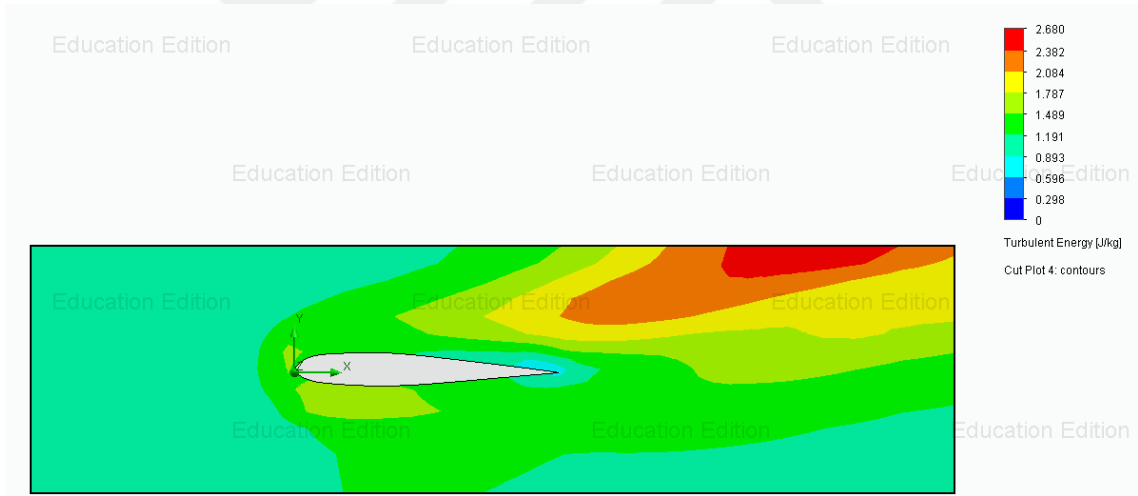
Şekil 6.86. *Türbülans enerjisi dağılımları, $V=50$ m/sn, $AoA=10^\circ$*

6.5.3. 20° Hücüm açısında farklı hızlardaki türbülans enerjisi dağılımları

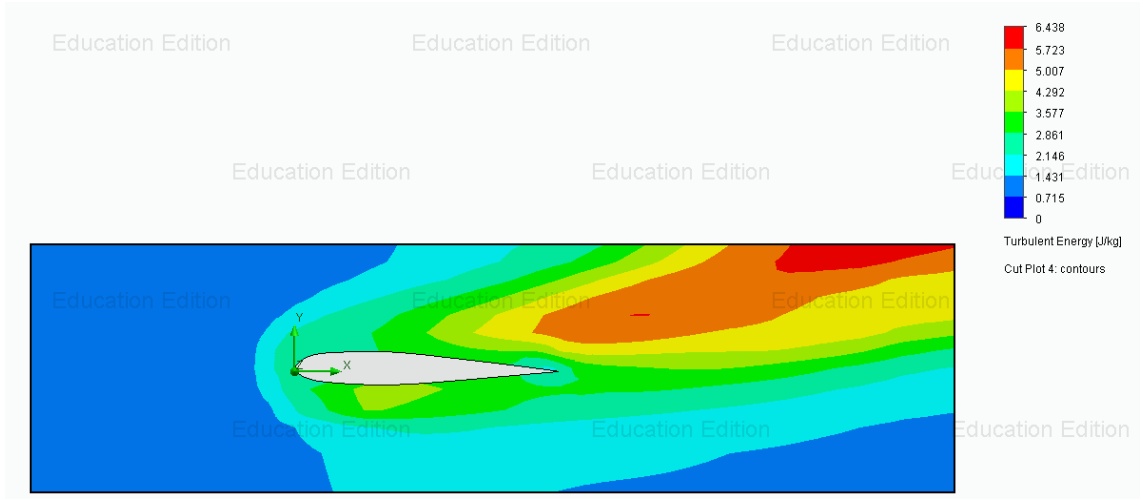
Hücüm açısının 20° olduğu durumda, 5 m/sn, 10 m/sn, 20 m/sn, 30 m/sn ve 50 m/sn hızlarda kanat üzerinde ve çevresinde oluşan türbülans enerjisi dağılımları incelenmiştir.



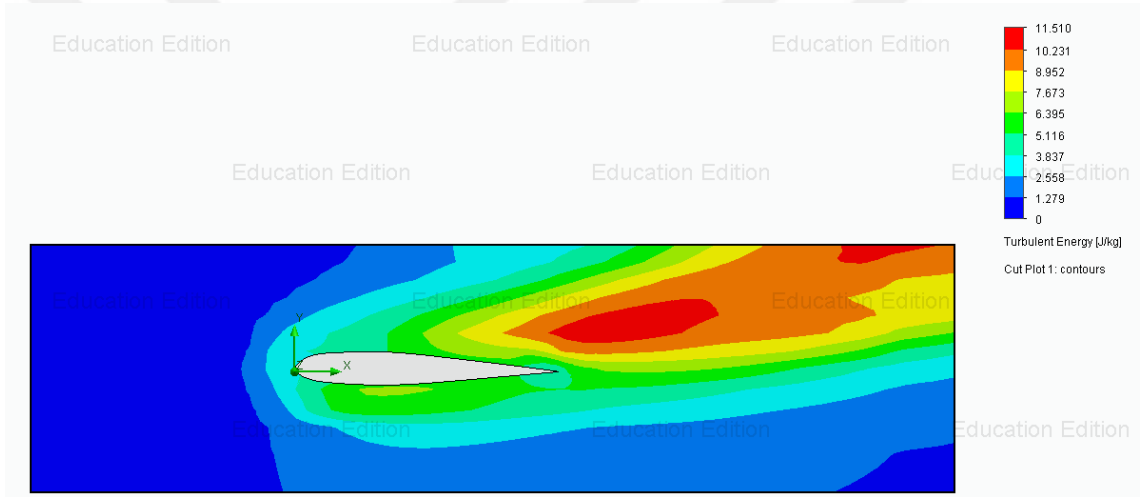
Şekil 6.87. Türbülans enerjisi dağılımları, $V=5$ m/sn, $AoA=20^\circ$



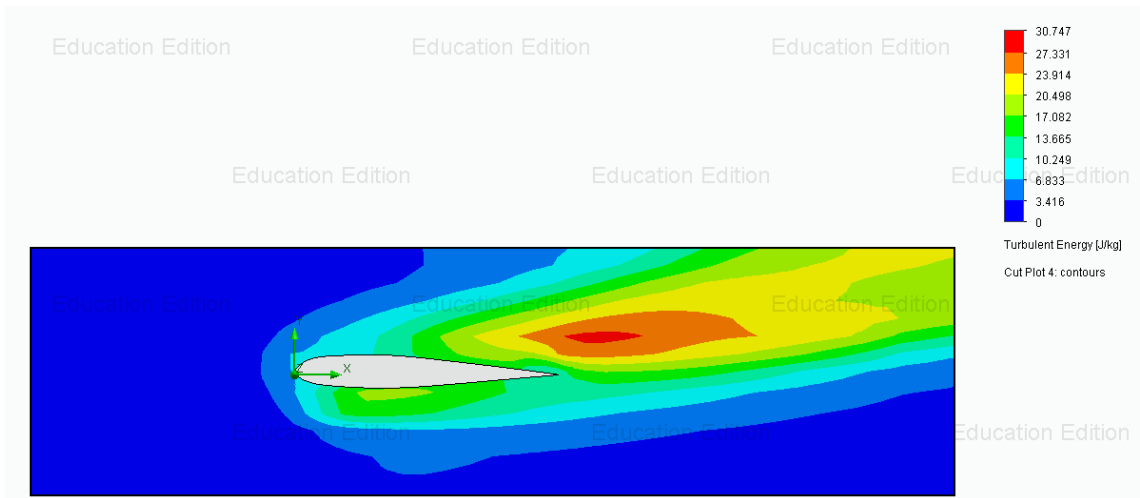
Şekil 6.88. Türbülans enerjisi dağılımları, $V=10$ m/sn, $AoA=20^\circ$



Şekil 6.89. *Türbülans enerjisi dağılımları, $V=20$ m/sn, $AoA=20^\circ$*



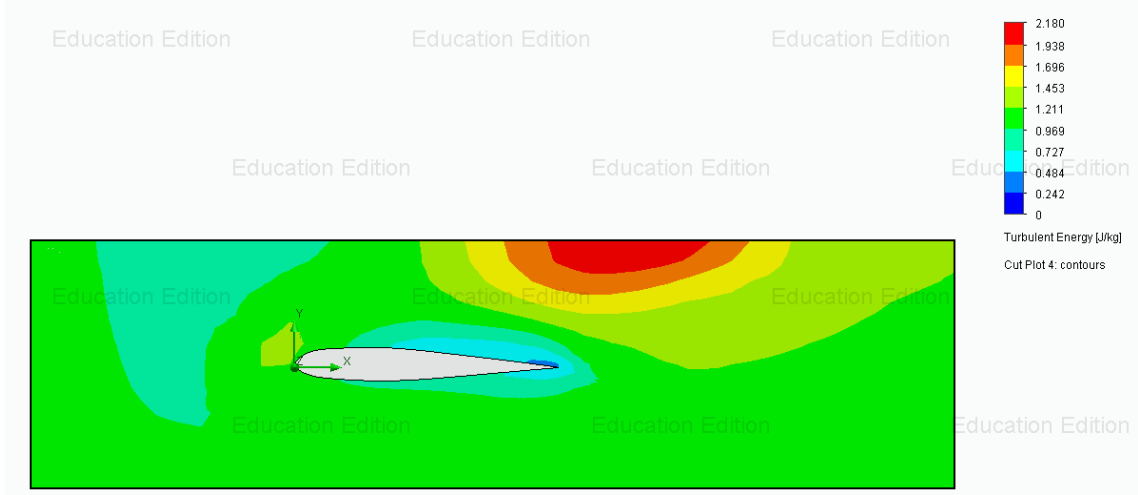
Şekil 6.90. *Türbülans enerjisi dağılımları, $V=30$ m/sn, $AoA=20^\circ$*



