

KOCAELİ ÜNİVERSİTESİ * FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

**BİR SES ALTI RÜZGAR TÜNELİNİN PERFORMANSININ VE
BAZI MODELLER ÜZERİNDEKİ AKIŞIN DENEYSEL VE
BİLGİSAYAR DESTEKLİ ANALİZİ**

YÜKSEK LİSANS

Öğr. Gör. Barış ÖNEN

Anabilim Dalı: Makina Eğitimi

Danışman: Yrd.Doç.Dr. Ali ÇINAR

KOCAELİ, 2011

KOCAELİ ÜNİVERSİTESİ * FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

**BİR SES ALTI RÜZGAR TÜNELİNİN VE BAZI MODELLER
ÜZERİNDEKİ AKIŞIN DENEYSEL VE BİLGİSAYAR
DESTEKLİ ANALİZİ**

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Barış ÖNEN

Tezin Enstitüye Verildiği Tarih: 31 MAYIS 2011

Tezin Savunulduğu Tarih: 24 HAZİRAN 2011

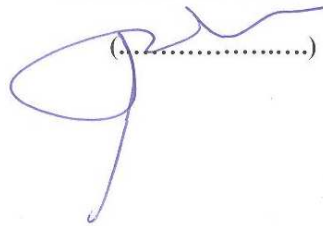
Tez Danışmanı

Yrd.Doç.Dr. Ali ÇINAR

(.....)

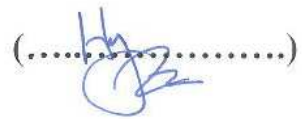
Üye

Prof.Dr. İbrahim KILIÇASLAN

(.....)

Üye

Yrd.Doç.Dr. Hayri ACAR

(.....)

KOCAELİ, 2011

ÖNSÖZ ve TEŞEKKÜR

Bu çalışmanın yapılması ve yürütülmesinde bilgi ve tecrübesi ile beni yönlendiren, ilmen ve fikren benden desteklerini esirgemeyen tez danışmanım Yrd. Doç. Dr. Ali ÇINAR'a ve değerli hocam Öğr. Gör. Haluk DEMİRTAŞ'a, İ.T.Ü. Uçak ve Uzay Bilimleri Fakültesi Aerodinamik laboratuvarlarını kullanmama izin veren Yrd. Doç. Dr. Hayri ACAR'a, her zaman destek olan arkadaşım Arş. Gör. Baran HEKİMOĞLU'na, meshleme ve analiz konularında yardımcı olan Yrd. Doç. Dr. Hasan KARABAY ve Yrd. Doç. Dr. Müslüm ARICI'ya sonsuz şükranlarımı sunarım.

Hayatımın her anında olduğu gibi bu çalışma boyunca da sevgi, sabır ve desteğini hiç eksik etmeyen sevgili eşim Serpil ve oğlum Umut'a ayrıca bu aşamaya ulaşmamda maddi ve manevi desteklerini hiçbir zaman esirgemeyen aileme sonsuz teşekkürler.

İÇİNDEKİLER

ÖNSÖZ ve TEŞEKKÜR.....	i
İÇİNDEKİLER	ii
ŞEKİLLER DİZİNİ.....	iv
TABLolar DİZİNİ	vii
SİMGELER.....	viii
ÖZET.....	ix
İNGİLİZCE ÖZET.....	x
1. GİRİŞ	1
2. LİTERATÜR ARAŞTIRMASI.....	3
3. RÜZGAR TÜNELLERİ VE GENEL TASARIM ESASLARI.....	19
3.1. Rüzgâr Tünellerinin Temel Çalışma Prensibi	20
3.2. Rüzgâr Tünellerinin Sınıflandırılması.....	20
3.2.1. Tasarım tipine göre rüzgar tünelleri	21
3.2.1.1. Açık çevrimli rüzgâr tünelleri	21
3.2.1.2. Kapalı çevrimli rüzgâr tünelleri	24
3.2.2. Hız limitine göre rüzgar tünelleri	25
3.2.2.1. Ses altı rüzgâr tünelleri (subsonic).....	25
3.2.2.2. Ses hızına geçiş rüzgâr tünelleri (transonic)	25
3.2.2.3. Ses üstü rüzgâr tünelleri (supersonic)	26
3.2.2.4. Hipersonik rüzgar tünelleri (hypersonic)	26
3.3. Rüzgar Tünellerinde Akım Kalitesi ve Akım Kalitesini Etkileyen Faktörler	26
3.4. Akıştaki Sınır Tabaka Oluşumu	28
3.5. Akıştaki Türbülans Seviyesinin Belirlenmesi	40
3.6. Rüzgâr Tünellerinin Genel Tasarım Esasları	41
3.6.1. Deney odası tasarımı	42
3.6.2. Kollektör tasarımı.....	44
3.6.2.1. Kollektörde kesit alanı-hız ilişkisi.....	45
3.6.2.2. Kollektör duvarının geometrisi	47
3.6.3. Dinlenme odası tasarımı.....	49
3.6.3.1. Bal Peteği	50
3.6.3.2. Elekler	52
3.6.4. Difüzör tasarımı.....	56
3.6.5. Fan motor gücü ve fan boyutlarının belirlenmesi	61
3.7. Rüzgar Tünellerinde Meydana Gelen Enerji Kayıpları.....	62
3.7.1. Deney odası kayıpları	65
3.7.2. Difüzör kayıpları	66
3.7.3. Kolektör kayıpları	66
3.7.4. Bal petekleri ve eleklerin kayıpları	67
3.7.5. Eksoz kaybı	67
4. BİR UÇAK KANAT PROFİLİNİN AERODİNAMIĞI.....	68
4.1. Kanat Profillerinin Aerodinamiği.....	68
4.1.1. Kanat profili geometrisi	69
4.1.2. Kanat profili etrafındaki hava akışı	72

4.1.3. Aerodinamik kuvvetler	74
4.1.3.1. Taşıma kuvveti	76
4.1.3.2. Sürüklenme kuvveti.....	77
4.1.3.1. Yunuslama momenti	78
4.1.4. Aerodinamik etkinlik (Fines)	78
4.1.5. Basınç katsayısı	79
5. OTOMOBİL AERODİNAMİĞİ.....	81
5.1. Aerodinamik Direnç Kuvveti	82
5.2. Aerodinamik Taşıma Kuvveti	85
6. DENEYSEL ÇALIŞMALAR VE BİLGİSAYAR DESTEKLİ SİMÜLASYONLAR	89
6.1. Bir Ses Altı Açık Çevrimli Rüzgar Tünelinin Performansının Deneysel Olarak İncelenmesi ve Bilgisayar Destekli Simülasyonu	89
6.1.1. Açık çevrimli bir rüzgar tünelinin deney odasındaki akım kalitesinin deneysel olarak incelenmesi.....	90
6.1.2. Açık çevrimli bir rüzgar tünelinin bilgisayar destekli modellemesi	97
6.2. NACA 4412 Kanat Profilinin Aerodinamik Performansının Bilgisayar Destekli Analizi	113
6.2.1. NACA 4412 kanat profilinin sayısal modellemesi	113
6.2.2. Analiz sonuçları ve değerlendirme.....	116
6.3. Binek Otomobillerin Bilgisayar Destekli Aerodinamik Analizi	126
6.3.1. Sayısal modelleme ve analiz	126
7. SONUÇLAR VE ÖNERİLER	138
KAYNAKLAR	141
ÖZGEÇMİŞ	149

ŞEKİLLER DİZİNİ

Şekil 3.1: Üflemeli tip rüzgar tüneli	21
Şekil 3.2: Emmeli tip rüzgar tüneli	22
Şekil 3.3: Eksenel fan	23
Şekil 3.4: Radyal fan	23
Şekil 3.5: Kapalı çevrimli rüzgar tüneli	25
Şekil 3.6: Boruda hız sınır tabakanın gelişimi	29
Şekil 3.7: Boru akışında çeper kayma gerilmesinin akış yönünde giriş bölgesinden tam gelişmiş bölgeye kadar değişimi	30
Şekil 3.8: Rüzgar tüneli çeperi boyunca gelişen sınır tabaka.....	32
Şekil 3.9: Iraksak bir test bölümü sınır tabaka yer değiştirme	33
Şekil 3.10: Sınır tabaka büyümesinin iki boyutlu bir kanala giren akış üzerindeki etkisi	34
Şekil 3.11: Sınırlandırılmış kontrol hacmi ve kontrol hacmine etkiyen viskoz plaka kuvveti	36
Şekil 3.12: Plexiglassdan yapılmış deney odası ve düzeneği.....	44
Şekil 3.13: Kollektörün daralma oranı-hız ilişkisi	45
Şekil 3.14: Kollektör daralma oranının kritik Reynolds sayısı üzerindeki etkisi.....	46
Şekil 3.15: Kollektör daralmasının kritik türbülans bileşenleri üzerindeki etkisi.....	46
Şekil 3.16: Kollektör duvarı boyunca hız basınç değişimi.....	47
Şekil 3.17: Kollektör geometrisi	49
Şekil 3.18: Dinlenme odası yapısı.....	50
Şekil 3.19: Bal peteği	51
Şekil 3.20: Bal peteği tipleri ve basınç kayıp katsayıları	52
Şekil 3.21: Eleğin türbülans üzerindeki etkisi.....	53
Şekil 3.22: Boşluk Oranı.....	54
Şekil 3.23: Genişleyen kesitte basınç değişimi	58
Şekil 3.24: Genişleyen difüzörün genişleme açısı	58
Şekil 3.25: Sürtünme katsayısının Re sayısı ile değişimi.....	59
Şekil 3.26: Verimin kesit alanıyla değişimi	60
Şekil 3.27: Sürtünme dirençlerinin Re sayısına bağlı olarak değişimi	65
Şekil 4.1: Temel kanat profili geometrisi	69
Şekil 4.2: Aerodinamik taşımanın gelişimi	72
Şekil 4.3: Simetrik ve simetrik olmayan iki boyutlu kanatları geçen dönümsüz ve gerçek akışlar	73
Şekil 4.4: Düz tabaka üzerinde sınır tabakanın gelişmesi ve farklı akış rejimleri	74
Şekil 4.5: Profil etrafındaki aerodinamik kuvvetler	76
Şekil 4.6: Taşıma katsayısı-hücum açısı grafiği.....	76
Şekil 4.7: Sürüklenme katsayısı-hücum açısı grafiği	77
Şekil 4.8: Moment katsayısı- hücum açısı değişimi.....	78
Şekil 4.9: Fines-hücum açısı değişimi.....	79
Şekil 4.10: Profil etrafında basınç katsayısı değişimi	79
Şekil 5.1: Otomobil üzerindeki aerodinamik kuvvetler	87
Şekil 6.1: İ.T.Ü. açık çevrimli emişli tip rüzgar tüneli.....	91

Şekil 6.2: İ.T.Ü. rüzgar tüneli teknik resmi.....	91
Şekil 6.3: Kaymalı prob düzeneği	92
Şekil 6.4: Dijital mikro manometre.....	93
Şekil 6.5: Deney odası ölçüm noktaları	93
Şekil 6.6: Rüzgar tüneli deney odasının giriş ve çıkış kesitlerinde farklı noktalarda ölçülen hız dağılımları.....	94
Şekil 6.7: Rüzgar tüneli deney odası giriş ve çıkış kesitlerinde farklı noktalardaki hız dağılımlarının karşılaştırılması	95
Şekil 6.8: Rüzgar tüneli deney odası giriş ve çıkış kesitlerinde aynı noktalardaki hız dağılımlarının karşılaştırılması	96
Şekil 6.9: Rüzgar tüneli geometrisi	102
Şekil 6.10: Deney odası mesh yapısı.....	102
Şekil 6.11: Çözücü seçimi.....	103
Şekil 6.12: Türbülans akış modeli seçimi	104
Şekil 6.13: Akışkan Malzemesinin belirlenmesi.....	104
Şekil 6.14: Çalışma basıncı	105
Şekil 6.15: Sınır koşullarının girilmesi	105
Şekil 6.16: Rüzgar tüneli boyunca hız değişimi.....	106
Şekil 6.17: Rüzgar tüneli boyunca statik basınç değişimi.....	107
Şekil 6.18: Yapılan simülasyonda rüzgar tüneli deney odasının giriş ve çıkış kesitlerinde farklı noktalardaki hız dağılımı	108
Şekil 6.19: Yapılan simülasyonda rüzgar tüneli deney odası giriş ve çıkış kesitlerindeki hız dağılımlarının karşılaştırılması.....	109
Şekil 6.20: Yapılan simülasyonda deney odası giriş ve çıkış kesitlerinin aynı noktalarındaki hız dağılımlarının karşılaştırılması	110
Şekil 6.21: Rüzgar tüneli deney odasının giriş kesitlerinde deney ve simülasyondan elde edilen hız dağılımlarının karşılaştırılması	111
Şekil 6.22: Rüzgar tüneli deney odasının çıkış kesitlerinde deney ve simülasyondan elde edilen hız dağılımlarının karşılaştırılması	112
Şekil 6.23: NACA 4412 kanat profili çözümünün yapıldığı sınır koşulları.....	116
Şekil 6.24: NACA 4412 kanat profilinin çözüm ağı	116
Şekil 6.25: $\alpha = -4^\circ$ için NACA 4412 kanat profilinin deneysel ve sayısal basınç dağılımı	118
Şekil 6.26: $\alpha = 0^\circ$ için NACA 4412 kanat profilinin deneysel ve sayısal basınç dağılımı	118
Şekil 6.27: $\alpha = 4^\circ$ için NACA 4412 kanat profilinin deneysel ve sayısal basınç dağılımı	119
Şekil 6.28: $\alpha = 16^\circ$ için NACA 4412 kanat profilinin deneysel ve teorik basınç dağılımı	119
Şekil 6.29: Farklı hücum açılarında profile etki eden aerodinamik katsayılar.....	120
Şekil 6.30: Farklı hücum açılarında profile etki eden taşıma katsayısı.....	120
Şekil 6.31: Farklı hücum açılarında elde edilen fines değerleri.....	121
Şekil 6.32: $\alpha = -4^\circ$ için profil üzerindeki basınç dağılımı	122
Şekil 6.33: $\alpha = 0^\circ$ için profil üzerindeki basınç dağılımı.....	122
Şekil 6.34: $\alpha = 4^\circ$ için profil üzerindeki basınç dağılımı.....	123
Şekil 6.35: $\alpha = 16^\circ$ için profil üzerindeki basınç dağılımı.....	123
Şekil 6.36: $\alpha = -4^\circ$ için profil üzerindeki hız dağılımı.....	124
Şekil 6.37: $\alpha = 0^\circ$ için profil üzerindeki hız dağılımı	124
Şekil 6.38: $\alpha = 4^\circ$ için profil üzerindeki hız dağılımı	125