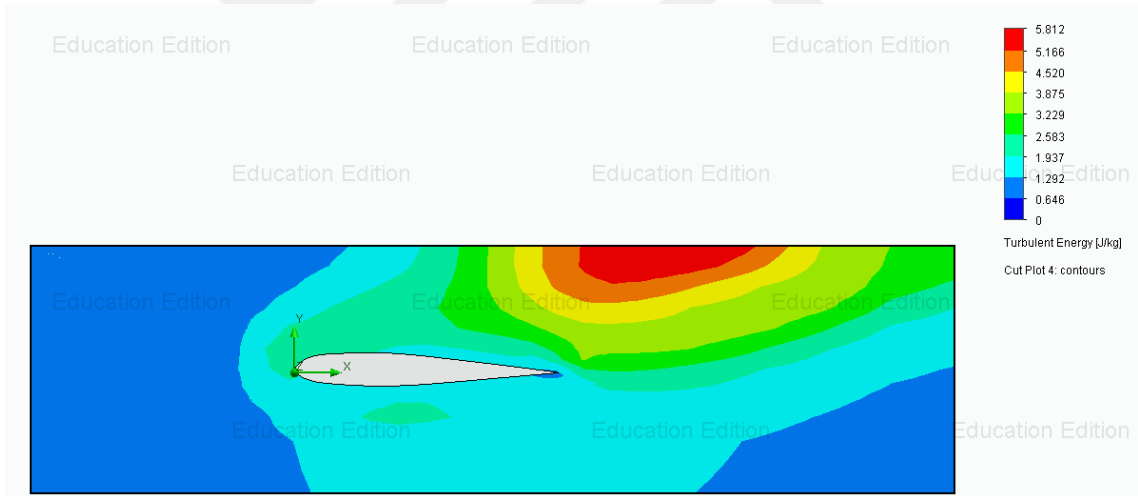
Şekil 6.91. *Türbülans enerjisi dağılımları, $V=50$ m/sn, $AoA=20^\circ$*

6.5.4. 30° Hücüm açısında farklı hızlardaki türbülans enerjisi dağılımları

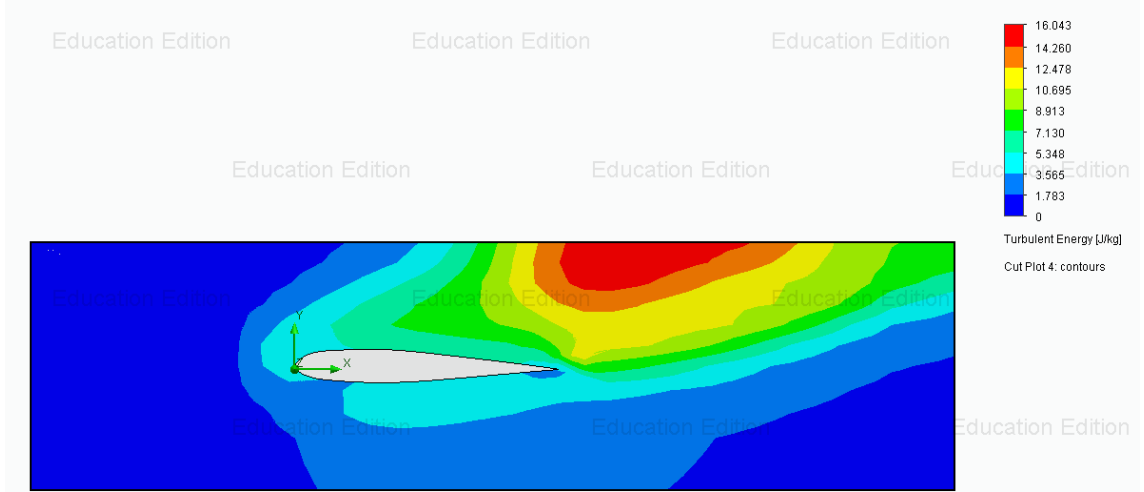
Hücüm açısının 30° olduğu durumda, 5 m/sn, 10 m/sn, 20 m/sn, 30 m/sn ve 50 m/sn hızlarda kanat üzerinde ve çevresinde oluşan türbülans enerjisi dağılımları incelenmiştir.



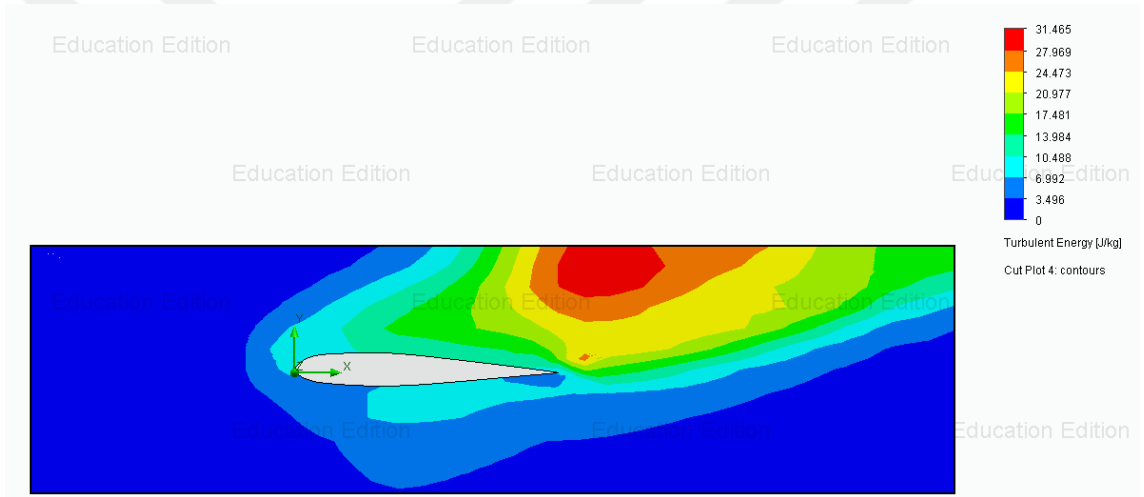
Şekil 6.92. Türbülans enerjisi dağılımları, $V=5$ m/sn, $AoA=30^\circ$



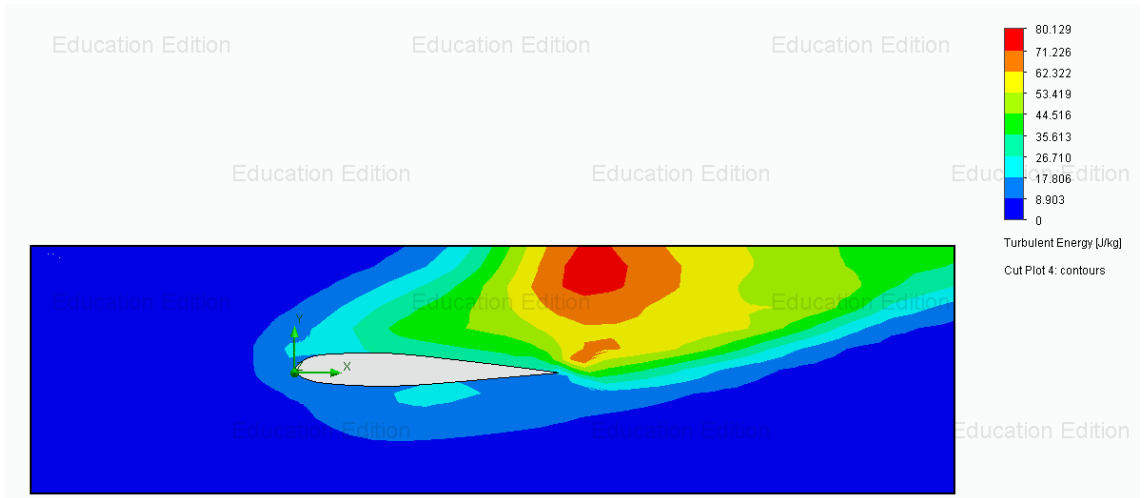
Şekil 6.93. Türbülans enerjisi dağılımları, $V=10$ m/sn, $AoA=30^\circ$