Şekil 6.39: $\alpha = 16^\circ$ için profil üzerindeki hız dağılımı	125
Şekil 6.40: Modelin tünel içerisindeki görünümü	128
Şekil 6.41: Sedan tipi otomobilin mesh yapısı	129
Şekil 6.42: Hatchback tipi otomobilin mesh yapısı	129
Şekil 6.43: Hatchback tipi otomobil üzerinde basınç dağılımı	131
Şekil 6.44: Sedan tipi otomobil üzerinde basınç dağılımı	131
Şekil 6.45: Hatchback tipi otomobilde atmosfer basıncının altındaki bölgeler	132
Şekil 6.46: Sedan tipi otomobilde atmosfer basıncının altındaki bölgeler	132
Şekil 6.47: Hatchback tipi otomobil üzerinde hız dağılımı	133
Şekil 6.48: Sedan tipi otomobil üzerinde hız dağılımı	134
Şekil 6.49: Modellerin ön cam bölgesindeki hava akışı	135
Şekil 6.50: Modellerin ön tampon bölgesindeki hava akışı	135
Şekil 6.51: Hatchback tipi otomobilde vektörel hız dağılımı	136
Şekil 6.52: Sedan tipi otomobilde vektörel hız dağılımı	136
Şekil 6.53: Hatchback tipi otomobilde türbülans şiddeti	137
Şekil 6.54: Sedan tipi otomobilde türbülans şiddeti	137

TABLolar DİZİNİ

Tablo 3.1: Deney odasındaki sınır tabaka yerdeğiştirme kalınlığı değişimi	39
Tablo 3.2: Fan palaları ile tünel duvarı arasındaki mesafe	62
Tablo 6.1: NACA 4412 kanat profili çalışması için kullanılan parametreler	117
Tablo 6.2: NACA 4412 kanat profilinin taşıma katsayıları	117
Tablo 6.3: Modeller üzerinde oluşan aerodinamik katsayılar ve kuvvetler	130

SİMGELER

A	: Kesit Alanı
C_L	: Taşıma Katsayısı
C_D	: Sürükleme Katsayısı
C_M	: Moment Katsayısı
C_p	: Basınç Katsayısı
C_f	: Sınır Tabaka Genişleme Oranı
c	: Veter Uzunluğu
Ç	: Kesit Çevresi
D	: Sürükleme Kuvveti
D_h	: Hidrolik Çap
F_D	: Aerodinamik Direnç Kuvveti
F_L	: Aerodinamik Taşıma Kuvveti
E	: Enerji Kaybı
H	: Şekil Parametresi
e	: Profil Kamburluğu
K	: Basınç Düşürme Katsayısı
L	: Taşıma Kuvveti
L	: Geometrinin Karakteristik uzunluğu
M	: Moment
M	: Mach Sayısı
M	: Elek Tel Gözenek Genişliği
n	: Daralma / Genişleme Oranı
P	: Fan Gücü
q_n	: Dinamik Basınç
Re	: Reynolds Sayısı
r	: Yarıçap
r_x	: X Mesafesine Bağlı Yarıçap
S	: Kanat Alanı
t	: Zaman
t	: Profil Kalınlığı
V	: Akış Hızı
X	: Deplasman Mesafesi
\bar{x}_δ	: Profilin Maksimum Kalınlık Noktası Konumu
x_δ	: Profilin maksimum kalınlık noktası
v	: Kinematik Viskozite
ρ	: Akışkan Yoğunluğu
μ	: Mutlak Viskozite
ε	: Türbülans Derecesi (%)
\bar{v}	: Hızdaki Sapma Miktarı
δ^*	: Sınır Tabaka Deplasman Kalınlığı
θ	: Momentum Kalınlığı
β	: Boşluk Oranı

α	: Genişleme açısı
λ	: Sürtünme Katsayısı
η	: Verim
δ	: Profil Kalınlık Oranı
γ	: Profil Kamburluk Oranı
α	: Hücüm Açısı
τ_w	: Kayma Gerilmesi

Alt İndisler

kr	: Kritik
ort	: Ortalama
d	: Deney Odası
LE	: Hücüm Kenarı
max	: Maksimum
∞	: Serbest Akım

Kısaltmalar

İ.T.Ü.	: İstanbul Teknik Üniversitesi
H.A.D.	: Hesaplamalı Akışkanlar Mekaniği
N.A.C.A.	: National Advisory Committee for Aeronautics

BİR SES ALTI RÜZGAR TÜNELİNİN PERFORMANSININ VE BAZI MODELLER ÜZERİNDEKİ AKIŞIN DENEYSEL VE BİLGİSAYAR DESTEKLİ ANALİZİ

Barış ÖNEN

Anahtar Kelimeler: Rüzgar Tüneli, Aerodinamik, H.A.D., Kanat Profili, Otomobil

Özet: Bu çalışmada, açık çevrimli emişli tip bir rüzgâr tünellerinin deney odasında gerçek şartlara yakın özelliklerde bir akım oluşturmak için akım kalitesini etkileyen faktörler incelenmiştir. İstanbul Teknik Üniversitesi (İTÜ) laboratuvarlarında rüzgar tüneli deney odasının hız dağılımına bağlı olarak akım kalitesi incelenip simülasyon analizleriyle karşılaştırılması yapılmıştır.

NACA 4412 kanat profilinin çeşitli hücum açılarında basınç dağılımları ile taşıma, sürüklenme ve moment katsayıları simülasyon ortamında hesaplanıp sonuçlar literatürle karşılaştırılmıştır.

Ayrıca, hesaplamalı akışkanlar dinamiği yöntemi ile sedan ve hatchback tipi otomobillerinin taşıma ve sürüklenme katsayıları gibi aerodinamik karakteristiklerinin hesaplanması ve karşılaştırılması yapılmıştır.

Sonuç olarak yapılan çalışmalarda, deneysel ve literatür çalışmalarının ANSYS FLUENT 12.0 paket programında yapılmış olan analizlerle uyumluluğu gösterilmiştir.

EXPERIMENTAL AND COMPUTER AIDED ANALYSES OF A SUBSONIC WIND TUNNEL PERFORMANCE AND FLOW OVER SOME MODELS

Bariş ÖNEN

Keywords: Wind Tunnel, Aerodynamic, C.F.D., Airfoil, Otomobile

Abstract: In this study, factors affecting the flow quality are investigated to create a flow which is close to real conditions in test section of an open loop suction type wind tunnel.

In Istanbul Technical University's (ITU) laboratories flow quality, which depends on the wind tunnel test section's velocity distributions is reviewed and compared with simulation analysis.

Pressure distributions, lift, drag and moment coefficients of N.A.C.A. 4412 airfoil with various angles of attack are calculated with simulation program and results are compared to the literature.

In addition, with computational fluid dynamics (C.F.D.) method, the calculation and comparison of aerodynamics characteristics such as lift and drag coefficients of sedan and hatchback type automobiles are carried out.

In conclusion, it is shown that simulation results obtained from ANSYS FLUENT 12.0 software package are compatible with test results and literature.

1. GİRİŞ

Günümüzde farklı disiplinlerde yapılan çalışmalarda teorik bilgilerin yanında deneysel uygulamalar da çok önemlidir. Teorik olarak hesaplanan değerlerin gerçek değerler ile ne derece uyduğu kontrolü ancak deney çalışmalarından elde edilen sonuçlara yaklaşılmasıyla mümkündür. Özellikle aerodinamik ve akışkanlar mekaniği konularında yapılan çalışmalarda deneysel uygulamalar, son derece karmaşık ve anlaşılması güç olan problemlerin çözümünde somut iyileştirme ve yenilikler getirmesi açısından önemlidir. Bu nedenlerden dolayı rüzgar tünelleri geçmişten günümüze aerodinamik ve akışkanlar mekaniği konularında çalışma yapan araştırmacılar için temel deney laboratuvarı niteliği taşımaktadır.

Yirminci yüzyılın başlarından itibaren günümüze kadar özellikle havacılık, uzay teknolojisi, otomotiv ve inşaat alanında meydana gelen hızlı gelişmeler, hava içerisinde hareket eden veya hava akımına maruz kalan cisim üzerinde meydana gelen aerodinamik kuvvet ve momentlerin büyüklüğü ve özelliklerinin incelenmesi, cismin geometrik şeklinden kaynaklanan diğer etkiler, bu etkilerden dolayı meydana gelen akım tipleri, sınır tabaka oluşumu kısaca gerçek atmosfer koşullarında cismin maruz kaldığı tüm etkilerin laboratuvar ortamında rüzgar tünelleri kullanılarak incelenebilmesini gerektirmektedir. Özetle hava ve kara taşıtlarının, binaların ve köprülerin tasarım ve imalatında rüzgar tünelleri vazgeçilmez bir unsurdur [1].

Bir uçağın veya otomobilin geliştirilmesinde yapı hesapları çok önemli bir grup çalışmayı teşkil eder. Bu hesapların yapılabilmesi için yapı geometrisi, kullanılan malzemelerin özelliklerinin yanında bu yapıya etkiyen yüklerin de bilinmesi gereklidir. Yapıya etkiyen yükler arasında belki ilk akla gelen yapının kendi ağırlığı ve atalet yükleri olabilir, ancak aerodinamik yüklerinde en az bu iki grup yük kadar önemli olduğu bilinmektedir. Bu bilgiler kullanılarak modern hesaplamalı

mühendislik yazılımları yardımıyla çok karmaşık yapıların gerilme hesaplarını yapmak, mukavemet sınırlarını tespit etmek mümkündür.

Hesaplamalı akışkanlar dinamiği (H.A.D.) yöntemleri akışı yöneten denklemlerin sayısal algoritmalar haline dönüştürerek ve güçlü bilgisayarlar kullanılarak çözümlenmesini sağlayan modern yöntemlerdir. Bazı hallerde akış problemi yanında ısı transferi, kimyasal reaksiyon gibi olaylarda görülebilir, akış denklemi yanında bu olaylara ilişkin denklemler de birlikte çözülmeye çalışılır. H.A.D. tekniklerinin endüstriyel ve endüstriyel olmayan uygulamalarda kullanımı oldukça yaygındır. Bunların en önemli örnekleri uçak ve savunma sanayi, otomobil sektörü ve turbo makinelerdir [2].

Bu tez çalışmasında, İ.T.Ü. Uçak ve Uzay Bilimleri Fakültesi aerodinamik laboratuvarlarında düşük hızlı, açık çevrimli bir rüzgar tünelinin deney odasındaki hız dağılımı incelenip simülasyonu yapılmıştır. Daha sonra bir kanat profili etrafında oluşan basınç dağılımı ve bu basınç dağılımından kaynaklanan taşıma, sürüklenme ile moment katsayıları simülasyonu yapılarak hesaplanmıştır. Son olarak ta simülasyon yöntemiyle farklı iki model binek araçta taşıma ve sürüklenme kuvvetlerinin karşılaştırılması yapılmıştır. Bu amaçla bölüm 3' de rüzgar tünellerinde akım kalitesini etkileyen faktörler, rüzgar tüneli elemanlarının genel tasarım prensipleri ve rüzgar tünellerinde enerji kayıplarının hesaplanması üzerinde durulmuştur. Bölüm 4' te bir kanat profili etrafındaki akım alanının incelemesi yapılmış olup bölüm 5' te araç aerodinamiği üzerine bilgi verilmiştir. Bölüm 6'da ise ANSYS FLUENT 12.0 paket programı kullanılarak rüzgar tüneli deney odasındaki hız dağılımı, NACA 4412 kanat profili yüzeyinde oluşan basınç dağılımı ile taşıma, sürüklenme ve moment katsayılarının elde edilmesi ve son olarak ta sedan ve hatchback tipi binek araçların simülasyonlarına ve bu simülasyonlara ilişkin sonuçların analizine yer verilmiştir.

2. LİTERATÜR ARAŞTIRMASI

Havacılıkta kullanılan araçlarının tasarımı, üretimi ve servise verilmesi uzun ve masraflı bir iştir. Gerek projelendirmede gerek üretimde gerekse uçuş testleri tamamlanırken çalışmalar boyunca göz önüne alınması gereken pek çok etkenler vardır. Bunların başında uçağın aerodinamik yapısı, yakıt depolarının yerleştirilmesi, vb. gibi etkenler gelir. Aerodinamik kuvvetlerle ilgili yapılan çalışmaların zaman alması ve gerçek ortamda inceleme şansının az olmasından dolayı çalışmalar gerçek ortamı yansıtacak şekilde modellerin kullanıldığı “rüzgar tünelleri” vasıtasıyla yapılmaktadır. Rüzgar tünellerinin gerçek zamanlı doğru yaklaşımı vermesi için tünellerin boyutlandırılması, akım kalitesinin iyileştirilmesi, sınır tabaka iyileştirilmesi gibi konularda literatürde çok sayıda çalışma mevcuttur. Bunlardan bazıları,

Punkhurst ve Holder (1952), rüzgar tüneli deneylerinin yapılışına, kullanılan balans tiplerine ve kuvvet-moment hesaplamalarına değinmişlerdir [3].

P. Bradshaw (1965), rüzgar tünellerinde sınır tabaka akımlarının oluşumunu incelemiş olup akım düzensizliğine yol açmadan sınır tabaka etkisinin elimine edilmesi yöntemlerini açıklamıştır [4].

Gorlin and Slezinger (1966), rüzgar tüneli tipleri, bileşenleri, yapılan deney tipleri ve rüzgar tüneli bileşenlerinin imalat ve montajı konularında açıklayıcı bilgiler sunmuştur [5].

P. Bradshaw (1968), rüzgar tüneli bileşenlerinin tasarım formülleri üzerinde durmuştur. Rüzgar tüneli düzeltme faktörünün hesaplanmasına yönelik bağıntıları incelemiştir [6].

Bradshaw ve Mehta, R. D. (1979), bu makalede rüzgar tünellerinin güç kaynağı olan fanlar incelenmiş, aksenal ve blower tip fanların birbirlerine karşı üstünlükleri,

kayıp katsayıları, kapalı ve açık çevrimli rüzgar tüneli bal peteği ve elek tasarımı esasları üzerinde çalışmışlardır. İlave olarak rüzgar tüneli deney odasına pencere açılırken dikkat edilmesi gereken hususların ne olduğu ve akım görüntüleme deneylerinin incelikleri üzerine pratik deneysel bilgiler sunulmuştur [7].

M. Z. Erim ve diğ. (1980), rüzgar tüneli giriş hızına bağlı olarak deney odasında oluşan hız profillerini incelemişlerdir [8].

W. H. Rae ve A. Pope (1984), yayınladıkları kitaplarında rüzgar tünellerinin kullanım amaçları, tipleri, bileşenleri, yapılan deney tipleri, kullanılan balans tipleri ve rüzgar tünellerinin tarihi gelişimi konularında temel bilgiler sunmuşlardır [9].

C. Kramer ve H. J. Gerhardt (1985), endüstriyel aerodinamik için rüzgar tünellerinin farklı türlerini kısaca açıklamışlardır. Rüzgar tüneline test sonuçlarının güvenilirliğini etkileyen parametreler kapsamlı olarak ele alınmıştır. Pürüzsüz akış içinde, yapı (bina) aerodinamiği araştırmaları için kullanılan rüzgar tünelleri için, sürtünme katsayısı üzerindeki tıkanıklığın etkisi ve basit cisimler etrafındaki basınç dağılımı tartışılmıştır. Tam boyutlu araba aerodinamik rüzgar tünelleri için karşılaştırma testleri sonuçları bildirilmiş ve farklılıkların fiziksel nedenleri tartışılmıştır. Farklılıkların çoğu açık deney odasında uygun olmayan akış durumu nedeniyle olduğu görülüyor. Regenscheit tarafından geliştirilen yeni jet hesaplama yöntemine göre açık bir jet için bir hava girişi hesaplama örneği gösterilmiştir [10].

R. D. Mehta (1985), özellikle türbülanslı sınır tabakalar olmak üzere eleklerin farklı tiplerinin türbülanslı akış üzerine etkilerini belirlemek için ayrıntılı bir deneysel araştırma yapmıştır. Sınır tabaka türbülansını yeniden düzenlemiş ve kalınlığı azaltmıştır, böylece daha az akım ayrılmasına duyarlı hale getirmiştir. Plastik eleklerin aerodinamik özellikleri klasik metal eleklerinkine göre belirgin farklılıklar gösterdiği bulunmuştur. Sınır tabaka kenarına yakın ortalama hız profilindeki "aşma"nın elek eğiminin basınç düşüşü katsayısı üzerindeki etkisinin bir sonucu olduğu gösterilmiştir. Eleğin saptırma katsayısı için daha doğru bir formülasyon da önerilmiştir [11].

Batill ve diğ. (1986), emişli tip rüzgar tünellerinde fan tarafından oluşturulan vakum etkisini incelemiş ve bu etkiden dolayı ortaya çıkan sınır tabaka akımlarındaki enerji kayıplarını hesaplamıştır [12].

J. D. Anderson (1989), çalışmasında ses üstü akım hızlarında (süpersonic flow) hareket eden hava araçlarının ve roketlerin test edildiği küçük kesitli deney odasına sahip yüksek hız rüzgar tüneline farklı kanat modellerinde ve farklı hücum açılarında yapılan deneylerde bulunan aerodinamik kuvvetlerin analizini yapmıştır [13].

C. Farell ve S. Youssef, (1996) akışa karşı bir fan tarafından 127 mm pleksiglas boruda üretilen oldukça uniformsuz ve türbülanslı akımlarda yapılan farklı uzunluklarda petekler ile kaba ve ince eleklerin kombinasyonlarını kullanarak türbülans yönetimi konularında bazı deneylerin sonuçlarını sunmuşlardır. Tek manipülatörler ve kombine olarak cihazların performansı silindir deney odası üzerinde uzunlamasına hızlarının etkin (rms) değerleri ve ortalaması sıcak tel ölçümleri ile değerlendirilmiştir. Elde ettiği sonuçlar, önünde kaba bir elek ve ardında bir veya daha fazla ince elekler bulunan oldukça kısa peteklerin bu tür akışın etkin yönetimi için kullanılabilir olduğunu göstermiştir [14].

C. P. Van Dam (1999), Euler ve Reynolds ortalama Navier Stokes denklemleri ile yönetilen akış çözümleri üzerinde durarak H.A.D. tabanlı sürüklenme tahmininde son deneyimleri gözden geçirmiştir. Akış çözümlerinin bu türleri için, çeşitli sürüklenme analiz yöntemlerini özetlemiş ve sesaltı ve transonik akış koşullarında bileşenlerin sürüklemelerinin belirlenmesinin yanında tüm-gövde uçaklar, helikopterler ve yer tabanlı araçların sürüklemelerinin de belirlenmesinde uygulamakta olduğunu göstermiştir. İnceleme önemli ilerleme göstermesine rağmen, H.A.D. tabanlı sürüklenme tahmini daha yaygın olarak kabul görmeden önce hala ele alınması gereken bir dizi engelle karşı karşıya olduğunu belirlemiştir [15].

Gregory ve ark. (2000), hesaplamalı akışkanlar dinamiği üzerine yaptıkları çalışmada, aerodinamik problemlerin araştırılması sırasında geleneksel deneysel metotlarla H.A.D. çalışmalarının karşılaştırılmasında H.A.D.' in bazı avantajlarını

sunmuşlardır. H.A.D.'in öncelikle; rüzgar tünellerinin olmadığı, örneğin, atmosferi geçen araçların karşılaştığı akış alanı sıcaklıklarını veya yüksek Mach Sayılarını eşzamanlı olarak simüle edebilecek akış rejimleri için akış alanlarının tahmin edilmesinde kullanılabileceğini göstermiştir. Ayrıca; H.A.D. çalışmaları Reynolds sayılarının değişimi için hemen hemen sınırsız bir aralıkta çalışmaya izin verirler ki sayısal modellerde Reynolds sayısının kolayca değiştirilebilmesine imkan verdiğini tespit etmişlerdir [16].

A. Filippone (2000), bir helikopter gövdesi etrafındaki akım alanının ve üstündeki basınç dağılımının, helikopterin tutunma ve ileri uçuş durumlarında FLUENT yardımıyla hesaplanması ve deneysel sonuçlarla kıyaslayarak çözüm doğruluğunun sınanması konusunda çalışmıştır [17].

Lindgren ve diğ. (2002), yayınladıkları makalelerinde 0.5 x 0.75 x 4.2 m ebatlarında tasarladıkları ve Stokholm' de imal ettikleri düşük hızlı ($V = 45$ m/sn) rüzgar tünelinin kalibrasyonuna ait teknik verileri elde etmişlerdir. Buna göre imal ettikleri rüzgar tüneline Reynolds sayısı 205000 civarındadır. Deney odasındaki türbülans yoğunluğu %0.04 civarında ve deney odası içersindeki hızda meydana gelecek değişimler ihmal edilebilecek kadar küçük kalmaktadır. Ayrıca araştırmacılar modern rüzgar tünelleri hakkında geniş bir bilgi sunmuş, rüzgar tüneli tasarımına ilişkin tüm kriterleri ortaya koymuşlardır [18].

A.T. İnan (2003), yapmış olduğu çalışmada çok amaçlı, düşük hızlı, açık çevrimli, 32 x 32 cm² kesitli deney odasına sahip bir rüzgar tünelinin tasarımını ve imalatını yapmıştır. Sonraki aşamalarda sıcak tel anomometresi ile deney odası içersinde farklı noktalarda ve düzlemlerde türbülans, hız, toplam ve statik basınç ölçümleri yapmıştır. İlave olarak farklı deney hızlarında, farklı Reynolds sayılarında ve farklı jet yarı kalınlıklarında dairesel jet akış ve koni ilaveli akış ölçümleri yapmıştır [19].

M. Kaya (2003), çalışmasında Hava Harp Okulu Aerodinamik Laboratuvarında bulunan ses altı rüzgar tüneline tanıtılmış, yerine yapılması düşünülen çok amaçlı ses altı emişli tip rüzgar tünelinin tasarım ve imalat esaslarını tanımlamış, gerekli olan fan gücü ve rüzgar tüneli bileşenlerinde oluşan enerji kayıplarını hesaplamıştır [1].

Tholudin Mat Lazim ve diğeri (2003), harici bir deponun subsonik savaş uçağına olan etkisini incelemektedir. Harici deponun uçak kanadı etrafındaki hava akımı üzerinde oluşturduğu aerodinamik parazit etkisinin araştırılması amacıyla bilgisayar nümerik kontrol makinesi kullanılarak bir subsonik savaş uçağı modeli oluşturulmuştur. Bir hesaplamalı akışkanlar dinamiği ve rüzgar tüneline test deneyleri, uçağın kararlılık ve kontrol edilebilirliğinde herhangi bir sorunla karşılaşmaması için modelin aerodinamik özneliklerini garantiye almak maksadıyla yapılmıştır. Daha sonra model harici depo ile birlikte düşük hızda 0.45 m x 0.45 m ölçülerindeki deney odasına sahip rüzgar tüneline test edilmiştir. Her iki deneyden elde edilen iki-boyutlu basınç dağılımı sonuçları karşılaştırılabilir. Rüzgar tüneline testlerinin CFD tahminleriyle karşılaştırılması sonucunda sadece % 12 sapma oluşmuştur. Sonuçlar, harici deponun etkisinin sadece kanadın alt yüzeyinde önemli olduğunu ve kanadın üst yüzeyinde ise neredeyse yok denecek kadar az olduğunu göstermiştir. Harici depodan kaynaklanan aerodinamik parazit, düşük hücum açısında kanadın üst yüzeyinde ihmal edilebilir düzeyde ve kanadın alt yüzeyinde ise önemli ölçüde tespit edilmiştir. Buna ek olarak deponun parazitinin kanat yüzeyindeki etki alanı hava hızı arttıkça artmıştır [20].

Serhat Şenol (2006), emişli tip bir rüzgar tüneline tasarımı üzerinde çalışmalar yapmış ve bilgisayar destekli simülasyonunda da tasarlanan rüzgar tüneline basınç ve hız dağılımları incelemiştir [21].

Iskandar Shah Bin Ishak (2006), bu çalışmasında rüzgar tüneline test teknikleri ve düşük ölçekli küçük bir hafif uçak modeli üzerinde hesaplamalı akışkanlar dinamiği aerodinamik karakteristikleri çalışmaları vurgulanmıştır. Rüzgar tüneline testleri hücum açısı ve flap sapma açısı varyasyonları Malezya Teknoloji Üniversitesi izni ile Açık Devre Subsonik Tünel tesislerinde yapılmıştır. 'blokaj' etkileri gibi Rüzgar tüneline düzeltmeleri, neredeyse gerçek uçuşla aynı sonuçları vermesi amacıyla veri azaltma sürecinde dikkate alınmıştır. Ek olarak, model üzerinde H.A.D. simülasyonu Fluent 6.1 yazılımı kullanılarak yapılacaktır. Bu iki yöntemin karşılaştırılmasında rüzgar tüneline testinde elde edilen sonuç ile H.A.D. simülasyon sonuçlarının uyumlu olduğu görülmüştür [22].

Bosco Rasuo (2006), çalışmasında yan duvar sınır tabaka etkilerini azaltmak için model etrafında yan duvar dağıtımli emişi kullanılan iki boyutlu transonik rüzgar tünelineki akışının kapalı bir form analizi sunulmuştur [23].

F. Kevin Oven ve Andrew K. Oven (2008), bu çalışmada, subsonik, transonik ve süpersonik test faaliyetlerinin rüzgar tüneli akış kalitesini tanımlamak ve değerlendirilmekle alakalı oldukları için elde edilen veriler ve türbülans ölçüm tekniklerini gözden geçirmişlerdir. Bu test teknikleri çok kapsamlı test çalışmasıyla ortaya konmuştur. Ölçümler akış kalitesini yönetmeye ve değerlendirmeye öncülük edecek karşılaştırmalı türbülans verileri sağlamıştır. Rüzgar tüneli modeli test performansı üzerinde test akış kalitesinin potansiyel etkilerini değerlendirmek için tasarlanan prosedürlerden de bahsedilmiştir [24].

J. van der Vooren (2008), rüzgar tüneli ölçümlerinden, nakliye uçaklarının taşıma ve sürüklenme değerlerinin belirlenmesi hem sıkıştırılabilir hem de sıkıştırılmaz akışlar için tartışmıştır. Model desteğinin etkileri ihmal etmiştir. Deney odası duvarları boyunca akışla ilgili herhangi bir basitleştirme varsayımı yapmamıştır. Düzgün rüzgar tüneli akışı, denge ölçümleri ve sonrasında araştırma ölçümlerinin varsayımına dayanarak, uçuş duruma karşı doğru hücum açısı elde etmek için bir yol göstermiştir. Kaldırma kuvveti düzeltilmesine kısaca değinmiştir. Türbülans ölçümleri işlem sonrası hesaplamaları ayrıntılı olarak ele almıştır. Bu çalışma ile türbülans ölçümlerinin türbülans en kesit alanı ölçümleri ile sınırlandırılabilceği göstermiştir [25].

Zhigang Yang ve Qing Jia (2008), bu çalışma, 3/4 açık jet tipi rüzgar tüneline test bölümü boyutlarının H.A.D. kullanılarak yapılmış bir değerlendirmesidir. Sanal rüzgar tüneli 1:15 ölçekli rüzgar tüneli test bölümünden oluşturulmuş boş rüzgar tüneli içindeki akış için farklı test kesit yüksekliği ve farklı kesit genişliği için simülasyonlar yapmışlardır. Benzer simülasyonlar, bir aracın test bölümüne yerleştirilmesinde de uygulanmış. Ayrıca araç, Yawing koşullarında da simüle edilmiştir. Değerlendirmeyi tamamlamak için, aynı aracın üzerindeki akış yarı-sonsuz etki alanında (düzlemde) bir referans durum olarak simüle edilmiştir. Simülasyon Reynolds Ortalamalı Navier-Stokes (RANS) denklemleri çerçevesinde

yürütülmüştür. Her durumda, basınç dağılımları ve aerodinamik kuvvetler rüzgar tüneli yükseklik ve genişlik etkisini değerlendirmek için kullanılmıştır. Kullandıkları model rüzgar tüneline kullanılan nozulun yeri ve deney odası bölümünün uzunluğuna dayanarak, bu çalışma hem aerodinamik etkiyi hem de yapı maliyetini göz önünde bulunduran bir rüzgar tüneli deney odası kesit yüksekliği ve genişliği sunulmuştur [26].

Ali Wakil ve Sheldon I. Green (2009), orta Reynolds sayılarında iki boyutlu silindir etrafındaki akış, hem akışa dik silindir hem de akışa paralel silindir için bir çok çalışma ile incelenmiştir. Bu yazıda serbest bir akışa göre $0^\circ < \alpha < 90^\circ$ açılarında en-boy oranları $2 < L/D < 20$ paralel silindirlerin bilgisayar simülasyonları açıklanmıştır. Simülasyonlar $1 < Re < 40$ aralığındaki Reynolds sayıları için yapılmıştır. Aynı zamanda, bütün boy oranları için, kaldırmanın sürüklenme kuvvetine oranını $40^\circ < \alpha < 50^\circ$ için maksimum değerine ulaştığı bulunmuş. Son olarak, C_L ve C_D ilişkilerini, sayısal verileri en iyi eğri uydurmalar ile ortaya konulmuştur [27].