Şekil 6.94. *Türbülans enerjisi dağılımları, $V=20$ m/sn, $AoA=30^\circ$*



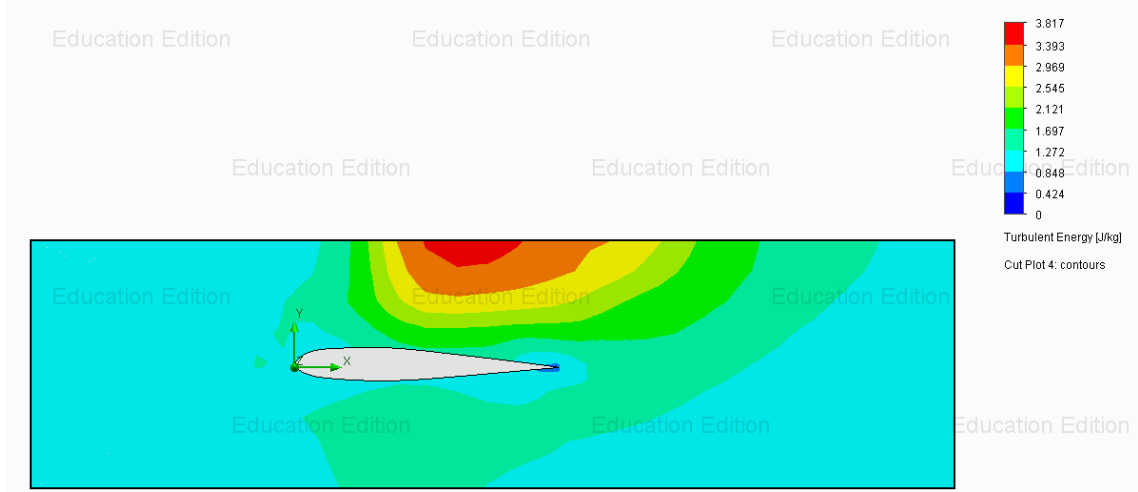
Şekil 6.95. *Türbülans enerjisi dağılımları, $V=30$ m/sn, $AoA=30^\circ$*



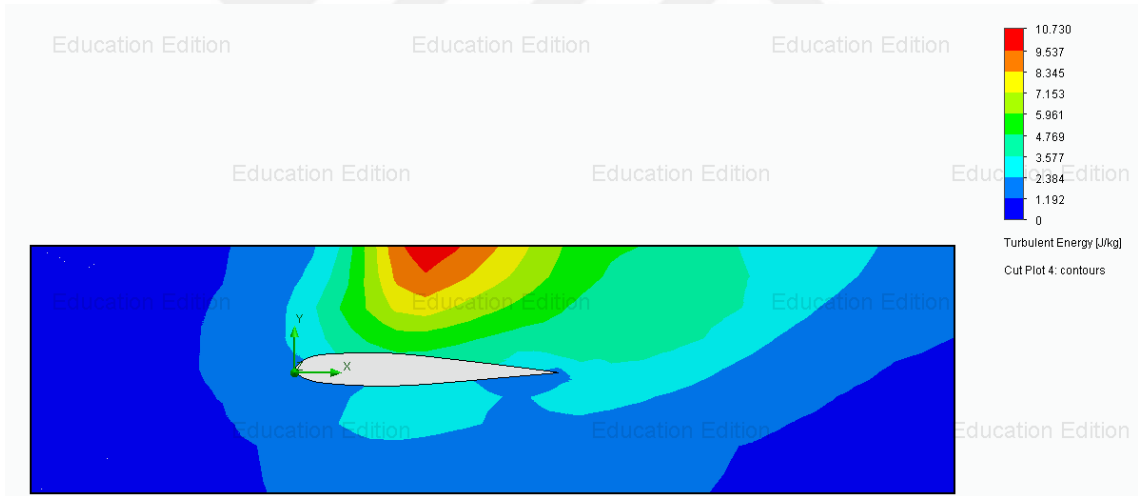
Şekil 6.96. *Türbülans enerjisi dağılımları, $V=50$ m/sn, $AoA=30^\circ$*

6.5.5. 45° Hücum açısında farklı hızlardaki türbülans enerjisi dağılımları

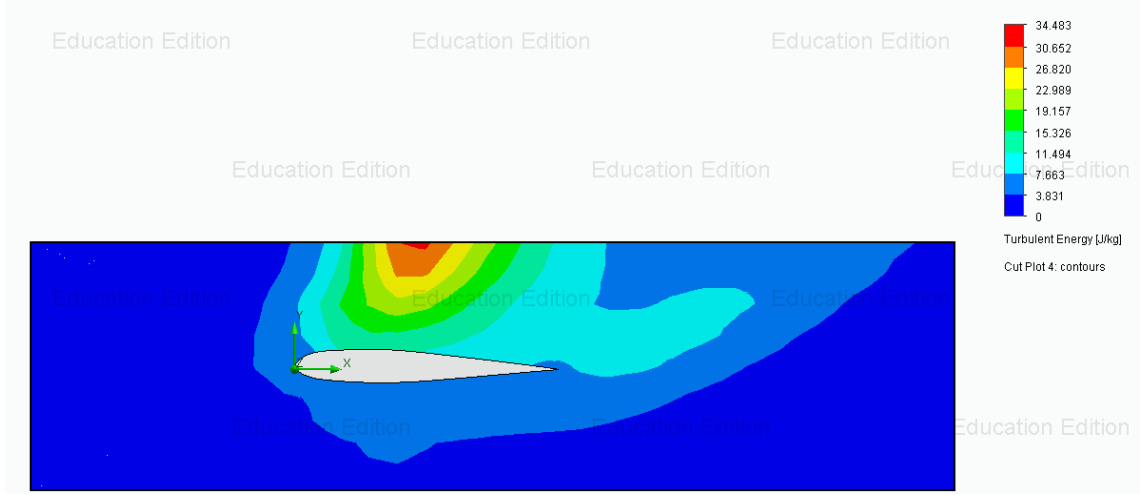
Hücum açısının 45° olduğu durumda, 5 m/sn, 10 m/sn, 20 m/sn, 30 m/sn ve 50 m/sn hızlarda kanat üzerinde ve çevresinde oluşan türbülans enerjisi dağılımları incelenmiştir.



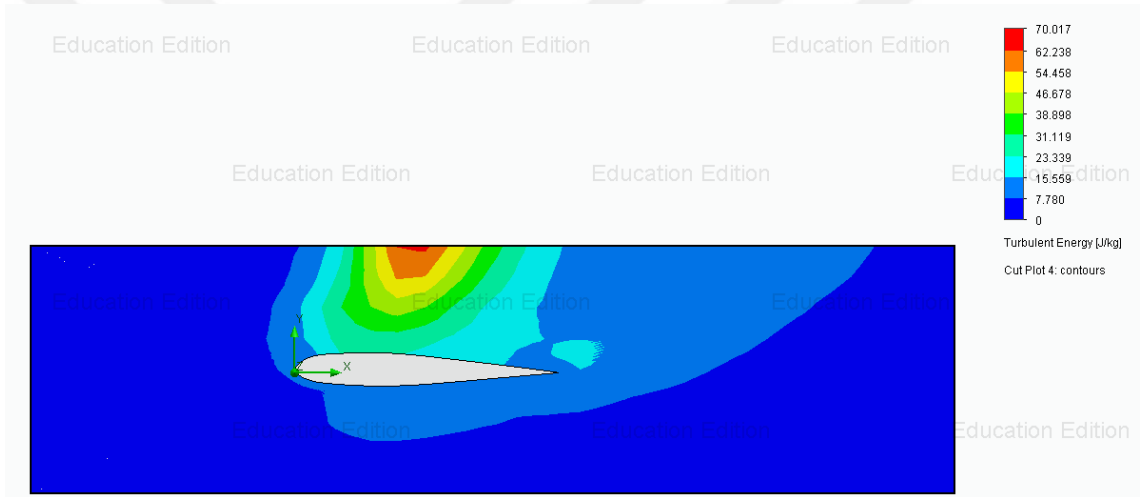
Şekil 6.97. Türbülans enerjisi dağılımları, $V=5$ m/sn, $AoA=45^\circ$



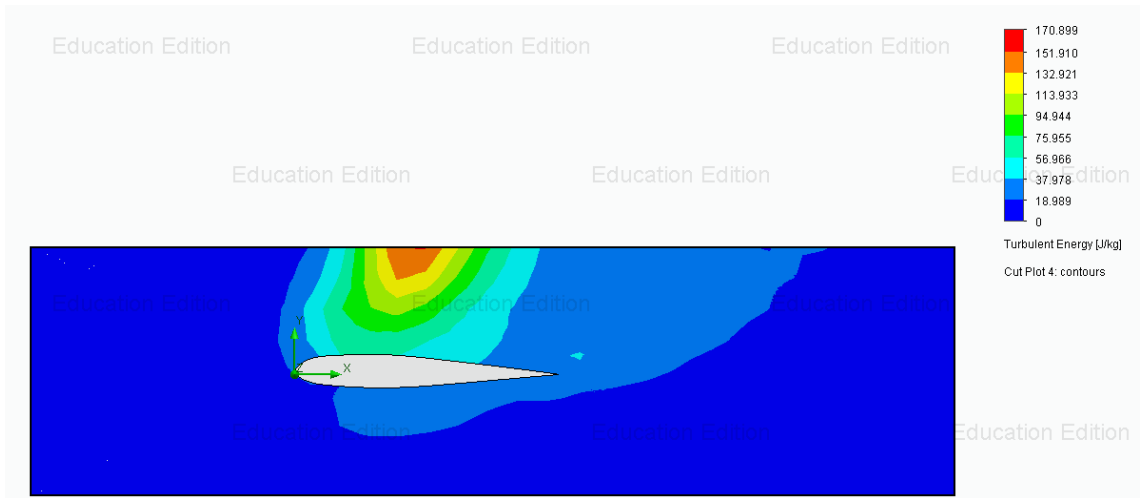
Şekil 6.98. Türbülans enerjisi dağılımları, $V=10$ m/sn, $AoA=45^\circ$