M.R. Soltani ve diğerleri (2010), bu çalışmada subsonik rüzgar tüneli deneyleri test bölümünde türbülans seviyesini incelemek için yapılmıştır. Ölçümler akış alanında trip strip ve / veya sönümleme elekleri kullanılarak yapılmıştır. Sonuçlar, trip strip kullanıldığında, kullanılmadığı duruma göre türbülans şiddetini azaltmanın yanında değişimleri düzleştirdiğini de göstermiştir. Ayrıca, sönümleme eleklerinin etkisinin araştırmak için yapılan deneylerde türbülans yoğunluğunda benzer bir azalma göstermiştir, ancak desen aynı kalmıştır. Ayrıca, hem trip strips hem de sönümleme elekleri sırasıyla, kolektör ve dinlenme odası içine yerleştirildiğinde olguların sonuçları, türbülans yoğunluğunun daha önceki durumlardan bile daha düşük olduğunu göstermiştir. Bu trip strip ile birkaç sönümleme eleği kombinasyonunun subsonik rüzgar tünellerinde türbülans azaltılması için sağlıklı bir yöntem olabileceği düşünülmektedir [28].

Vinayak Kulkarni ve diğerleri (2011), petek ve elekler, özellikle türbülans azaltılması için kullanılan, bir subsonik rüzgar tünelinin en önemli unsurları Hindistan Guwahati Teknoloji Enstl.T.Ü.sü (IITG)'de montajı yapılan bir açık devre rüzgâr tüneli için ele alınmıştır. Deney odasındaki girdap ve türbülans seviyesini

azaltmada petek yapı etkisi ve petek yapı-elek kombinasyonları ticari hesaplamalı akışkanlar dinamiği paketi ANSYS-CFX kullanarak akış alanı simülasyonu incelenmiştir. Ölçeklenebilir duvar fonksiyonları ile RNG k- ϵ türbülans modeli kullanılmıştır. Türbülans yönetimi için buradaki simülasyon sonuçları, farklı uzunluklarda petek yapılar, hücre şekilleri ve farklı açık alan oranı elekleri kullanarak deneysel ve teorik sonuçların mevcut literatürle uyumlu olduğu görülmüştür [29].

Bir uçağı havada tutan en önemli araç kanatlardır. Kanat profili etrafındaki havanın davranışı, kanat profiline etkiyen dış kuvvetler belirler. Bunlar ağırlık, atalet, itki ve aerodinamik kuvvetler olarak belirtilebilir. Bu kuvvetleri deneysel ve teorik olmak üzere iki farklı yoldan elde etmek mümkündür. Deneysel ölçmeler genellikle rüzgar tünellerinde modeller üzerinde veya uçuş esnasında uçak üzerinde gerçekleştirilir. Teorik çalışmalar ise matematiksel ve sayısal çözümlerle kuvvetlerin elde edilmesi şeklindedir. Profil etrafındaki akımı inceleyen literatürde çok sayıda çalışma mevcut olup bunlardan bazıları,

Robert M. Pinkerton (1937), bu çalışmasında N.A.C.A. 4412 kanat profili üzerinde farklı hücum açılarında basınç dağılımı deneysel olarak incelenmiştir [30].

D. G. Mabey (1992), CL- α eğrilerinden, subsonik hızlarda firar kenarındaki akım ayrılmalarına sahip profillerde normal kuvvet dalgalanmalarını tahmin eden ampirik bir yasa sunulmuştur. Ampirik yasa, düz plakalar için Kirchoff 'un serbest akım çizgisi akışından çıkarılan sonuca göre eşdeğer akım ayrılması pozisyonuna dayanmaktadır. Bu yasa, kabarcık benzerliği kavramından geliştirilmiş ve yatışma pozisyonu biliniyorsa hücum kenarı akım ayrılmalı olan profillere de uygulanabilir olduğunu göstermiştir [31].

Cebeci ve diğerleri (1996) çok elemanlı kanat profili akışlarının hesaplanmasında uygun flapların kullanılması konusunda çalışmışlardır. Bu çalışmalarında tek parçalı kanat profili ile düşük ve orta ölçekli Reynolds sayılarında sürüklenmenin hesaplanması için Cebeci-Smith türbülans modellerini kullanarak maksimum taşıma katsayısının önceden belirlenmesi ile ilgili çalışmalar yapmışlardır.

Sıkıştırılabilirliğin ve türbülans modelinin stall üzerindeki etkisi ile ilgili sonuçlar elde etmişlerdir [32].

H. Hamdani ve M. Sun (2000), NACA 0012 kanat profilinin kararsız hareketi ve düşük reynolds sayılarında aerodinamik kuvvetleri ve akış yapısını Navier-Stokes denklemleriyle nümerik olarak çalışmışlardır. Bu hareketler kanat profilinin serbest akım bölgesindeki hızının artması ve azalmasını incelemiştir. Bu çalışma gösteriyor ki düşük reynolds sayılarında kanat profilinin bir hızdan diğer bir hıza aniden hızlanması büyük aerodinamik kuvvetleri doğmasına sebep olduğunu göstermiştir [33].

Bak ve ark. (2000), NACA 63-415 kanat profili ile bunun modifiyeli halinin akış karakteristiklerini teorik ve deneysel olarak rüzgar tüneli sayesinde karşılaştırmışlardır. Rüzgar tüneline yapılan ölçümler sayesinde aerodinamik özellikleri elde etmişler ve geliştirilmiş kanat profili şeklinin kaldırma katsayısını daha çok artırdığını gözlemlemişlerdir [34].

Hong Luo, Joseph D. Baum ve R. Löhner (2003), çalışmalarında kanat profillerini rüzgar tüneline deneysel olarak incelemişler ve hesaplamalı akışkanlar dinamiği ile simüle ederek karşılaştırmışlardır [35].

Addy ve ark. (2003), buzlanmış kanat profilinin üzerinde rüzgar tüneline testler yaparak buzlanmış kanat profilinin kaldırma, sürüklenme ve moment katsayılarının nasıl değiştiğini ve buzlanmış kanat profilinin aerodinamik performansa etkisini incelemişlerdir [36].

M. A. Özdemir ve S. Onbaşıoğlu (2004), bu çalışmalarında, F-4 Phantom II uçağında kanat kök profili olarak kullanılan NACA 0006 profili Spalart-Allmaras ve k- ϵ türbülans modelleri ile sırayla 0.4, 0.6 ve 0.8 Mach sayılarında; 0, 2, 4, 6 ve 8° lik hücum açılarında FLUENT ticari yazılımı kullanılarak analizler yapmışlar ve elde edilen sonuçların daha önce NACA (2003) tarafından rüzgar tünelleri kullanılarak elde edilen deneysel verilerle karşılaştırmışlar [37].

R. K. Agarwal ve J. L. Vaddillo (2004), nümerik simülasyon ile aktif sınır tabaka kontrolünü transonik akışta NACA 0012 profili üzerinde çalışarak 0.8 Mach 1° hücum açısı ve 3×10^6 reynolds sayısında basınç dağılımı ile Mach Sayısı değişimini grafiksel olarak bulmuşlardır [38].

T. Lee ve P. Gerontakos (2004), sürekli olmayan sınır tabaka ve stall durumlarının meydana geldiği salınım hareketi yapan NACA 0012 profilini modelleyerek aerodinamik performansını incelemiştir. Bu çalışmada alınan sonuçlara göre salınım açısı 10° den küçük halde laminar, geçiş ve firar kenarında ayrılma görülmüştür [39].

Michael S. Selig ve Bryan D. Mcgranahan (2004), bu çalışmada küçük rüzgar türbinleri için uygulanmış olan altı kanat profilleri üzerinde alınan ayrıntılı rüzgar tüneli testlerinin verilerini sunmuşlardır. Özellikle, taşıma, sürüklenme ve moment ölçümleri pürüzsüz ve pürüzlü koşullar için 100000, 200000, 350000 ve 500000 Reynolds sayılarında alınmıştır. Bazı durumlarda, 150000 Reynolds sayısında da veri alınmıştır. Kanat profilleri E387, FX63-137, S822, S834, SD2030 ve SH3055 içermektedir. Performans verileri Alçak Türbülans Basınç Tüneli olan NASA Langley'de alınan ölçümler ile karşılaştırılması yapılmıştır. Yeni sonuçların, ölçüt NASA verileri ile kıyaslaması olumlu olmuştur. Sonra da altı kanat profillerinin performans özelliklerinin önemli noktaları tartışılmıştır [40].

Z. Mercan ve M. A. Yükselen (2005), bu çalışmada, CASA CN 235 uçağı etrafında sesaltı hızlardaki sürtünmesiz ve sürtünmeli akışlar, sonlu hacimler yöntemi kullanan FLUENT ticari yazılımı yardımıyla hesaplanmıştır. Çözüm havzası ve ağ yapılarının üretilmesi için GAMBIT ticari yazılımından yararlanılmıştır. Çözümler kanat üzerinde yapısal ağlarla, uçak üzerinde ise yapısal olmayan ağlar ile sürtünmesiz ve sürtünmeli olarak elde edilmiştir. Sürtünmeli çözümlerde Spalart-Allmaras türbülans modeli kullanılmıştır. Tüm akışlar için aerodinamik yükler hesaplanarak daha önce yapılan çalışmalar ile karşılaştırılmıştır. Sonuçlar ayrıntılı olarak tartışılmıştır [41].

M. Serdar Genç ve ark. (2008), bu çalışmada, simetrik flaplı NACA0012 kanat profili üzerindeki aerodinamik kuvvet ve basınç dağılımları hesaplamalı akışkanlar

dinamiği programı FLUENT ile analiz edilmiştir. Hesaplamalar, farklı uzunluk (δf) ve farklı açılara sahip (β) flaplar için gerçekleştirilmiştir. Hesaplamalar sonucunda, flaplı kanatların kullanımı ile aerodinamik performansın arttığı, fakat bu artışın $\beta=15^\circ$ 'ye kadar daha verimli olduğu 15° 'den büyük açılarda sürükleme katsayısının artması ile L/D oranının düştüğü görülmüştür [42].

E. Farsimadan ve M.R. Mokhtarzadeh-Dehghan (2010), sıcak-tel anemometresi kullanılarak 90° 'lik büküm bölümünün yukarı akış yönünde yerleştirilmiş bir NACA 0012 kanat profili türbülansı yakınındaki deneysel bir çalışmanın sonuçları sunulmuştur. Çalışılan özellikler arasında, yaklaşan akışa göre kanat profili yönünün değişikliklerinin etkileri ve sırasıyla $1, 1.5$ ve 2×10^5 Reynolds sayılarına karşılık 10 m/s, 15 m/s ve 20 m/s serbest akım hızının etkileridir. Üzerinde durulan nokta, veter uzunluğunda aşağı akım sonrasında ve kanat profili üst yüzeyindeki sınır tabakası yeridir. İlgilenilen parametreler, ortalama ve türbülans miktarları ile akış boyu, normal ve uzunluk yönlerinde bunların değişimleridir. Araştırma sonuçları, kanat profili üzerinde sınır tabakada türbülans karakteristiklerinin hassasiyetlerini göstermiştir. Türbülans içinde uzunluk yönünde alınan ortalama hız ve akış doğrultusundaki türbülans yoğunluğu ölçümleri, girdaba benzeyen yapıların varlığına bağlı türbülansvari varyasyonların saptanması sağlanmıştır [43].

Shun C. Yen ve Lung C. Huang (2010), 38° lik ok açısına sahip NACA 0012 kanat modeli incelemişlerdir. Bu sonlu kanadın açıklık oranını 10 almışlar. Yüzey akış alanları duman ve yüzey yağ akış şemaları kullanılarak görüntülenmiştir. Düşük Reynolds sayısı ($Re < 1.5 \times 10^4$) için duman çizgi akım şekillerine göre beş karakteristik akış modları tanımlanmıştır: Yüzey akışı, akım ayrılması, ayrılık girdabı, firar kenarı yakınındaki ayrılma ve gövde eğimindeki türbülans. Geçerli yüksek Reynolds sayıları ($Re > 3 \times 10^4$) için yüzey yağ akış şekillerine dayanarak, altı karakteristik akış modu tanımlanmıştır: Laminer ayrılık, ayrılık hava kabarcığı, hücum kenarı hava kabarcığı, hava kabarcığı uzantısı, hava kabarcığı patlaması ve türbülanslı sınır tabaka. Kanat etrafında hız alanı parçacık görüntü hız ölçeri (PIV) kullanılarak değerlendirmişlerdir [44].

Zhou Y. ve diğeri (2010), bu çalışmalarında, hücum açısının geniş bir aralığında ve temel ve pratik önem taşıyan 5.3×10^3 - 5.1×10^4 küçük veter Reynolds sayıları için (Re_c) bir NACA 0012 kanat profili üzerinde ortalama ve değişen kuvvetlerin ölçümlerini ortaya koymuşlar. Bir yük hücresi kullanılarak ölçülen kuvvetler, momentum korunumuna dayalı türbülansa hızların çapraz akışlı dağılımlardan LDA ölçümlü tahminleri ile iyi bir uyum göstermiş. α ve Re_c üzerinde kuvvetlerin bağımlılığı belirlendi ve ayrıntılı olarak ele alınmış. Bir kanat profilinin stola girmesi $Re_c > 1.05 \times 10^4$ gerçekleşen fakat $Re_c = 5.3 \times 10^3$ de olmayan kaldırma kuvvetinde bir düşüş ve sürüklenme kuvvetinde bir artış ile karakterize edildiği tespit etmişlerdir. Ortalama taşıma ve sürüklemenin hücum açısına (α) gözlenen bağımlılığını tahmin etmek ve açıklamak için teorik bir analiz geliştirmişlerdir [45].

Günümüzde otomobil üreten firmalar aerodinamiğe çok önem vermektedir. Bunun için büyük bütçeler ayrılarak AR-GE çalışmaları yapılmaktadır. Firmalar tasarladıkları araçların ilk önce küçük bir modelini yaparak rüzgar tüneline deneysel testler yapmaktadırlar. Rüzgar tüneline sabit duran aracın üzerine değişik hızlarda hava akışı gönderilerek araç üzerindeki etkileri araştırılmaktadır. Bu verilerle aerodinamik yapı ortaya konulmaktadır. Yazılım firmaları ve konusunda uzmanlaşmış mühendisler gerçek rüzgar tünellerinde çalışmaların oldukça büyük maddi yük getirmesinden dolayı çeşitli yazılım ve programlar geliştirmişlerdir. Deneysel, teorik ve yazılımsal olarak otomobil etrafındaki akımı inceleyen literatürde çok sayıda çalışma mevcut olup bunlardan bazıları,

K. R. Cooper ve W. F. Campbell (1981), rüzgar tüneline ve kamyonlarda aerodinamik sürtünmenin tam ölçekli ölçümlerinden elde edilen veriler, rüzgar türbülans etkilerini göstermek için kullanmışlardır. Yol koşullarını daha iyi temsil edebilmek için verilerin ayarlanmasına müsaade eden pürüzsüz akış rüzgar tüneline verisinin kısmi-sabit ortalaması kullanılarak bu etkileri tahmin etmek için girişimde bulunmuşlardır. Teori türbülans koşullarında gözlemlenen davranışları tam olarak açıklamasa da yine de türbülanslı akış rüzgar tüneline testlerinde bulunan bazı genel eğilimleri tahmin edebilmişlerdir [46].