Şekil 6.99. *Türbülans enerjisi dağılımları, $V=20$ m/sn, $AoA=45^\circ$*



Şekil 6.100. *Türbülans enerjisi dağılımları, $V=30$ m/sn, $AoA=45^\circ$*



Şekil 6.101. *Türbülans enerjisi dağılımları, $V=50$ m/sn, $AoA=45^\circ$*

7. SONUÇLAR, TARTIŞMA VE ÖNERİLER

7.1. Sonuçlar

Yüksek hücum açılarında, bir kanat üzerinde gerçekleşen akışlarda ortaya çıkan aerodinamik fenomenlerin oluşumlarını incelemek için HAD analizleri yapılmıştır. Bu analizlerde kanat çevresindeki basınç dağılımları, hız dağılımları, girdap profilleri ve türbülans enerjisi dağılımlarına ait simülasyonlar farklı hızlarda koşturularak sonuçlar elde edilmiştir. Elde edilen sonuçlar ile yüksek hücum açılarındaki uçuşlarda meydana gelecek girdapların oluşumlarının bağlı olduğu etkenlerin belirlenmesi ve girdap oluşumlarının önceden kestirilebilmesidir.

7.1.1. Basınç dağılımlarının analizi

- Çalışmadaki bütün akış hızlarında hücum açısı 20° 'nin üstüne çıktığı durumlarda dramatik basınç değişimleri meydana gelmiştir. Bu yüksek basınç bölgeleri beklenildiği üzere hücum kenarı altında, kanadın akışla ilk buluştuğu noktalarda ortaya çıkmıştır.
- Yine bütün akış hızlarında hücum açısı 45° olduğunda kanat profilinin alt kısmı boyunca yüksek basınç bölgeleri oluşmuştur. Bu hücum açısında, 10 m/sn hızın üstündeki hızlarda tüm akış alanında orta basınç bölgeleri gözlemlenmiştir.
- Hücum açısı 0° olduğu durumlarda akış hızı değişmesinde rağmen basınç alanlarında büyük değişiklikler görülmemiştir.
- Aynı hücum açısında, farklı hızlarda en fazla değişiklik hücum açısının 20° olduğu durumda gözlemlenmiştir. Bu nedenle bu kanat profili için 20° civarındaki hücum açılarının kritik öneme sahip olduğunu söyleyebiliriz.
- Hücum açısı 10° ile 20° arasındaki geçişte, bütün akış hızları için büyük basınç değişimleri görülmüştür. 20° hücum açısının sonuçlarında orta basınç bölgesinin büyük oranda gelişim gösterdiği ve kaplandığı alanın arttığı görülmüştür.

7.1.2. Hız dağılımlarının analizi

- Sabit akış hızlarında, hücum açısının değiştiği durumlara bakıldığında genellikle benzer hız dağılımları görülmüştür. Aynı hücum açılarında, akış hızı değişse bile hız alanlarının dağılımları büyük oranda benzerlik

göstermektedir. Sadece 45° hücum açısında oluşan yüksek hız alanlarına bakıldığında, bu bölge kanat firar kenarını alt kısımdan başlayarak hızla beraber büyüme göstermiştir. Ayrıca 30° ve 45° hücum açılarındaki bu yüksek hız bölgeleri 10 m/sn hızından daha büyük hızlarda sorgulanan akış alanının dışına taşmıştır.

- 0° Hücum açısında, bütün akış hızlarında kanadın hücum kenarına yakın bölgenin hem alt hem üst kısmında neredeyse simetrik hız alanları oluşmuştur. Bu simetrik durum hücum açısının artması ile son bulmuş yerine sadece hücum kenarının üst bölgesinde bir yüksek hız alanı oluşmuştur. Hücum açısının artmasıyla beraber 30° hücum açısı dâhil olmak üzere firar kenarı altında yeni bir yüksek hız alanı oluşmuştur. Ayrıca yine 30° ve 45° hücum açılarında tüm hızlarda kanat üst kısmında çok düşük hız bölgeleri ortaya çıkmıştır. Bu durum buralarda akış ayrılmasının gerçekleştiğini göstermektedir. Hücum açısı veya akış hızının artması durumunda bu bölgelerde stall olayı meydana gelebilecektir.
- 45° hücum açısının haricindeki bütün durumlarda hava hızından bağımsız olarak hücum kenarı üst bölgesinde meydana gelen yüksek hız bölgeleri bu hücum açısında görülmemiştir. Bu hücum açısında hava hızı değiştiği durumlarda bile hız alanları benzer bölgelere ayrıldığı görülmüştür.

7.1.3. Girdap profillerinin analizi

- Hücum açısının 0° ve 10° olduğu durumlarda, hız değişmesine rağmen anlamlı girdap oluşumları görülmemiştir. Sadece 10° hücum açısında firar kenarına çok yakın bölgelerde basit girdap oluşumları başlamıştır.
- Hücum açısının 20° olduğu durumlarda hız değişiminden neredeyse bağımsız olarak kanat üst bölgesinde girdap bölgeleri ortaya çıkmıştır. Bu bölgede özellikle hücum ve firar kenarlarında daha yoğun girdaplar gözlenmiştir. Hızın 30 m/sn aştığı durumlarda hücum kenarındaki bölgenin hızın artışı ile büyüdüğü görülmüştür. Buradan yola çıkarak belli hücum açılarında kritik hız değerlerinin olacağı söylenebilir.
- Hücum açısının 30° olduğu durumlarda firar kenarındaki girdap bölgesi, hücum kenarı bölgesinden ayrılarak daha yoğun girdapların görüldüğü bir bölge halini almıştır. Bu hücum açısında 5 m/sn ve 10 m/sn hızlarında kanat

üst bölgesi, orta kısımda meydana gelen yoğun girdap bölgeleri 20 m/sn den yüksek hızlarda ortadan kaybolmuştur. Düşük hızlarda bu bölgelerde akış ayrılması görülebilecekken, hızın artmasıyla bu ayrılmanın ortadan kaldığı anlaşılabılır.

- Hücüm açısının 45° olduğu durumlarda 10 m/sn hızların altında hücüm kenarı üzerinde bir girdap kanalı görülmektedir. Hızın artmasıyla kanadın üst bölgesinin tamamen yoğun bir girdap bölgesi tarafından kaplanmıştır. Bu durumda kanadın üst bölgesinde akış ayrılması gerçekleştiği söylenebilir.

7.1.4. Türbülans enerjisi dağılımlarının analizi

- Türbülans enerjisi dağılımlarına genel olarak bakıldığında, diğer dağılımlardan farklı olarak hem hücüm açısı hem de akış hızının dağılımları etkilediği görülmüştür.
- Hücüm açısının 0° olduğu durumdaki tüm hızlarda türbülans enerjisinin kanat çevresinde simetrik ve düzgün dağılımlı olduğu görülmüştür. Bu hücüm açısında kanat firar kenarı iz bölgesinde bir düşük türbülans enerji bölgesi meydana çıkmıştır.
- Hücüm açısının 10° olduğu durumda eş türbülans bölgeleri daha düşük hızlardakine benzer fakat yukarı gelişimli bir ilerleme göstermiştir. Bu hücüm açısında özellikle düşük hava hızlarında hücüm kenarı etrafında bir yüksek türbülans enerjisi bölgesi oluşmuştur. Hava hızı arttıkça bu bölge küçülerek yok olmuş, türbülans enerjisi yoğun bölge kanadın etrafını sarmıştır.
- Hava hızının 20 m/sn ve hücüm açısının 30° üzerine çıktığı durumlarda türbülans enerjisi mertebelerinin yükseldiği görülmüştür.
- Hücüm açısının 20° üzerine çıktığı durumlarda yüksek türbülans enerjisi bölgeleri kanadın üst bölgesinde görülmüştür. En yüksek enerjiye sahip bölgeler sınır tabakanın etkisiyle kanada yapışık değil, kanattan bir miktar uzakta ortaya çıkmıştır.

7.2. Tartışma

Literatürde çalışmalar çoğunlukla düz uçuşlar için gerekli olan düşük ve orta hücüm açılarındaki akışları konu edinmiştir. Yüksek hücüm açıları ile ilgili çalışmalara daha az

rastlanılmaktadır. Fakat konu aerodinamik olaylar ve girdap oluşumları olduğunda yüksek hücum açıları daha önemli hale gelmektedir.

Çalışma bir kanat tipi üzerinden yapılmıştır bu nedenle elde edilen sonuçlar ve yorumlar sadece bu profil hakkında bilgi vermektedir. Çalışmaya konu edilen kanat tipi damla form bir kanat tipi olduğundan damla formda kanatların yüksek hücum açılarındaki akışları hakkında bir yorum yapılabilmesine imkân verecektir. Fakat savaş uçakları gibi ses üstü hızlarda uçuş gerçekleştiren uçaklarda tercih edilen delta kanatlar için bu çalışma ve analizlerin yeniden yapılması gerekecektir. Aynı durum akış hızları için de söz konusudur. Çalışma ses altı hızlardaki analizleri kapsamakta olduğu için hava akışının sıkıştırılabilir özelliğe sahip olduğu ses üstü akışlardaki akışlar için bu analizlerin uygun bir şekilde yeniden yapılması gerekecektir.