S. R. Ahmed (1981, üç karakteristik araç şekilleri yani Fastback, sedan ve Estate'nin zamana göre ortalama türbülanslarının yapıları, bir rüzgar tüneline çeyrek ölçekli modeller arkasında çeşitli aşağı akış istasyonlarında yapılan ve akış görselleştirme temelinde incelemiştir. Modeller üst arka-uç şekilleri ile birbirinden farklıdır. Araç tabanında ayırma kabarcık akımı içinde ve bu bölgenin arka boyuna girdap çiftlerinden sonraki oluşumları incelemiştir. Türbülans dönme hareketinin kinetik enerjisi incelenen üç araç şekli için bir kısmi-"girdap sürüklenme" boyutlandırmasını vermek için değerlendirmiştir [47].

Sven Perzon ve Lars Davidson (2000), bu çalışmalarında, geçici H.A.D.'nin bir yüzeye monte edilmiş küpün etrafında çok karmaşık bir akış yapısı ile nasıl baş edeceğini araştırmışlardır. Bir geçici Reynolds ortalama Navier Stokes modeli olan RANS modeli, büyük bir girdap simülasyon modeli olan LES modeli ile birlikte sunulmuştur. Ayrıca, iki "endüstrivari" test durumu da geçici RANS modeli kullanılarak simule etmişlerdir [48].

H.Y. Aka (2003), bu çalışmasında, test bölgesindeki kesiti 300x300 mm olan bir rüzgar tüneline, bir binek otomobilinin 1/16 ölçekli modeli üzerinde deneyler gerçekleştirmiştir. Bunun için bir kuvvet ölçüm düzeneği tasarlanmış ve kurmuştur. Düzenekteki 3 adet yaprak tip yük hücresi ile simetrik akış koşullarında model üzerindeki sürüklenme direnci kuvveti ve kaldırma kuvvetleri ölçülmüş ve yunuslama momenti belirlemiştir. Ayrıca, basınç dağılımını belirlemek için, model dış yüzeylerine dik açılan küçük deliklere bağlı bir mikro-manometre kullanmıştır. Modelin aerodinamik karakteristiğini gösteren boyutsuz katsayıların hesaplanmasından sonra, ölçümlerdeki belirsizlikler sayısal olarak incelemiş ve sonuçların bu oranda tekrarlanabilir olduğu göstermiştir. Son olarak yöntemin otomobil aerodinamik karakteristiğinin belirlenmesi ve iyileştirmesi konusundaki çalışmalarda uygulanabilir olduğu göstermiş ve bazı önerilerde bulunmuştur [49].

Ünsal Gümüslüol ve diğerleri (2006), bu çalışmada, geçiş durumunda olan taşıtların aerodinamik etkileşimleri rüzgar tüneline deneysel olarak incelemiştirler. Taşıtlar aralığının, geçiş durumundaki iki taşıtların sürüklenme katsayısına olan etkileri araştırmışlardır. Aerodinamik taşıtlar etkileşimi üzerindeki şekil etkisinin incelenmesi

için iki farklı tip taşıt modeli kullanmışlar ve modellerin her durumdaki sürüklenme kuvvetleri ve yüzey basınç dağılımları ölçmüşlerdir. MIRA modellerinde, geçiş durumları için sürüklenme katsayılarının fazla değişmediğini ve her iki taşıt tipi için, sürüklenme kuvvetindeki en büyük değerler, modeller yan yana durumdayken gerçekleştiğini gözlemlemişlerdir. [50].

S. Mezarıcıöz (2006), bu çalışmasında hesaplamalı akışkanlar mekaniği aracılığı ile otobüs şeklindeki bir cismin etrafındaki 3 boyutlu, türbülanslı akışı incelemiş, deneysel ve nümerik sonuçlar arasındaki benzerlikleri göstermiştir. Ayrıca araç etrafındaki akışın simülasyonu için $k-\epsilon$ türbülans modeli kullanmış ve nümerik simülasyon sonuçlarının doğruluğunu teyit etmek için PIV deneylerinin sonuçları kullanmıştır. Modelin ön yüzünün etrafındaki tahmin edilen akış özellikleri ile parçacık görüntülemeli hız ölçüm deneylerinin sonuçlarının karşılaştırması, nümerik olarak tahmin edilen mevcut sonuçların ve deneysel sonuçların birbirine uygun olduğunu göstermiştir [51].

W. Kieffer, S. Moujaes ve N. Armbya (2006), küçük lig Formula Mazda yarış arabası sınıfında yarışan takımlar için bazı bilgiler vermek amacıyla, bu çalışmalarında farklı hücum açıları ve ön kanattaki yer etkisi ile bir Formula Mazda otomobilin ön ve arka kanat üzerinde hava akımının ($k-\epsilon$ modeli kullanılarak) türbülanslı bir simülasyon performansı için Star-CD H.A.D. kodunu kullanarak yapmışlardır. Sonuçlar farklı durumlar için basınç ve hız dağılımları ile (C_L) kaldırma ve sürüklenme katsayılarını (C_D) gösteren grafikler halinde sunmuşlardır. Burada, zemin etkisinin C_L üzerinde belirgin bir etkiye sahip olduğunu ve hücum açısının kaldırma ve sürüklenme katsayıları üzerinde önemli bir etkisi olduğunu ve yatay altında 12° bir açıda stol koşullarının belirlediğini göstermişlerdir. Bu bilgilerin deneysel doğrulamayla birlikte, bu Formula Mazda yarış arabalarının optimum kullanımının iyileştirilmesi için değerli olabileceğini önermişlerdir [52].

F. M. Sarı (2007), bu çalışmasında, hafif ticari araçların aerodinamik incelemesini yapmıştır. Bununla ilgili olarak, araç ön formuna etkiyen hava direnci ve bunun yakıt sarfiyatına etkisi ayrıntılı olarak incelemiştir. Bunun için, Renault-Kangoo marka hafif ticari araç modellemiştir, nümerik yaklaşık çözüm yöntemi olan sonlu hacimler

yöntemi ile fluent programında analiz ederek, sanal koşullarda aracın ön formuna etkileyen hava direnci ve C_D direnç katsayıları bulmuş, bu verilerin yakıt sarfiyatına olan etkileri araştırmıştır [53].

R. J. Corin, L. He ve R. G. Dominy (2008), bir taşıtın başka bir taşıtı geçerken oluşan geçiş aerodinamik kuvvetler iki boyutlu (2B) hesaplamalı akışkanlar dinamiği kullanarak incelemiştir. Araçların bağıl hızlarını değiştirerek kısmi-sabit ve değişken modelleme yaklaşımlarının karşılaştırmasına olanak sağlamışlardır. Kısmi-sabit yaklaşım, sollama manevrası sırasında aerodinamik kuvvetlerdeki sözde periyodik değişimi yakalamışlardır. Ancak, tipik otoyol sürüş koşullarındaki araç hızlarında, bu kuvvetlerin büyüklüğünü yeterli oranda tahmin edemediler. Çalışmalarında ayrıca, yandan rüzgar eserken sollama manevraları sırasında meydana gelen önemli dinamik akış özellikleri belirlemişlerdir. Aerodinamik kuvvetlerdeki dinamik değişim kısmi-sabit analiz kullanarak tahmin edilenden %400'e kadar daha büyük bulmuşlardır ki, bu da kısmi-sabit yaklaşımın yandan rüzgar eserken sollama manevraları modellemesi için kesinlikle uygun olmayan bir yöntem olduğunu göstermişler. Yandan rüzgar esmesi durumunda yapılan geçme manevraları üzerine yapılmış çok az mevcut çalışma ile, bu sonuçların dinamik etkilerinin önemini ve sorun üzerinde daha fazla araştırma yapılması ihtiyacını vurgulamışlardır [54].

Manan Desai ve diğerleri (2008), bu çalışmalarında rüzgar tüneli testleri ile güncel popüler otomobil yelpazenin küçük bölüm temsilcisi ADRENe adlı bir otomobilin aerodinamik deneysel incelenmesini sunmuşlardır. Deney için kabul edilen iki farklı stratejiden ilki arabanın yukarı ve aşağı akış etki alanı içindeki basınçların ölçümüne ve diğeri de araba profili üzerinde merkez çizgi boyunca basınç dağılımına dayandırmışlardır. Bu iki yöntemden bağımsız olarak elde edilen performans değerleri arasında iyi bir uyum elde edilmesi, diğer deneysel amaçlar için güvenilir ve uygun yöntemler olduklarını göstermişlerdir [55].

Jason H. Batchelder (2009), bu projesinde, mikrocarların muhtemel aerodinamik geliştirmelerine bakmıştır. Sonunda, dış yan aynaları kaldırarak ve tekerleklere kapaklar ekleyerek farkedilir düzeyde yakıt verimliliğinin iyileştirmelerinde

bulunabileceğini belirtmiştir. Kapı kolunu içeri alarak, anteni kaldırarak ve yedek tekerlekleri pürüzsüz bir şekilde kaplayarak küçük kazançların sağlanabileceğini de saptamıştır. Yukarıda bahsedilen geliştirmelerin tümünün tipik bir microcar üzerinde uygulanması durumunda galon başına 5.6 millik (% 15.5) potansiyel bir kazanç tespit etmiştir [56].

Nor Elyana Ahmad ve diğerleri (2010), bir yer aracının sürüklenmesini doğru tahmin edebilmek için farklı mesh parametrelerinin etkilerinin incelenmesine dayalı bir mesh optimizasyon stratejisi önermişlerdir. Optimize mesh parametreleri, sonuçlarının doğruluğundan ödün vermeden sınırlı bir belleğe sahip bir ortamda ve zamanında simülasyon yapılmasına imkan sağlayan, Deney Tasarımı (DOE) yöntemi kullanarak seçmişlerdir. Üç boyutlu basitleştirilmiş bir araba modelini inceleyerek MIRA model rüzgar tüneli sonuçlarıyla karşılaştırmışlardır. Daha az bellek ve hesaplama zamanı ile deneylerdeki sürüklenme değerlerine yakın değerlere götüren parametreler tespit etmişlerdir. Bu incelemeyi bir ticari H.A.D. paketi olan STAR-CCM + kullanarak gerçekleştirmişlerdir [57].

Damjanovic ve diğerleri (2011), bu çalışmalarında bir arabayı Autodesk 3ds Max 2010 yazılım paketi kullanarak tasarlamışlardır. Bu yazılımda araba modellendikten sonra, son dijital görüntüler Mental Ray görüntüleştirmeye aracı kullanarak oluşturup sunmuşlardır. Ayrıca, FLUENT yazılımını kullanarak, aracın yan yüzeyinin 2D analizi elde etmişler ve hem hava direncini azaltmak hem de aerodinamik iyileştirme yönünden tasarımı geliştirebilmek için araba geometrinin olası düzeltmeleri yapmışlardır [58].

Ata Ağır ve diğerleri (2011), bu çalışmalarında bir model kara taşıtı (Ahmed cismi) etrafındaki akış yapısını Parçacık Görüntülemeli Hız Ölçme Yöntemi (PIV) kullanarak deneysel olarak incelemişlerdir. Deneyleri serbest yüzeyli, kapalı çevrim bir su kanalında model yüksekliğine ve serbest akım hızına bağlı olarak hesaplanan $Re_H=1.5 \times 10^4$ Reynolds sayısında gerçekleştirmişlerdir. PIV yöntemiyle model boyunca çeşitli düzlemlerde zaman-ortalama ve anlık hız vektörleri, akım çizgileri ve girdap dağılımlarını elde etmişlerdir [59].

3. RÜZGAR TÜNELLERİ VE GENEL TASARIM ESASLARI

Havacılıkta kullanılan araçların tasarımı, üretimi ve servise verilmesi uzun ve masraflı bir iştir. Gerek projelendirmede gerek üretimde gerekse uçuş testleri tamamlanırken çalışmalar boyunca göz önüne alınması gereken pek çok etkenler vardır. Bunların başında uçağın aerodinamik yapısı, yakıt depolarının yerleştirilmesi, vb. gibi etkenler gelir.

Bir rüzgâr tüneline, modeller üzerinde deneyler yaparak, uçağın hava içerisinde davranışı anlaşılabilir. Hatta uçağın parçaları, örnek olarak uçağın kuyruğu, kanadının kesiti, vb. parçalar üzerinde yapılan deneyler daha da önemlidir. Ayrıca, başka sebeplerden dolayı uçağın dış görünüşünde değişiklik yapıldıkça, bunun performans üzerinde ters bir etkisi olup olmadığını görmek içinde deneyler yapılabilir. Rüzgâr tünellerinde, model sabitlenmiş durumda olup, hava hareketinin model üzerindeki etkisi ölçülebilir. Ayrıca, model kalkış, iniş, yatay uçuş konumlarına getirilip nasıl davrandığı incelenebilir. Ancak deney sonuçlarına güvenilebilmesi için, tünelin yapımına özen gösterilmelidir. Deney odası boyunca hava basıncındaki değişim mümkün olduğu kadar küçük olmalı ve havanın hızı doğru olarak bilinmelidir. Tünelin duvarları yakınında, daima bazı sınır etkileri olacağı da dikkate alınarak deneyler esnasında kullanılacak modelin büyüklüğünü tünelin deney odası genişliğinin yarısı ile dörtte üçü arasında almak uygun bir yaklaşım olmaktadır [1].

İlk rüzgâr tünellerinin yapılışı 19. yüzyılın sonlarına kadar dayanmaktadır. Bunlar kare kesitli ve bir ucunda emici pervane bulunan doğrusal borulardan ibarettir. Nitekim Wright kardeşler, tasarladıkları ilk uçağın tüm parçalarının modellerini bu tip bir tünelde denemişlerdir. Günümüzde ise çeşitli ülkelerde, birçoğu son derece yüksek akım kalitesine sahip, son derece gelişmiş ölçü cihazlarıyla donatılmış

sayılamayacak kadar çok rüzgâr tüneli bulunmaktadır. Bu tüneller uçak imalatında ve aerodinamiğin ilgi alanına giren başka konularda sıkı bir şekilde kullanılmaktadır.

Bu bölümde rüzgâr tünellerinin temel çalışma prensiplerine değinilerek, bir sınıflandırma ve karşılaştırma yapılmıştır. Son olarak rüzgâr tünelleri için çok önemli bir husus olan akım kalitesine etki eden faktörler gözden geçirilmiştir.