Çalışma sonucunda elde edilen en önemli bulgu, girdap oluşumunda hava hızı artışının etkisinin hücum açısının etkisinden çok daha az olmasıdır. Çünkü elde edilen bütün sonuçlar aynı hücum açısında olduğu sürece farklı hava hızlarının akışın basınç dağılımları, hız dağılımları, girdap profilleri ve türbülans enerjileri üzerinde önemli bir değişikliğe neden olmadığını göstermiştir. Bu duruma farklı bir bakış açısıyla bakıldığında, hava hızı korunarak yapılan analizlerde hücum açısının değişmesi ile basınç dağılımları, hız dağılımları, girdap profilleri ve türbülans enerjileri dağılımları kayda değer miktarda farklılıklar göstermiştir. Çalışmadan elde edilen önemli bir sonuçta 20° civarındaki hücum açılarının bütün analizler ve bütün hızlarda dramatik değişikliklerin başlangıcı olduğunu göstermiştir. Buradan yola çıkarak, bu kanar profili için ve hatta damla profil kanat formları için 20° hücum açısının aerodinamik olaylar açısından dikkat edilmesi gereken bir nokta olduğu söylenebilecektir.

7.3. Öneriler

Aerodinamik olayların incelenmesi için yapılan hem deneysel hem hesaplamalı akışkanlar mekaniği ile çalışmalardaki en önemli konu hücum açıları olmuştur. Yüksek hücum açılarında yapılan akademik çalışmalar, genellikle havacılık, uzay mühendisliği ve rüzgâr enerjisi gibi alanlarda yoğunlaşmaktadır. Bu çalışmalar, aerodinamik performansın ve hücum açısının etkilerini anlamayı ve optimize etmeyi amaçlamaktadır.

Bu çalışmanın bulguları yüksek hücum açılarında küçük artışların önemli aerodinamik etkilere neden olabileceğini göstermiştir. Ayrıca türbülanslı akışın doğası

gereği kaotik ve tahmin edilemez olması bu alanda yapılacak çalışmaların onemini arttırmaktadır.

Bu çalışmada incelenen hususlara ek olarak yapılabilecek ve literatürdeki onemli eksikleri tamamlayabilecek hususları aşağıdaki gibi sıralayabiliriz.

- NACA, simetrik ve özelleştirilmiş gibi farklı kanat profilleri üzerinde benzer çalışmalar yapılarak kanat profillerinin glü ve zayıf yönleri ortaya çıkarılabilecektir.
- Ses altı hızlarda yapılan bu çalışmaya ek olarak, tamamen farklı fiziksel özelliklere sahip transonik ve sesüstü hızlar için de yüksek hücum açılarındaki akışlar incelenebilir.
- Çalışmada yapılan HAD analizleri deneysel çalışmalar ile doğrulanabilecek şekilde tasarlanmıştır. Bu nedenle elde edilen sonuçlar rüzgâr tüneli testleri ve akış görüntüleme deneyleri ile beraber çalışabilir. Deneysel veriler ile bu çalışmadaki sonuçlar karşılaştırılarak yapılan kabullerin doğrulanması sağlanabilir. Böylece, çalışmadaki kabuller ileride yapılacak çalışmalara referans olarak kullanabilecek ve literatüre onemli bir katkı sağlamış olacaktır.

KAYNAKÇA

- Almeida, R. A., Vaz, D. C., Urgueira, A. P., & Borges, A. J. (2012). Using ring strain sensors to measure dynamic forces in wind-tunnel testing. *Sensors and Actuators A: Physical*, 185, 44-52.
- Altaf, A., Thong, T. B., Omar, A. A., & Asrar, W. (2016). Influence of a reverse delta-type add-on device on wake vortex alleviation. *AIAA journal*, 54(2), 625-636.
- Amaral, F. R. d., Himeno, F. H. T., Pagani Jr, C. d. C., & de Medeiros, M. A. F. (2018). Slat noise from an MD30P30N airfoil at extreme angles of attack. *AIAA journal*, 56(3), 964-978.
- Anderson, J. (2011). *EBOOK: Fundamentals of Aerodynamics (SI units)*. McGraw hill.
- Anderson, J. D. (1998). *A history of aerodynamics: and its impact on flying machines*. Cambridge university press.
- Armstrong, D., Najafiyazdi, A., Mongeau, L. G., & Raymond, V. (2013). Numerical simulations of flow over a landing gear with noise reduction devices using the lattice-boltzmann method. 19th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference,
- Baals, D. D. (1981). *Wind tunnels of NASA* (Vol. 440). Scientific and Technical Information Branch, National Aeronautics and Space
- Bai, X., Wang, C., & Li, C. (2019). A streampath-based RCNN approach to ocean eddy detection. *IEEE Access*, 7, 106336-106345.
- Barlow, J. B., Rae, W. H., & Pope, A. (1999). *Low-speed wind tunnel testing*. John wiley & sons.
- Bartley-Cho, J. D., Wang, D. P., Martin, C. A., Kudva, J. N., & West, M. N. (2004). Development of high-rate, adaptive trailing edge control surface for the smart wing phase 2 wind tunnel model. *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, 15(4), 279-291.
- Bottasso, C. L., Campagnolo, F., & Petrović, V. (2014). Wind tunnel testing of scaled wind turbine models: Beyond aerodynamics. *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, 127, 11-28.

- Bradshaw, P. (2013). *An introduction to turbulence and its measurement: thermodynamics and fluid mechanics series*. Elsevier.
- Brandon, J. M., & Nguyen, L. T. (1988). Experimental study of effects of forebody geometry on high angle-of-attack stability. *Journal of Aircraft*, 25(7), 591-597.
- Bridges, J. E., & Wernet, M. P. (2019). PIV measurements of a low-noise top-mounted propulsion installation for a supersonic airliner. AIAA Scitech 2019 Forum,
- Burgmann, S., Dannemann, J., & Schröder, W. (2008). Time-resolved and volumetric PIV measurements of a transitional separation bubble on an SD7003 airfoil. *Experiments in fluids*, 44, 609-622.
- Cabrita, P., Saddington, A., & Knowles, K. (2005). PIV measurements in a twin-jet STOVL fountain flow. *The Aeronautical Journal*, 109(1100), 439-449.
- Cao, X., Liu, J., Jiang, N., & Chen, Q. (2014). Particle image velocimetry measurement of indoor airflow field: A review of the technologies and applications. *Energy and Buildings*, 69, 367-380.
- Cermak, J. E. (1999). Wind tunnel studies of buildings and structures.
- Chen, P., Zhang, X., & Angland, D. (2011). Slat noise reduction using leading edge strips. 17th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (32nd AIAA Aeroacoustics Conference),
- Chinaud, M., Rouchon, J.-F., Duhayon, E., Scheller, J., Cazin, S., Marchal, M., & Braza, M. (2014). Trailing-edge dynamics and morphing of a deformable flat plate at high Reynolds number by time-resolved PIV. *Journal of Fluids and Structures*, 47, 41-54.
- Chorin, A. J., Marsden, J. E., & Marsden, J. E. (1990). *A mathematical introduction to fluid mechanics* (Vol. 3). Springer.
- Choutapalli, I. M., Krothapalli, A., Alkislar, M. B., & Lourenco, L. M. (2007). Flowfield and noise characteristics of twin supersonic impinging jets. *AIAA journal*, 45(4), 793-805.
- COTON, P. (1996). Caracterisation et modelisation du sillage d'un avion a partir d'essais en vol de maquettes en laboratoire. *DISCUIII NOTICE*.

- Cummings, R. M., Forsythe, J. R., Morton, S. A., & Squires, K. D. (2003). Computational challenges in high angle of attack flow prediction. *Progress in Aerospace Sciences*, 39(5), 369-384.
- Cummings, R. M., Liersch, C., & Schütte, A. (2018). Multi-disciplinary design and performance assessment of effective, agile NATO air vehicles. 2018 Applied Aerodynamics Conference,
- Cummings, R. M., & Schütte, A. (2014). The NATO STO Task Group AVT-201 on 'Extended Assessment of Stability and Control Prediction Methods for NATO Air Vehicles'. 32nd AIAA Applied Aerodynamics Conference,
- Czyż, Z., Karpiński, P., & Stryczniewicz, W. (2020). Measurement of the flow field generated by multicopter propellers. *Sensors*, 20(19), 5537.
- Da Ronch, A., Ghoreyshi, M., & Badcock, K. (2011). On the generation of flight dynamics aerodynamic tables by computational fluid dynamics. *Progress in Aerospace Sciences*, 47(8), 597-620.
- de la Puente Cerezo, F., Sanders, L., Vuillot, F., Druault, P., & Manoha, E. (2017). Zonal Detached Eddy Simulation of a simplified nose landing-gear for flow and noise predictions using an unstructured Navier-Stokes solver. *Journal of Sound and Vibration*, 405, 86-111.
- Diebold, J. (2012). Aerodynamics of a swept wing with leading-edge ice at low Reynolds number.
- Discetti, S., Bellani, G., Örlü, R., Serpieri, J., Vila, C. S., Raiola, M., Zheng, X., Mascotelli, L., Talamelli, A., & Ianiro, A. (2019). Characterization of very-large-scale motions in high-Re pipe flows. *Experimental Thermal and Fluid Science*, 104, 1-8.
- Dong, Z., Luo, W., Qian, G., & Lu, P. (2008). Wind tunnel simulation of the three-dimensional airflow patterns around shrubs. *Journal of Geophysical Research: Earth Surface*, 113(F2).

- Durdina, L., Jedelsky, J., & Jicha, M. (2014). Investigation and comparison of spray characteristics of pressure-swirl atomizers for a small-sized aircraft turbine engine. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 78, 892-900.
- Eastwood, S., Tucker, P., Xia, H., Carpenter, P., & Dunkley, P. (2008). Comparison of LES to LDA and PIV measurements of a small scale high speed coflowing jet. 14th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (29th AIAA Aeroacoustics Conference),
- Elavarasan, R., Lourenco, L., Venkatakrishnan, L., & Krothapalli, A. (1999). Application of PIV to large scale STOVL supersonic jet facility. 37th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit,
- Elmstrom, M. E., Millsaps, K. T., Hobson, G. V., & Patterson, J. S. (2005). Impact of Non-uniform leading edge coatings on the aerodynamic performance of compressor airfoils. Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air,
- Elsayed, O. A., Asrar, W., Omar, A. A., & Kwon, K. (2010). Influence of differential spoiler settings on the wake vortex characterization and alleviation. *Journal of Aircraft*, 47(5), 1728-1738.
- Ergin, F. G., & Alemdaroğlu, N. (2013). Long-distance MicroPIV measurements of a commercial aircraft model at low Reynolds number. 7th Ankara International Aerospace Conference, Ankara, Turkey, AIAC-2013-013,
- Fey, U., Egami, Y., Konrath, R., Kirmse, T., Ahlefeldt, T., & Kompenhans, J. (2010). Advanced measurement techniques for high Reynolds number testing in cryogenic wind tunnels. 48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition,
- Foreman, C. (2013). *Characterization and verification of a closed loop wind tunnel with a linear cascade and upstream wake generator*. Louisiana State University and Agricultural & Mechanical College.
- Fulghum, M. R. (2014). *Turbulence measurements in high-speed wind tunnels using focusing laser differential interferometry*. The Pennsylvania State University.

- Garimella, S. V. (2020). Flow visualization methods and their application in electronic systems. In *Thermal Measurements in Electronic Cooling* (pp. 349-385). CRC Press.
- Goman, M. G., Khramtsovsky, A. V., & Kolesnikov, E. N. (2008). Evaluation of aircraft performance and maneuverability by computation of attainable equilibrium sets. *Journal of guidance, control, and dynamics*, 31(2), 329-339.
- Grant, I., Mo, M., Pan, X., Parkin, P., Powell, J., & Hurst, D. (1999). A PIV and LSV Study in the Wake of an Aircraft Model. *Journal of visualization*, 2(1), 85-92.
- Green, J., & Quest, J. (2011). A short history of the European Transonic Wind Tunnel ETW. *Progress in Aerospace Sciences*, 47(5), 319-368.
- Grek, G., Kozlov, V., & Ramazanov, M. (1990). Investigation of boundary layer stability in a gradient flow with a high degree of free-stream turbulence. *Fluid Dynamics*, 25(2), 207-213.
- Grossir, G. (2015). *Longshot hypersonic wind tunnel flow characterization and boundary layer stability investigations* PhD thesis, von Karman Institute for Fluid Dynamics-Université Libre de ...].
- Gudmundsson, S. (2013). *General aviation aircraft design: Applied Methods and Procedures*. Butterworth-Heinemann.
- Guha, T. K., & Kumar, R. (2016). Active control of wingtip vortices using piezoelectric actuated winglets. 54th AIAA Aerospace Sciences Meeting,
- Hand, M. M., Simms, D., Fingersh, L., Jager, D., Cotrell, J., Schreck, S., & Larwood, S. (2001). *Unsteady aerodynamics experiment phase VI: wind tunnel test configurations and available data campaigns*.
- He, W., Niu, Z. G., Pan, B., & Lin, Q. (2012). Experimental investigation on improving the aerodynamic performance of swept aircraft by DBD plasma. *Applied Mechanics and Materials*,
- Henning, A., Rütten, M., Wagner, C., & Raffel, M. (2005). A stereo PIV investigation of a vortex breakdown above a delta wing by analysis of the vorticity field. 35th AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit,

- Hoeveler, B., Wolf, C. C., Raffel, M., & Janser, F. (2018). Aerodynamic Study on Efficiency Improvement of a Wing Embedded Lifting Fan Remaining Open in Cruise Flight. 2018 Applied Aerodynamics Conference,
- Hoheisel, H. (1997). Aerodynamic aspects of engine-aircraft integration of transport aircraft. *Aerospace Science and Technology*, 1(7), 475-487.
- Huenecke, K. (2000). Vortex wakes from large aircraft-A challenge for industrial research. Fluids 2000 Conference and Exhibit,
- Hull, D. G. (2007). *Fundamentals of airplane flight mechanics* (Vol. 19). Springer.
- Hutcheson, F. V., Burley, C. L., Stead, D. J., Becker, L. E., & Price, J. L. (2010). *Landing Gear Components Noise Study-PIV and Hot-Wire Measurements*.
- Ito, T., Ura, H., Kajitani, K., Tanaka, H., & Igo, K. (2008). Aeroacoustic Noise Survey on Supersonic Transport Airframe in Large-scale Aerodynamic Low-speed Wind Tunnel. 46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit,
- Jacquin, L., Fabre, D., Geffroy, P., & Coustols, E. (2001). The properties of a transport aircraft wake in the extended near field-An experimental study. 39th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit,
- Jameson, A., & Vassberg, J. (2001). Computational fluid dynamics for aerodynamic design-Its current and future impact. 39th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit,
- Jenkins, L., Khorrami, M., & Choudhari, M. (2004). Characterization of unsteady flow structures near leading-edge slat: part I: PIV measurements. 10th AIAA/CEAS aeroacoustics conference,
- Jentsch, M., Taubert, L., & Wygnanski, I. (2019). Using sweeping jets to trim and control a tailless aircraft model. *AIAA journal*, 57(6), 2322-2334.
- Jones, A. M., Mejia, K. M., Ulk, C., Murahashi, Y., Nagata, T., & Ochi, A. (2017). Comparison of PIV and CFD Measurements of an Advanced Supersonic Research Concept Model. 47th AIAA Fluid Dynamics Conference,
- Kai, D., Sugiura, H., & Tezuka, A. (2020). Dynamic wind tunnel testing of delta-wing model without support interference. AIAA Scitech 2020 Forum,

- Kanazaki, M., Yokokawa, Y., Murayama, M., Ito, T., Jeong, S., & Yamamoto, K. (2008). Efficient design exploration of nacelle chine installation in wind tunnel testing. 46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit,
- Kandwal, S., & Singh, S. (2012). Computational fluid dynamics study of fluid flow and aerodynamic forces on an airfoil. *International Journal of Engineering and Technology*, 1(7), 1-8.
- Kang, S., Kim, H. J., Lee, J.-I., Jun, B.-E., & Tahk, M.-J. (2009). Roll-pitch-yaw integrated robust autopilot design for a high angle-of-attack missile. *Journal of guidance, control, and dynamics*, 32(5), 1622-1628.
- Keidel, D., Molinari, G., & Ermanni, P. (2019). Aero-structural optimization and analysis of a camber-morphing flying wing: Structural and wind tunnel testing. *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, 30(6), 908-923.
- Kharolkar, S. S., Kale, S. S., Karandikar, K. V., & Sonawane, P. D. (2019). Design, Manufacturing and Testing of Open-circuit Subsonic Wind Tunnels-A Comprehensive Review.
- Kier, T. (2005). Comparison of unsteady aerodynamic modelling methodologies with respect to flight loads analysis. AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit,
- Konrath, R. (2015a). High-speed PIV applied to wake of NASA CRM model in ETW under high re-number stall conditions for sub-and transonic speeds. 53rd AIAA Aerospace Sciences Meeting,
- Konrath, R. (2015b). Tracking the nacelle vortex above aircraft wing in the ETW at real Mach-and Reynolds numbers by means of PIV. 53rd AIAA Aerospace Sciences Meeting,
- Kooi, J., de Haij, L., & Hegen, G. (2002). Engine Simulation with turbofan propulsion simulators in the german-dutch wind tunnels. 22nd AIAA Aerodynamic Measurement Technology and Ground Testing Conference,