3.1. Rüzgâr Tünellerinin Temel Çalışma Prensibi

Rüzgar tünelleri temel olarak hızlanan havanın sabit cisim üzerinden hareket etmesi sonucu cisim ve hava arasında aerodinamik olarak ortaya çıkan değişikliklerin test edilmesi, incelenmesi ve gözlenmesine imkan veren bir test düzeneğidir.

Bir cismin hava içinde belli bir hızda hareket etmesi ile havanın aynı cisim etrafında aynı hız ile hareket etmesi aynı parametreleri veren olaylar olduğundan bu olaylardan birinin incelenmesi diğer olayla ilgili sonuçları elde etmek için yeterlidir. Hava içinde hareket eden bir cisim üzerinde deney yapmak güç olduğundan rüzgar tünelleri “Sabit bir cisim etrafında istenen şartlara sahip bir hava akımının sağlanması” temel prensibine göre çalışırlar. Bu prensip, istenen şartlara sahip hava akımının elde edilmesi şeklinde genelleştirilebilir. [60]

3.2. Rüzgâr Tünellerinin Sınıflandırılması

Günümüzde rüzgar tünelleri tasarım biçimleri ve hız limitlerine göre değişik sınıflara ayrılırlar. Tasarım biçimlerine göre kapalı ve açık çevrimli olmak üzere iki, hız limitlerine göre de sesaltı (subsonik), ses hızına geçiş (transonik), ses üstü (süpersonik) ve hipersonik olmak üzere dört tür rüzgar tüneli vardır.

Kapalı çevrimli rüzgar tünellerinde hava atmosfere verilmeden kontrollü bir şekilde tekrar geliş kısmına verilir. Aynı hava rüzgar tüneli çalıştığı müddetçe kullanılır. Açık çevrimli rüzgâr tünellerinde ise gerekli olan hava bir fan yardımıyla atmosferden temin edilir ve tekrar atmosfere verilir.

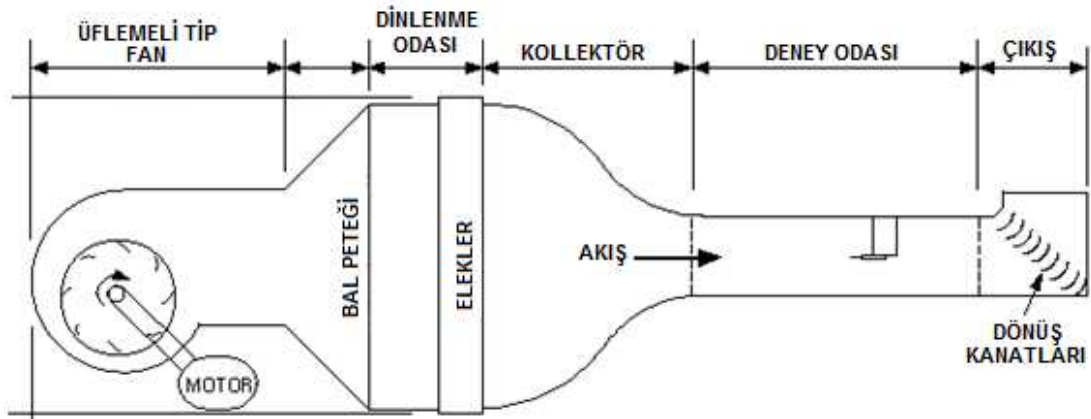
Subsonik rüzgar tünellerinde akım hızları 0.85 mach'a (M) kadar, transonik rüzgar tünellerinde akım hızları 0.85 M-1.2 M arasında, süpersonik rüzgar tünelleri 1.2 M-5 M arasındaki akım hızlarında ve hipersonik rüzgar tünelleri de 5 M-15 M arasında olan büyük hızlar için tasarlanmıştır.

3.2.1. Tasarım tipine göre rüzgar tünelleri

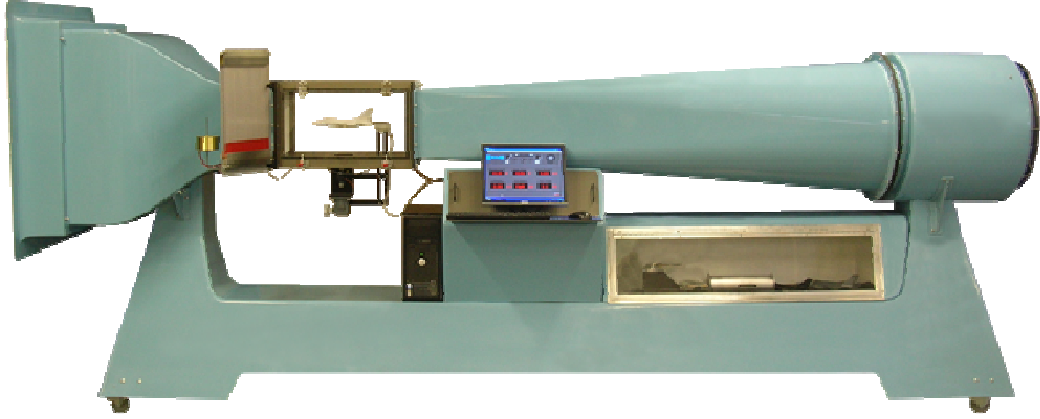
Rüzgar tünelleri tasarım tipine göre yaygın olarak açık çevrimli ve kapalı çevrimli rüzgar tünelleri olarak sınıflandırılır.

3.2.1.1. Açık çevrimli rüzgâr tünelleri

Açık çevrimli rüzgâr tünellerinde deney şartlarının olması için gerekli olan hava atmosferden temin edilir ve tekrar atmosfere verilir. Tünelin içerisinde hava akışı fan yardımıyla sağlanır. Açık çevrimli rüzgâr tünellerinde hava akışı iki şekilde gerçekleştirilir [9]. Birincisi fanın deney odasından önce yerleştirildiği üflemlerli tip (blower-type) (Şekil 3.1), ikincisi ise fanın deney odasından sonraki bir bölüme yerleştirilmiş olan emmeli tiptir (suction-type) (Şekil3.2).



Şekil 3.1: Üflemlerli tip rüzgar tüneli [61]

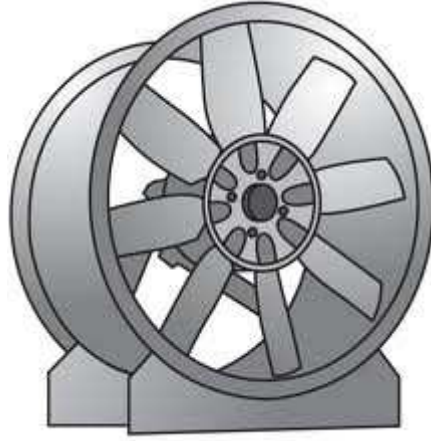


Şekil 3.2: Emmeli tip rüzgar tüneli [62]

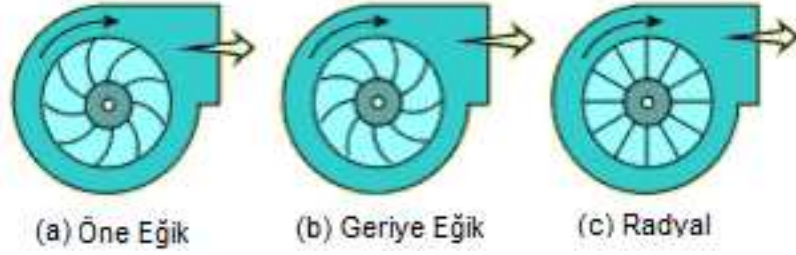
İki tünelde de atmosferden rüzgâr tüneline giren havanın hızı, kollektörün (daralma konisi) akış yönünde daralan geometrik yapısı gereği artar ve deney odasının girişinde maksimum seviyeye ulaşır. Deney odasında, akım kalitesinin iyi olabilmesi için kollektörün geometrik yapısı uygun şekilde tasarlanmalıdır.

Emmeli tip rüzgâr tünellerinde atmosferden emilen havanın kinetik enerjisini basınç enerjisine dönüştürmek amacıyla deney odasından sonra akım yönünde kesit alanı genişleyecek şekilde tasarlanan difüzöre, buradan da tünelin sonuna yerleştirilen ve devri değiştirilmek suretiyle akım hızının ayarlanmasını da sağlayan aksel fan vasıtasıyla dışarı atılmaktadır.

Atmosferden alınan havanın deney odasına üflenerek verildiği üflemeli tip (blower-type) rüzgar tünellerinde aksel fan (Şekil 3.3) yerine radyal fan (Şekil 3.4) kullanılır ve tünelin girişine monte edilir.



Şekil 3.3: Eksenel fan [63]



Şekil 3.4: Radyal fan [64]

Açık çevrimli rüzgâr tüneli dizayn edilirken deney odasının boyutu iyi belirlenmelidir. Zira tünelin boyu genel olarak deney odasının boyutunun 20 katı kadar olmaktadır. Ayrıca açık çevrimli rüzgar tünellerinde deney odalarına modelin yerleştirilmesi ve çalışanın daha rahat hareket edebilmesi mümkündür.

Açık çevrimli rüzgar tünellerinde akım kalitesini arttırmak iyi bir analiz ve çalışma gerektirir. Bu tür rüzgar tünellerinde kullanılan hava doğrudan atmosferden sağlandığı için rüzgar tünelinin konulduğu laboratuvarın mekan hacmine bağlı olarak rüzgar tünelinin deney odasından önce bir yere daha büyük ve daha geniş “elek” yerleştirilmesine ihtiyaç duyulur. Ayrıca sistemde tüketilen güç fazla, verim ise düşüktür. Atmosfere atılan akımın miktarı ve hızı ile doğru orantılı artan kinetik enerji de kayıp olarak dış ortama verilir. Bu nedenle rüzgar tünelinin yüksek performansla kullanımını gerektiren kapsamlı araştırma ve testlerde istenen bir hızı elde etmek için daha fazla enerjiye ihtiyaç duyulmaktadır.

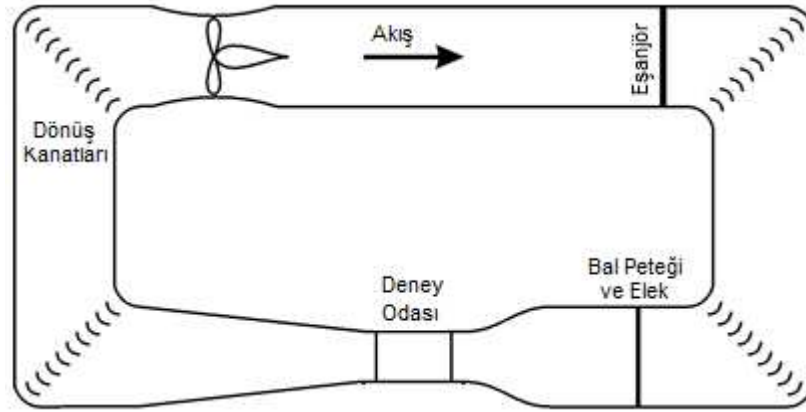
Açık çevrimli rüzgar tünellerinin yerleştirilmiş olduğu oda içindeki pozisyonu, özellikle yerden yüksekliği, hava girişinin duvardan uzaklığı ve oda içindeki çatı kolonları gibi engeller deney bölgesindeki akıma tesir ederler. Tünel içindeki akımın tatmin edici olabilmesi için tünelin bulunduğu odanın genişliği, tünel çapının en az 5-6 katı olmalıdır. [60]

3.2.1.2. Kapalı çevrimli rüzgâr tünelleri

Kapalı çevrimli rüzgâr tüneline hava tekrar atmosfere verilmez. Başka bir deyişle açık çevrimli rüzgar tünellerinde dışarıya verilen hava, kapalı çevrimli rüzgar tünellerinde başka bir kanalla kontrollü bir şekilde tekrar giriş kısmına verilir. Aynı hava rüzgâr tüneli çalıştığı müddetçe kullanılır. Bu nedenle açık çevrimli rüzgar tünellerindeki gibi atmosfere atılan havanın kinetik enerjisinden dolayı meydana gelen kayıplar söz konusu olmamakla birlikte köşelerdeki 90° lik yön değiştirmeler esnasında bir miktar kayıp olur (Şekil 3.5).

Kapalı çevrimli rüzgâr tünellerinin deney odasındaki basıncın atmosfer basıncından daha düşük olması nedeniyle, modeli taşıyan elemanların deney odasına girdiği yerlerde atmosferden tünel içerisine doğru bir hava akımı meydana gelir. Bu durumda deney odasında istenilen akım kalitesi bozulacak, modele etki eden aerodinamik kuvvetlerin doğru sonuçlarla bulunmasını güçleştirecektir.

Kapalı çevrimli rüzgar tünellerinde devrenin kapalı olması nedeniyle sisteme dışarıdan dahil edilen enerji miktarı, toplam enerjinin ancak yüzde birkaçıdır. Kapalı çevrimli rüzgar tünellerinin üstünlüğü deney odasındaki akım şartlarının daha iyi kontrol edilebilir olması ve gürültünün az olmasıdır. Buna karşılık akım şartlarını sağlayan kapalı çevrimli rüzgar tünellerinin imalatı, açık çevrimli rüzgar tünellerinin imalat masrafından %60-100 daha fazladır.



Şekil 3.5: Kapalı çevrimli rüzgar tüneli [65]

3.2.2. Hız limitine göre rüzgar tünelleri

Rüzgar tünelleri hız limitlerine göre subsonik, transonik, süpersonik ve hipersonik olmak üzere dörde ayrılır.

3.2.2.1. Ses altı rüzgâr tünelleri (subsonic)

Ses altı rüzgâr tünelleri, ses hızından düşük hızlardaki çok düşük mach numaralarına (M) sahip uygulamalarda kullanılırlar. Maksimum 0.85 M hıza sahip olan tüneller, açık ve kapalı devre türlerinde olabilmektedir. Hava hareketi, dinamik basıncı artıran bir aksenal fan sistemi ile sağlanır.

3.2.2.2. Ses hızına geçiş rüzgâr tünelleri (transonic)

Bu rüzgâr tünellerinde, ses hızına yakın hızlara ulaşılabilmektedir. Bu tüneller için mach numaraları $0.85 < M < 1.2$ aralığındadır. En yüksek hıza ise modelin yer aldığı test bölümünde ulaşılır. Çalışma prensibi ses altı rüzgâr tünelleri ile benzerdir. Tünel duvarlarından yansıyan şok dalgaları bu tünellerde karşılaşılan bir sorundur.