- Kreth, P., Alvi, F., Kumar, V., & Kumar, R. (2010). Microjet based active flow control on a fixed wing UAV. 48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition,
- Lara, A., Toledo, J., & Salazar, R. (2022). Characterization, Design Testing and Numerical Modeling of a Subsonic-Low Speed Wind Tunnel. *Ingeniería*, 27(1).
- Laramée, R. S., Hauser, H., Doleisch, H., Vrolijk, B., Post, F. H., & Weiskopf, D. (2004). The state of the art in flow visualization: Dense and texture-based techniques. Computer Graphics Forum,
- Lazos, B. (2002). Surface topology on the wheels of a generic four-wheel landing gear. *AIAA journal*, 40(12), 2402-2411.
- Le Good, G. M., & Garry, K. P. (2004). On the use of reference models in automotive aerodynamics.
- Lee, J., Han, C.-s., & Bae, C.-H. (2010). Influence of wing configurations on aerodynamic characteristics of wings in ground effect. *Journal of Aircraft*, 47(3), 1030-1040.
- Lee, T. (2011). PIV study of near-field tip vortex behind perforated Gurney flaps. *Experiments in fluids*, 50, 351-361.
- LeRoy, J.-F., Mary, I., & Rodriguez, O. (2003). CFD Solutions of 70-deg Delta Wing Flows. 21st AIAA Applied Aerodynamics Conference,
- Leyva, I. A. (2017). The relentless pursuit of hypersonic flight. *Physics Today*, 70(11), 30-36.
- Li, Z. J., & Ma, D. L. (2014). Control characteristics analysis of split-drag-rudder. Applied Mechanics and Materials,
- Liem, R. P., Kenway, G. K., & Martins, J. R. (2015). Multimission aircraft fuel-burn minimization via multipoint aerostructural optimization. *AIAA journal*, 53(1), 104-122.
- Lin, J. C., Pack Melton, L. G., Viken, S., Andino, M. Y., Koklu, M., Hannon, J., & Vatsa, V. N. (2017). High lift common research model for wind tunnel testing: an active flow control perspective. 55th AIAA Aerospace Sciences Meeting,

- Luchtenburg, D. M., Rowley, C. W., Lohry, M. W., Martinelli, L., & Stengel, R. F. (2015). Unsteady high-angle-of-attack aerodynamic models of a generic jet transport. *Journal of Aircraft*, 52(3), 890-895.
- Lyu, Y., & Liem, R. P. (2020). Flight performance analysis with data-driven mission parameterization: mapping flight operational data to aircraft performance analysis. *Transportation Engineering*, 2, 100035.
- Manolesos, M., & Papadakis, G. (2021). Investigation of the three-dimensional flow past a flatback wind turbine airfoil at high angles of attack. *Physics of Fluids*, 33(8), 085106.
- Mauro, S., Brusca, S., Lanzafame, R., Famoso, F., Galvagno, A., & Messina, M. (2017). Small-scale open-circuit wind tunnel: Design criteria, construction and calibration. *International Journal of Applied Engineering Research*, 12(23), 13649-13662.
- McIlwain, S., Carter, D. L., Givogue, G., Lorang, T., Polito, R., Pereira, J., & Clark, C. (2017). C-17 Globemaster III Vortex Control Finlets Simulation and Wind Tunnel Testing. 35th AIAA Applied Aerodynamics Conference,
- Meinhart, C. D., Wereley, S. T., & Santiago, J. G. (1999). PIV measurements of a microchannel flow. *Experiments in fluids*, 27(5), 414-419.
- Molina-Aiz, F., Valera, D., Alvarez, A., & Madueño, A. (2006). A wind tunnel study of airflow through horticultural crops: determination of the drag coefficient. *Biosystems engineering*, 93(4), 447-457.
- Molinari, G., Arrieta, A. F., Guillaume, M., & Ermanni, P. (2016). Aerostructural performance of distributed compliance morphing wings: wind tunnel and flight testing. *AIAA journal*, 54(12), 3859-3871.
- Moorthamers, B., & Hunsaker, D. F. (2019). Aerodynamic center at the root of swept, elliptic wings in inviscid flow. AIAA Scitech 2019 Forum,
- Morales, A. J., Geikie, M. K., Engelmann, C., & Ahmed, K. (2017). Development and characterization of a turbulence generator for low-speed wind tunnel applications. 53rd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference,

- Murayama, M., Yokokawa, Y., Kato, H., Ura, H., Uchida, H., Yamamoto, K., Abe, K., & Wu, L. (2011). Computational and experimental study on noise generation from tire-axle regions of a two-wheel main landing gear. 17th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (32nd AIAA Aeroacoustics Conference),
- Nagata, T., Nonomura, T., Takahashi, S., Mizuno, Y., & Fukuda, K. (2016). Investigation on subsonic to supersonic flow around a sphere at low Reynolds number of between 50 and 300 by direct numerical simulation. *Physics of Fluids*, 28(5), 056101.
- Nankai, K., Ozawa, Y., Nonomura, T., & Asai, K. (2019). Linear reduced-order model based on PIV data of flow field around airfoil. *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences*, 62(4), 227-235.
- Nelson, M., Lowe, K. T., O'Brien, W. F., & Hoopes, K. M. (2014). Stereoscopic PIV measurements of swirl distortion on a full-scale turbofan engine inlet. 52nd aerospace sciences meeting,
- Neuhart, D., Hannon, J., & Khorrami, M. R. (2014). Aerodynamic measurements of a gulfstream aircraft model with and without noise reduction concepts. 20th AIAA/CEAS aeroacoustics conference,
- Neuhart, D., Khorrami, M., & Choudhari, M. (2009). Aerodynamics of a Gulfstream G550 nose landing gear model. 15th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (30th AIAA Aeroacoustics Conference),
- Nguyen, M. T., Nguyen, N. V., & Pham, M. T. (2015). Aerodynamic analysis of aircraft wing. *VNU Journal of Science: Mathematics-Physics*, 31(2).
- Novara, M., Geisler, R., & Schroeder, A. (2015). Multi-stereo PIV measurement of propeller wake flow in industrial facility. 31st AIAA Aerodynamic Measurement Technology and Ground Testing Conference,
- Orme, J., & Conners, T. (1994). Supersonic flight test results of a performance seeking control algorithm on a NASA-15 spacecraft. 30th joint propulsion conference and exhibit,

- Panagiotou, P., Kaparos, P., & Yakinthos, K. (2014). Winglet design and optimization for a MALE UAV using CFD. *Aerospace Science and Technology*, 39, 190-205.
- Panagiotou, P., & Yakinthos, K. (2020). Aerodynamic efficiency and performance enhancement of fixed-wing UAVs. *Aerospace Science and Technology*, 99, 105575.
- Panda, D. (2015). *Computational Fluid Dynamics of Airfoil Sections*
- Pellegrino, A., & Meskell, C. (2013). Vortex shedding from a wind turbine blade section at high angles of attack. *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, 121, 131-137.
- Pengel, K., Kooi, J., Raffel, M., Willert, C., & Kompenhans, J. (1997). Application of PIV in the large low speed facility of DNW. New Results in Numerical and Experimental Fluid Mechanics: Contributions to the 10 th AG STAB/DGLR Symposium Braunschweig, Germany 1996,
- Phan, H. V., Au, T. K. L., & Park, H. C. (2016). Clap-and-fling mechanism in a hovering insect-like two-winged flapping-wing micro air vehicle. *Royal Society open science*, 3(12), 160746.
- Pletcher, R. H., Tannehill, J. C., & Anderson, D. (2012). *Computational fluid mechanics and heat transfer*. CRC press.
- Pouryoussefi, S. G., Mirzaei, M., Nazemi, M.-M., Fouladi, M., & Doostmahmoudi, A. (2016). Experimental study of ice accretion effects on aerodynamic performance of an NACA 23012 airfoil. *Chinese Journal of Aeronautics*, 29(3), 585-595.
- Qin, N., Vavalle, A., Le Moigne, A., Laban, M., Hackett, K., & Weinerfelt, P. (2004). Aerodynamic considerations of blended wing body aircraft. *Progress in Aerospace Sciences*, 40(6), 321-343.
- Raffel, M., Willert, C. E., & Kompenhans, J. (1998). *Particle image velocimetry: a practical guide* (Vol. 2). Springer.
- Ragni, D., Van Oudheusden, B., & Scarano, F. (2012). 3D pressure imaging of an aircraft propeller blade-tip flow by phase-locked stereoscopic PIV. *Experiments in fluids*, 52, 463-477.

- Rajamurthy, M. (1997). Generation of comprehensive longitudinal aerodynamic data using dynamic wind-tunnel simulation. *Journal of Aircraft*, 34(1), 29-33.
- Redonnet, S., Khelil, S. B., Bulté, J., & Cunha, G. (2017). Numerical characterization of landing gear aeroacoustics using advanced simulation and analysis techniques. *Journal of Sound and Vibration*, 403, 214-233.
- Reinholtz, C., Heltsley, F., Sirbaugh, J., Wehrmeyer, J., & Rotach, D. (2008). Stereo-PIV Data Obtained Behind an F-15 Model Compared to CFD Results. 26th AIAA Aerodynamic Measurement Technology and Ground Testing Conference,
- Reis, M., Falcão Filho, J., & Moraes, L. (2014). The TTP Transonic wind tunnel Mach number uniformity analysis. *Measurement*, 51, 356-366.
- Rivers, M. B. (2019). NASA common research model: a history and future plans. AIAA Aviation 2019 Forum,
- Robins, A. (2003). Wind tunnel dispersion modelling some recent and not so recent achievements. *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, 91(12-15), 1777-1790.
- Roosenboom, E., Stürmer, A., & Schröder, A. (2009). Comparison of PIV measurements with uRANS calculations in a propeller slipstream. 27th AIAA Applied Aerodynamics Conference,
- Roosenboom, E. W., Schröder, A., Geisler, R., & Agocs, J. (2012). Experimental investigation of the flow field topology for several cargo drop configurations. 28th Aerodynamic Measurement Technology, Ground Testing, and Flight Testing Conference including the Aerospace T&E Days Forum,
- Roosenboom, E. W., Stürmer, A., & Schröder, A. (2010). Advanced experimental and numerical validation and analysis of propeller slipstream flows. *Journal of Aircraft*, 47(1), 284-291.
- Rosencranz, R., & Bogen, S. A. (2006). Clinical laboratory measurement of serum, plasma, and blood viscosity. *Pathology Patterns Reviews*, 125(suppl_1), S78-S86.
- Rumsey, C. L., & Spalart, P. R. (2009). Turbulence model behavior in low Reynolds number regions of aerodynamic flowfields. *AIAA journal*, 47(4), 982-993.

- Scheller, J., Chinaud, M., Rouchon, J.-F., Duhayon, E., Cazin, S., Marchal, M., & Braza, M. (2015). Trailing-edge dynamics of a morphing NACA0012 aileron at high Reynolds number by high-speed PIV. *Journal of Fluids and Structures*, 55, 42-51.
- Schodl, R., Willert, C., Roehle, I., Foerster, W., Fischer, M., Heinze, J., & Beversdorff, M. (2002). Optical Diagnostic Techniques in Turbomachinery. 22nd AIAA Aerodynamic Measurement Technology and Ground Testing Conference,
- Schröder, A., Agocs, J., Frahnert, H., Otter, D., Mattner, H., Kompenhans, J., & Konrath, R. (2006). Application of stereo PIV to the VFE-2 65 delta wing configuration at sub-and transonic speeds. 24th AIAA Applied Aerodynamics Conference,
- Sciacchitano, A., Giaquinta, D., Schneiders, J., Scarano, F., van Rooijen, B., & Funes, D. (2018). Quantitative flow visualization of a turboprop aircraft by robotic volumetric velocimetry. Proceedings 18th International Symposium on Flow Visualization,
- Shehata, H., Zakaria, M., Hussein, A., & Hajj, M. R. (2018). Aerodynamic analysis of flapped airfoil at high angles of attack. 2018 AIAA aerospace sciences meeting,
- Sherstinsky, A. (2020). Fundamentals of recurrent neural network (RNN) and long short-term memory (LSTM) network. *Physica D: Nonlinear Phenomena*, 404, 132306.
- Shi, Z., Zhu, J., Dai, X., Chen, K., Zhang, T., Wang, H., Fu, J., Cai, W., & Zhang, P. (2019). Aerodynamic characteristics and flight testing of a UAV without control surfaces based on circulation control. *Journal of Aerospace Engineering*, 32(1), 04018134.
- Singh, T., Vipul, S., Shaktiman, S., Kumar, S., & Jubin, A. (2014). Design, Analytical Analysis, Instrumentation and Flow Simulation of Sub-Sonic Open Circuit Wind Tunnel Model. *International Journal of Modern Engineering Research (IJMER)*, 4(1), 43-52.
- Sohn, M. H., & Chang, J. W. (2012). Visualization and PIV study of wing-tip vortices for three different tip configurations. *Aerospace Science and Technology*, 16(1), 40-46.

- Spedding, G., & McArthur, J. (2010). Span efficiencies of wings at low Reynolds numbers. *Journal of Aircraft*, 47(1), 120-128.
- Stojaković, P., Velimirović, K., & Rašuo, B. (2018). Power optimization of a single propeller airplane take-off run on the basis of lateral maneuver limitations. *Aerospace Science and Technology*, 72, 553-563.
- Tasci, M. O., Tumse, S., & Sahin, B. (2022). Vortical flow characteristics of a slender delta wing in ground effect. *Ocean Engineering*, 261, 112120.
- Torenbeek, E., & Wittenberg, H. (2009). Low-speed aerodynamics. *Flight Physics: Essentials of Aeronautical Disciplines and Technology, with Historical Notes*, 87-123.
- Torres, G. E., & Mueller, T. (2001). Aerodynamic characteristics of low aspect ratio wings at low Reynolds numbers. *Progress in Astronautics and Aeronautics*, 195, 115-141.
- Tripathi, M., Mahesh, M., & Misra, A. (2018). High angle of attack analysis of cascade fin in subsonic flow. Proceedings of the International Conference on Modern Research in Aerospace Engineering: MRAE-2016,
- Troolin, D., Longmire, E. K., & Lai, W. (2006). Time resolved PIV analysis of flow over a NACA 0015 airfoil with Gurney flap. *Experiments in fluids*, 41, 241-254.
- Van Oudheusden, B., Scarano, F., & Casimiri, E. (2006). Non-intrusive load characterization of an airfoil using PIV. *Experiments in fluids*, 40, 988-992.
- Velte, C. M., Hansen, M. O. L., & Cavar, D. (2008). Flow analysis of vortex generators on wing sections by stereoscopic particle image velocimetry measurements. *Environmental Research Letters*, 3(1), 015006.
- Vepa, R. (2023). *Flight dynamics, simulation, and control: for rigid and flexible aircraft*. CRC Press.
- Vicroy, D. D., Huber, K. C., Loeser, T. D., & Rohlf, D. (2014). Low-speed dynamic wind tunnel test analysis of a generic 53 swept UCAV configuration. 32nd AIAA Applied Aerodynamics Conference,

- Villegas, A., & Diez, F. (2014). Evaluation of unsteady pressure fields and forces in rotating airfoils from time-resolved PIV. *Experiments in fluids*, 55, 1-17.
- Violato, D., Moore, P., & Scarano, F. (2011). Lagrangian and Eulerian pressure field evaluation of rod-airfoil flow from time-resolved tomographic PIV. *Experiments in fluids*, 50, 1057-1070.
- Vogeltanz, T. (2016). Application for calculation of mean aerodynamic chord of arbitrary wing planform. AIP Conference Proceedings,
- Wang, P., Tartakovsky, D. M., Jarman Jr, K., & Tartakovsky, A. M. (2013). CDF Solutions of Buckley--Leverett Equation with Uncertain Parameters. *Multiscale Modeling & Simulation*, 11(1), 118-133.
- Wang, Q., Qian, W., & He, K. (2015). Unsteady aerodynamic modeling at high angles of attack using support vector machines. *Chinese Journal of Aeronautics*, 28(3), 659-668.
- Webber, N. B. (2018). *Fluid Mechanics for Civil Engineers: SI edition*. CRC Press.
- Wegener, P. P. (1997). *What makes airplanes fly?: history, science, and applications of aerodynamics*. Springer Science & Business Media.
- Weick, F. E., & Wenzinger, C. J. (1932). *Wind Tunnel Research Comparing Lateral Control Devices, Particularly at High Angles of Attack: I-ordinary Ailerons on Rectangular Wings*. US Government Printing Office.
- Willert, C. (1997). Stereoscopic digital particle image velocimetry for application in wind tunnel flows. *Measurement science and technology*, 8(12), 1465.
- Willert, C. E., & Gharib, M. (1991). Digital particle image velocimetry. *Experiments in fluids*, 10(4), 181-193.
- Wilson, T., Kirk, J., Hobday, J., & Castrichini, A. (2019). Small scale flying demonstration of semi aeroelastic hinged wing tips. Proceedings of the International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics,
- Winkler, A., & Scharnowski, S. (2017). Comparison of numerical and experimental data in the wake of combat aircraft airbrakes. 35th AIAA Applied Aerodynamics Conference,

- Yasuda, T., Fukui, K., Matsuo, K., Minagawa, H., & Kurimoto, R. (2019). Effect of the Reynolds number on the performance of a NACA0012 wing with leading edge protuberance at low Reynolds numbers. *Flow, Turbulence and Combustion*, 102, 435-455.
- Yechout, T. R. (2003). *Introduction to aircraft flight mechanics*. Aiaa.
- Yokokawa, Y., Imamura, T., Ura, H., Uchida, H., Ito, T., & Yamamoto, K. (2008). Studies on Airframe Noise Generation at High-lift Devices in Relation to Aerodynamic Performances. 14th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (29th AIAA Aeroacoustics Conference),
- Yokokawa, Y., Murayama, M., Ito, T., & Yamamoto, K. (2006). Experiment and CFD of a high-lift configuration civil transport aircraft model. 25th AIAA aerodynamic measurement technology and ground testing conference,
- You, D., Ham, F., & Moin, P. (2008). Discrete conservation principles in large-eddy simulation with application to separation control over an airfoil. *Physics of Fluids*, 20(10), 101515.
- Young, T. M. (2017). *Performance of the Jet Transport Airplane: Analysis Methods, Flight Operations, and Regulations*. John Wiley & Sons.

ÖZGEÇMİŞ

ORCID NO: 0000-0002-5363-4643

Ad Soyad : Murat AYAR

Yabancı Dil : İngilizce

Eğitim ve Mesleki Geçmişi:

- 2017, Anadolu Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Pilotaj Anabilim Dalı
- 2011, Cumhuriyet Üniversitesi, Mühendislik Fakültesi, Makine Mühendisliği

Yayınları ve/veya Bilimsel/Sanatsal Faaliyetleri:

Ödülleri:

- 2021, Makale Performans Ödülü, Eskişehir Teknik Üniversitesi
- 2019, TÜBİTAK Uluslararası İşbirliklerine Katılımı Özendirmeye Yönelik Destek ve Ödül Programları, Eşik Üstü Ödülü

Mesleki Birlik/Dernek/Kuruluş Üyelikleri:

- 2017, Uluslararası Sürdürülebilir Havacılık ve Enerji Araştırmaları Derneği, Eskişehir