3.2.2.3. Ses üstü rüzgâr tünelleri (supersonic)

Bu tünellerde, tünelin özel geometrisi sayesinde $1.2 < M < 5$ aralığında ses hızından çok yüksek hızlara ulaşılmaktadır. Yüksek basınç oranları vardır. Sıvılaşmayı engellemek için bir ön ısıtma ünitesinden faydalanılır. Güç gereksinimleri oldukça yüksektir. Bu gereksinimin karşılanması için yüksek basınç tanklarında depolanmış enerjiden faydalanılır. Bunlar dışında, yeterli kuru havanın sağlanması ve duvarların parazit etkisi karşılaşılan sorunlardandır.

3.2.2.4. Hipersonik rüzgar tünelleri (hypersonic)

Süpersonik rüzgâr tünellerine benzer yapıdadırlar. $5 < M < 15$ aralığında çok yüksek basınç ve sıcaklık oranlarında çalışırlar. Başlangıçtaki basınç oranı çok yüksektir ve bu oranlar şok tüpleri ile elde edilir. Akış sırasında sıcaklık hızlı bir şekilde azalmasından dolayı havanın sıvılaşması söz konusu olabileceğinden ön ısıtmaya ihtiyaç duyulur.

3.3. Rüzgar Tünellerinde Akım Kalitesi ve Akım Kalitesini Etkileyen Faktörler

Rüzgâr tünellerinde yapılan deneylerin başarılı olması, atmosfer içerisinde bir cisim etrafında meydana gelen aerodinamik kuvvetlerin rüzgar tüneli deney odası içerisinde benzer bir model etrafında oluşturulmasıyla mümkündür. Bu ise deney odasında, gerçek akım koşullarına yaklaşımla elde edilir. Aksi halde deneyle incelenen olay gerçek olayın benzeri olamayacağı gibi deney sırasında yapılan ölçmelerden elde edilen sonuçlar da gerçek cisim üzerinde güvenle kullanılamaz. Bu nedenle tasarlanan herhangi bir rüzgar tüneline gerçek şartlara yakın özelliklerde bir akım oluşturmak için akım kalitesini etkileyen faktörleri incelemekte yarar vardır [5].

Deney odasındaki akımın kalitesi genel olarak deney odasında akımın üniform ve paralel olması ayrıca akımdaki çalkantı ve türbülans seviyesinin düşük olmasıyla sağlanır. Çok hassas bir rüzgar tüneline deney odasında modelin olmadığı şartlarda üniform akımdaki sapma hızı, ortalama hızın %0.1 'i mertebesinde, paralellikten olan sapmaların 0.25 derecenin altında ve türbülans seviyesinin de %0.1 'in altında olması

istenir. Akımın üniformluğuna sadece deney odasının dik kesiti içerisinde bakılmaz. Ayrıca deney odası eksenini boyunca da bir basınç gradyanı oluşması istenmez.

Ancak her zaman yukarıdaki değerleri elde etmek mümkün olmayabilir. Bu takdirde rüzgar tüneli az hassas veya hassas olmayan şekilde sınıflandırılır. Akım kalitesinin iyi olmadığı bazı hallerde bunun deney sonuçları üzerindeki olumsuz etkileri bir takım düzeltme yöntemleriyle giderilmeye çalışılır. Örneğin akımda paralellikten 0.25 dereceye kadar olan sapmalar için herhangi bir düzeltmeye ihtiyaç duyulmaz iken 1 dereceden daha fazla sapma varsa bir düzeltme ihtiyacı ortaya çıkar.

Akım türbülansının yeterince düşük olmaması halinde deneysel olarak incelenen cisim üzerindeki sınır tabakanın gerçek olaydakinden farklı gelişeceği beklenir. Akımın üniform olmaması halinde hız farklılıklarının kayma gerilmelerine ve viskoziteye neden olacağı ve bunun da model etrafındaki akım alanını değiştireceği söylenebilir. Akımın paralel olmaması halinde ise cismin maruz kaldığı akım açısı (hücum açısı gibi) gerçek olaydakinden farklı olacağından model etrafındaki akım gerçek olaydakinden daha farklı gelişecektir.

Deney odasındaki akım özellikleri genel olarak rüzgâr tünelinin geometrik yapısının sonucudur. Bununla birlikte rüzgâr tüneline herhangi bir model var ise, bu modelin bile akım kalitesi üzerinde olumsuz bir etkisi beklenebilir.

Deney odasındaki akımın üniformluğunu en fazla etkileyen bölümlerden biri kollektördür. Kollektör geometrisinin uygun olmaması halinde akımın üniform ve paralelliği temin edilemez. Kollektörün akım türbülansının azaltılması konusunda önemli bir etkisi olduğu ileriki bölümlerde ayrıntılı olarak belirtilecektir. Akım kalitesi üzerinde deney odasından önce yer alan dinlenme odasında, bal peteği, elek gibi elemanların etkisinin yanında, özellikle kapalı devreli tünellerinde kanalın ileriki kısımlarında yer alan köşeler, köşe düzeltici levhaları, difüzörler, pervane gibi bütün elemanların ve açık çevrimli rüzgar tünellerinde hava giriş alığının bir etkisi vardır. Bunun yanında bazı hallerde deney odasından sonraki elemanların geometrilerinin de akım kalitesi üzerinde bir etkisi olabilir. Örneğin difüzördeki bir akım ayrılması veya emici tip fanındaki bir düzensizlik, dolaylı olarak akım kalitesine etki edebilir.

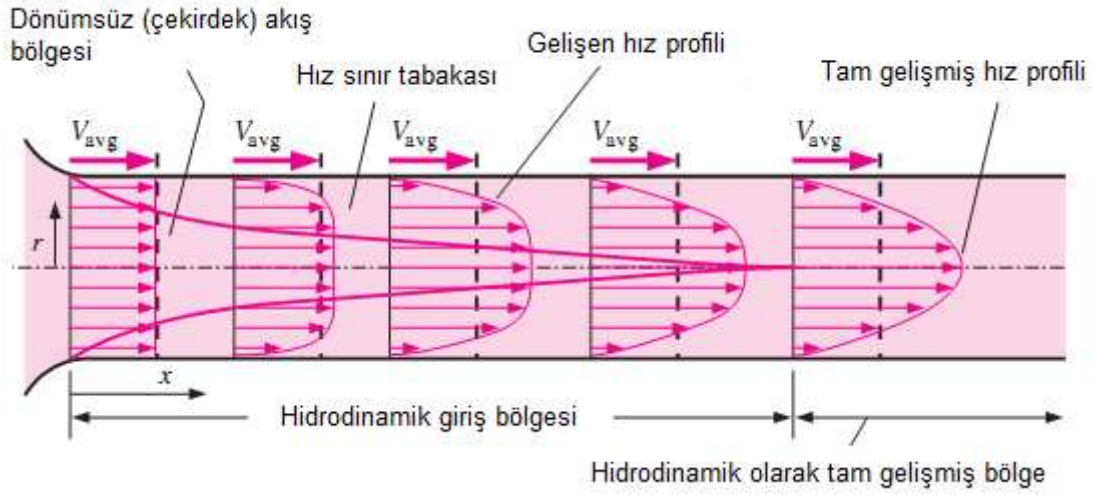
Deney esnasında modelin deney odasında sabit tutulması amacıyla kullanılan tertibatlar da akım kalitesine doğrudan etki etmektedir. Modeli tutan bu elemanlar model kuvvetine, ilave kuvvetler doğurarak aerodinamik kuvvetlerin ölçüm sonuçlarına etki edebildikleri gibi bunların üzerinde oluşabilecek akım ayrılmaları hem model etrafındaki akım kalitesinde olumsuz yönde değişiklikler meydana getirebilir hem de kapalı çevrimli bir tünelde deney odası girişindeki akım kalitesini etkileyebilir [1].

Rüzgâr tünellerini oluşturan elemanların yüzeylerinde oluşan sınır tabaka gelişimi ve özellikle meydana gelebilecek akım ayrılmaları da akım kalitesini etkileyen önemli parametrelerden birisidir.

3.4. Akıştaki Sınır Tabaka Oluşumu

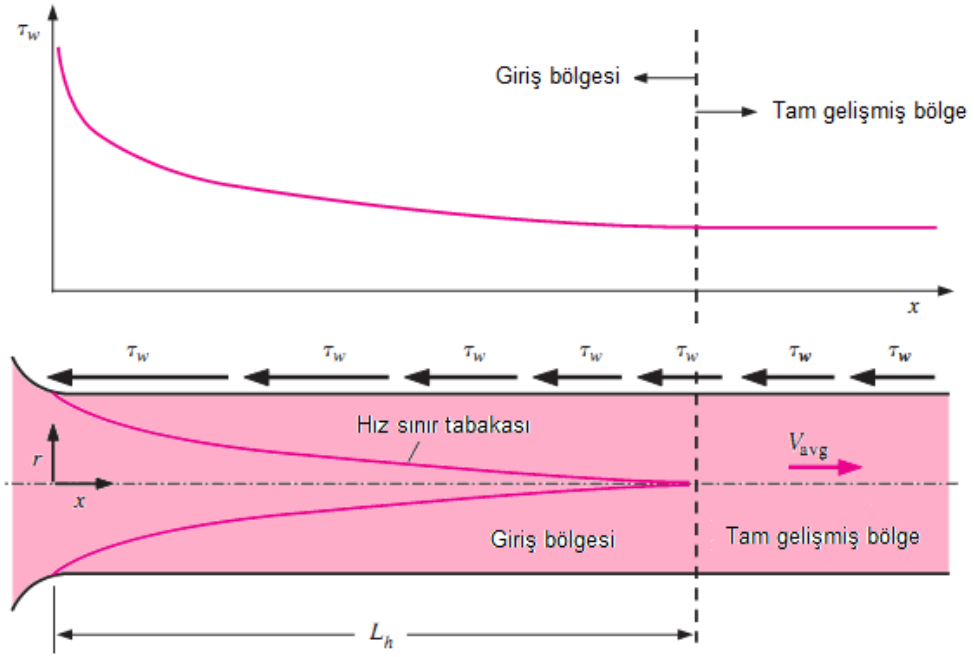
Şekil 3.6 da görüldüğü gibi dairesel bir boruya üniform hızla giren akışkanı göz önüne aldığımızda, çeperde kaymama koşulundan dolayı boru yüzeyi ile temasta olan tabakadaki akışkan parçacıkları tamamen durur. Bu tabaka ayrıca sürtünmeden dolayı bitişik tabakadaki akışkan parçacıklarının azar azar yavaşlamasına yol açar. Bu hız düşmesini telafi etmek için, boru içindeki kütleli debiyi sabit tutmak amacıyla borunun orta kısmındaki akışkanın hızı artmalıdır. Tüm bunların sonucunda boru boyunca bir hız gradyeni gelişir.

Akışkanın viskozitesinin neden olduğu viskoz kayma kuvvetlerinin etkisinin hissedildiği akış bölgesine hız sınır tabakası veya sadece sınır tabaka denir. Var olduğu düşünülen hayali sınır yüzeyi borudaki akışı iki bölgeye ayırır: Viskoz etkilerin ve hız değişimlerinin önemli olduğu sınır tabaka bölgesi ve sürtünme kuvvetlerinin ihmal edilebilir olduğu ve radyal yönde hızın sabit kaldığı dönümsüz (çekirdek) akış bölgesi.



Şekil 3.6: Boruda hız sınır tabakanın gelişimi [66]

Borunun merkezine ulaşıncaya kadar bu sınır tabakanın kalınlığı akış yönünde artar ve şekil 3.6'da gösterildiği gibi borunun tamamına kaplar. Borunun girişinden sınır tabakanın merkez çizgisi ile birleştiği yere kadar olan bölgeye hidrodinamik giriş bölgesi denir ve bu bölgenin uzunluğuna hidrodinamik giriş uzunluğu L_h denir. Giriş bölgesindeki akışa hidrodinamik olarak gelişen akış denir. Çünkü bu bölge hız profilinin geliştiği yerdir. Giriş bölgesinin uzağında olup hız profilinin tam olarak geliştiği ve değişmeden kaldığı bölgeye ise hidrodinamik olarak tam gelişmiş bölge denir. Boyutsuzlaştırılmış sıcaklık dağılımının profili de değişmeden kalıyorsa, bu durumda akış tam gelişmiş olarak nitelendirilir. Borudaki akışkanın ısıtılmadığı veya soğutulmadığı durumlarda hidrodinamik olarak gelişmiş akış, tam gelişmiş akışa denktir. Çünkü bu durumda akışkanın sıcaklığı baştan sona sabit kalacaktır. Laminer akışta tam gelişmiş bölgede hız profili paraboliktir.



Şekil 3.7: Boru akışında çeper kayma gerilmesinin akış yönünde giriş bölgesinden tam gelişmiş bölgeye kadar değişimi [66]

Türbülanslı akışta ise girdap hareketinden ve radyal yöndeki daha güçlü karışmalardan dolayı hız profili biraz daha yassıdır (veya daha doludur). Akış tam gelişmiş olduğunda, zaman-ortalamalı hız profili değişmeden kalır ve bu durumda hidrolik olarak tam gelişmiş:

$$\frac{\partial u(r, x)}{\partial x} = 0 \rightarrow u = u(r) \quad (3.1)$$

olur. Boru çeperindeki kayma gerilmesi τ_w yüzeydeki hız profilinin eğimi ile ilgilidir. Hidrodinamik olarak tam gelişmiş bölgede, hız profili değişmeden kaldığı gibi çeper kayma gerilmesi de sabit kalır.

Borunun hidrodinamik giriş bölgesindeki akışı dikkate aldığımızda, sınır tabaka kalınlığının en az olduğu boru girişinde çeper kayma gerilmesi en yüksek değerdedir ve şekil 3.7'de gösterildiği gibi tam gelişmiş değere doğru yavaşça düşer. Bu nedenle borunun girişinde basınç düşüşü daha fazladır ve giriş bölgesinin etkisi, borunun

tamamı için olan ortalama sürtünme faktörünü daima arttırma yönündedir. Bu artış kısa borular için önemli olmakla birlikte uzun borular için ihmal edilebilir.

Hidrodinamik giriş uzunluğu, çoğunlukla çeper kayma gerilmesinin (ve dolayısıyla sürtünme faktörünün) tam gelişmiş haldeki kayma gerilmesi değerine yüzde 2 dolaylarında yaklaştığı uzaklık olarak alınır. Laminer akışta hidrodinamik giriş uzunluğu yaklaşık olarak,

$$L_{h,laminer} \cong 0.05 Re_D \quad (3.2)$$

ile verilir. $Re = 20$ için hidrodinamik giriş uzunluğu çapın büyüklüğü kadardır, fakat hız ile birlikte doğrusal olarak artar. $Re = 2300$ laminer akış sınır değerinde ise hidrodinamik giriş uzunluğu $115D$ 'dir.

Türbülanslı akışta oluşan rastgele çalkantılar sırasındaki yoğun karışma, çoğunlukla moleküler difüzyonu etkisini gölgeler. Türbülanslı akış için hidrodinamik giriş uzunluğu yaklaşık olarak,

$$L_{h,türbülans} \cong 0.05D Re_D^{1/4} \quad (3.3)$$

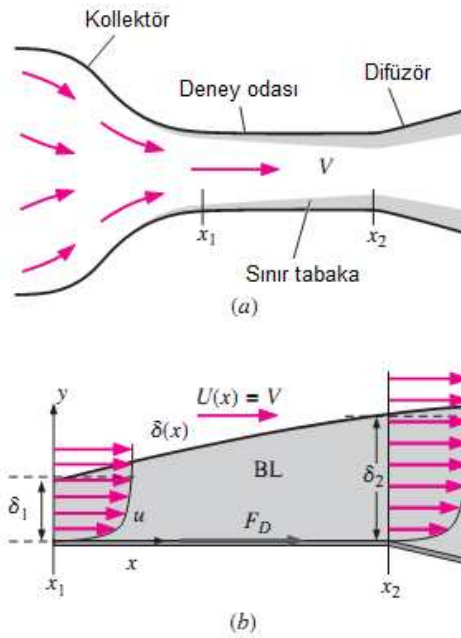
alınabilir. Beklendiği gibi türbülanslı giriş uzunluğu çok daha kısadır ve Reynolds sayısına bağımlılığı daha zayıftır. Uygulamada karşılaşılan çoğu boru akışında, boru çapının 10 katı bir uzunluktan sonra giriş etkileri önemsiz hale gelir ve hidrodinamik giriş uzunluğu yaklaşık olarak,

$$L_{h,türbülans} \approx 10D \quad (3.4)$$

alınabilir. Giriş bölgelerindeki sürtünmeden kaynaklanan yük kayıplarını hesaplamak için kullanılan kesin ilişkiler bilimsel kaynaklarda bulunabilir. Fakat uygulamada kullanılan borular, çoğunlukla giriş bölgesinden bir kaç kat daha uzundur ve bundan dolayı boru akışları, boru boyunca tam gelişmiş olarak kabul edilir. Bu basitleştirici yaklaşım uzun borular için uygun sonuçlar verirken, kısa borular için çeper kayma

gerilmesini ve dolayısıyla sürtünme faktörünü olması gerekenin altında verdiğiinden sağlıklı değildir [66].

Şekil 3.8’de görüldüğü gibi deney odası duvarları üzerinde oluşan sınır tabaka ise, deney odası boyunca bir miktar kalınlaşır. Bunun sonucu olarak deney odası boyunca akım hızında bir miktar artış ve statik basınçta da bir miktar azalma meydana gelir, yani üniform-paralel akım şartları bozulur. Bu sorunu giderme yollarından birisi deney odası kesit alanı, akım yönünde oluşan sınır tabaka kalınlığındaki artışın etkisini telafi edecek miktarda arttırmaktır [7, 8, 67].

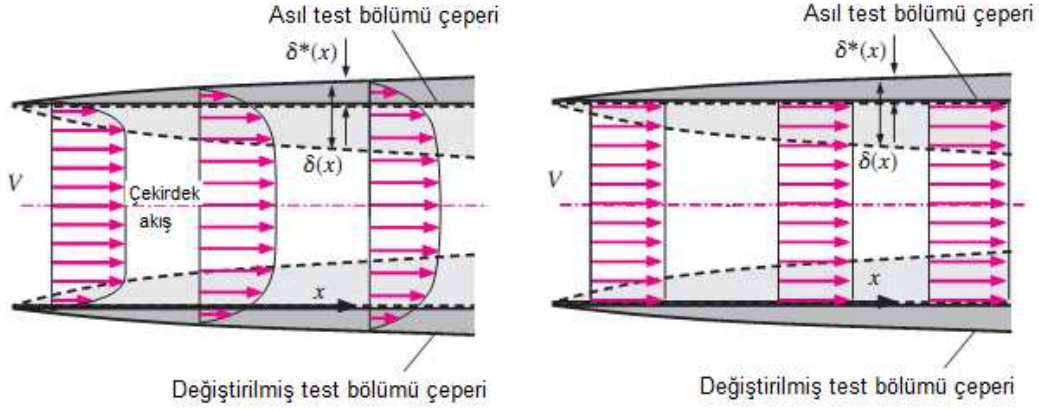


Şekil 3.8: Rüzgar tüneli çeperi boyunca gelişen sınır tabaka [66]

Deney odası duvarlarına uygulanacak genişleme açısının, 10^7 - 10^8 gibi büyük Reynolds sayıları için 0.1-0.25 derece arasında, 10^5 - 10^6 gibi küçük Reynolds sayılarında ise açı 0.25-0.5 derece arasında olacağını tablo 3.1 değerlerinden hareketle hesaplayarak görmek mümkündür [5,9].

Deney odası duvarlarında oluşan sınır tabakanın kalınlaşmasının etkisini gidermenin bir başka yolu da deney odasının köşelerine köşebentler yerleştirilmesidir [7,8]. Üçgen şeklindeki bu köşebentler aynı zamanda deney odası boyunca köşe içlerindeki akım bozulmalarını da azaltır.

İdeal bir rüzgar tüneline deney odasındaki akımın düşük türbülanslı, hız dağılımının üniform ve akım çizgilerinin tünel eksenine paralel olması beklenir (Şekil 3.9). Fakat akım çizgilerinin tam paralel olmasını sağlamak çok zor olduğu için $\pm 0.25^\circ$ ye kadar olan sapmalar ihmal edilebilir [5].



Şekil 3.9: İraksak bir test bölümü sınır tabaka yer değiştirme [66]

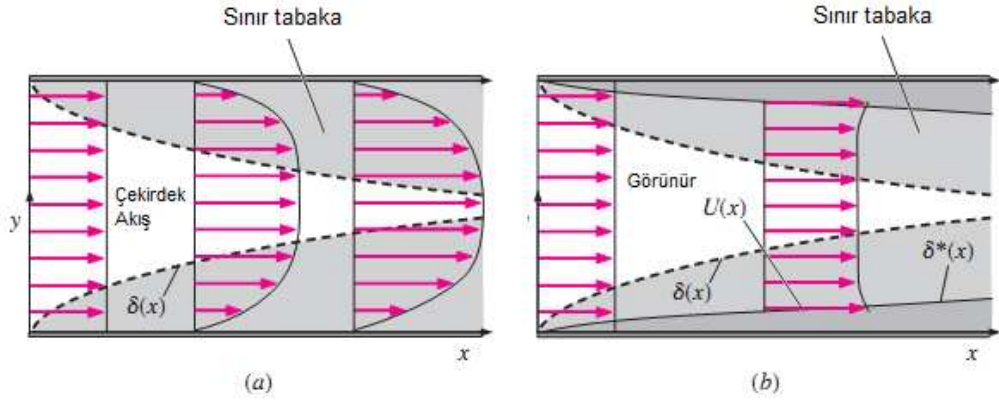
Deney odası duvarları üzerindeki sınır tabaka yerdeğiştirme kalınlığı (δ^*), şekil parametresi (H), momentum kalınlığı (θ) ve deplasman mesafesi (x) olmak üzere

$$\frac{\delta^*}{x} = H \cdot \frac{\theta}{x} \quad (3.5a)$$

$$H = \frac{\delta^*}{\theta} \quad (3.5b)$$

şeklinde ifade edilir.

Sınır tabaka kalınlığı aşağıya doğru büyüdükçe, kütle korunumunu sağlamak üzere sınır tabaka içerisindeki ve dışındaki akım çizgilerinin çeperden dışa doğru saptırılması gerekir. Bunun nedeni, y -hız bileşeni v 'nin küçük ancak sonlu ve pozitif bir değer almasıdır. Sınır tabaka, dışındaki dış akış akım çizgilerindeki bu sapmadan etkilenir. Yerdeğiştirme kalınlığı δ^* , Şekil 3.10'da çizildiği gibi sınır tabakanın tam dışındaki bir akım çizgisinin sapma mesafesi olarak tanımlanır.



Şekil 3.10: Sınır tabaka büyümesinin iki boyutlu bir kanala giren akış üzerindeki etkisi [66]
 Kütle korunumunu kullanarak bir kontrol hacmi analizi yapmak suretiyle düz bir plaka üzerindeki sınır tabakaya ait δ^* için bir bağıntı elde edilebilir. Plaka boyunca herhangi bir x-konumu için yerdeğiştirme kalınlığı,

$$\delta^* = \int_0^{\infty} \left(1 - \frac{u}{U}\right) dy \quad (3.6)$$

ifade edilir. Denklem 3.6'daki integralin üst sınırı ∞ olarak gösterilmiştir, ancak sınır tabaka üstünde her yerde $u=U$ olduğundan, sadece δ 'nin üzerinde sonlu bir mesafeye integrale etmek gerekir. Sınır tabaka büyüdükçe δ^* 'ın x ile büyüyeceği açıktır. Laminer düz plaka için sayısal (Blasius) çözüm integre edilirse laminer düz plakada yerdeğiştirme kalınlığı,

$$\frac{\delta^*}{x} = \frac{1.72}{\sqrt{\text{Re}_x}} \quad (3.7)$$

elde edilir. δ^* için verilen denklem ile δ için verilen denklem aynıdır, sadece bu denklemdeki sabit farklıdır. Gerçekten de düz bir plaka üzerindeki laminer akış için herhangi bir x-konumundaki δ^* 'ın, aynı konumdaki δ 'ın yaklaşık olarak üçte biri olduğu görülür.

Laminer düz plaka için sınır tabaka kalınlığının sayısal (Blasius) çözümü,

$$\frac{\delta}{x} = \frac{4.91}{\sqrt{\text{Re}_x}} \quad (3.8)$$

elde edilir.

Pratik mühendislik uygulamalarında yerdeğiştirme kalınlığının daha faydalı olduğunu gösterecek şekilde δ^* 'ın fiziksel anlamını açıklamanın alternatif bir yolu daha vardır. Şöyle ki, viskoz olmayan ve/veya dönümsüz dış akış bölgesi açısından yerdeğiştirme kalınlığı, çeper kalınlığındaki hayali veya görünür bir artış olarak düşünülebilir.

Üst ve alt çeperde sınır tabakalar büyüdükçe, dönümsüz çekirdek akışı kütlelin korunumunu sağlamak üzere ivmelenmelidir. Çekirdek akışı açısından sınır tabakalar kanal çeperlerinin yakınsamasına, yani x arttıkça çeperler arasındaki görünür mesafenin azalmasına neden olur. Çeperlerden birinin kalınlığındaki hayali artış $\delta^*(x)$ 'e eşittir ve çekirdeğin görünür $U(x)$ hızı kütlelin korunumunu sağlamak için şekil 3.10 da çizildiği gibi artmalıdır.

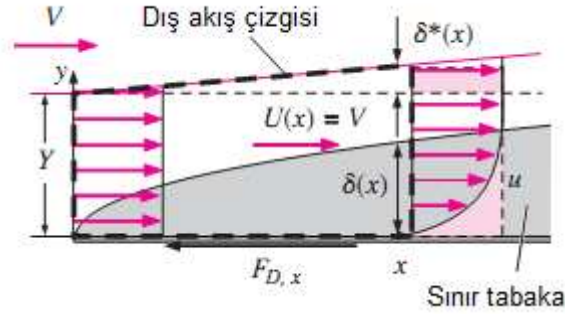
Sınır tabaka kalınlığının bir diğer ölçüsü momentum kalınlığı olup genellikle θ sembolü ile verilir. Momentum kalınlığını izah etmenin en iyi yolu, şekil 3.11'de verilen bir düz plaka sınır tabakasına ait kontrol hacmini analiz etmektir. Kontrol hacminin altı, plakanın kendisi olduğundan buradan ne kütle ne momentum geçebilir. Kontrol hacminin üstü ise dış akışa ait bir akım çizgisi olarak alınmıştır. Bir akım çizgisinden enleme akış geçemeyeceği için, kontrol hacminin üst yüzeyinden geçen kütle ve momentum akısı yoktur. Kütlelin korunumunu bu kontrol hacmine uyarladığımızda, kontrol hacmine soldan ($x=0$) giren kütleli debinin, kontrol hacmini sağ taraftan (plaka üzerinde herhangi bir x konumunda) terk eden kütleli debiye eşit olması gerektiği görülüyor:

$$0 = \int_{KY} \rho \vec{V} \cdot \vec{n} dA = \underbrace{w \rho \int_0^{Y+\delta^*} u dy}_{x \text{ konumunda}} - \underbrace{w \rho \int_0^Y U dy}_{x=0' \text{ da}} \quad (3.9)$$

Bu ifade de w , şekil 3.11’de sayfa içine doğru olan genişlik olup birim genişlik olarak ifade edilir. Y ise $x=0$ ’da plakadan dışakım çizgisine olan mesafedir. Kontrol hacminin sol yüzü boyunca her yerde $u=U$ ve sağ yüzü boyunca da $y=Y+\delta^*$ arasında $u=U$ olduğundan denklem 3.9,

$$\int_0^Y (U - u) dy = U \delta^* \quad (3.10)$$

haline gelir. Fiziksel olarak, sınır tabaka içerisindeki kütleli debi eksilmesinin yerini δ^* kalınlığında bir serbest akım akış parçası alır.



Şekil 3.11: Sınırlanmış kontrol hacmi ve kontrol hacmine etkiyen viskoz plaka kuvveti [66]

Şimdi kontrol hacmi momentum denkleminin x bileşenini dikkate aldığımızda, üst ve alt kontrol yüzeylerinden momentum geçişi olmadığından, kontrol hacmine etki eden net kuvvet kontrol hacmini terk eden momentum akısı ile kontrol hacmine giren momentum akısı arasındaki farka eşit olur:

$$\sum F_x = -F_{D,x} = \int_{KY} \rho u \vec{V} \cdot \vec{n} dA = \underbrace{w \rho \int_0^{Y+\delta^*} u^2 dy}_{x \text{ konumunda}} - \underbrace{w \rho \int_0^Y U^2 dy}_{x=0' \text{ da}} \quad (3.11)$$

Bu ifade de $F_{D,x}$, $x=0$ ile x konumu arasında plaka üzerindeki sürtünmeden kaynaklanan direnç kuvvetidir. Denklem 3.10'nu denklem 3.11'de yerine yazıp bazı cebirsel işlemlerden sonra,

$$F_{D,x} = w\rho \int_0^y u(U-u) dy \quad (3.12)$$

halini alır. Son olarak momentum kalınlığı θ 'yü; birim plaka genişliği için plaka üzerindeki viskoz direnç kuvveti ile $\rho U^2 \theta$ çarpımı birbirine eşit olacak şekilde, yani,

$$\frac{F_{D,x}}{w} = \rho \int_0^y u(U-u) dy \equiv \rho U^2 \theta \quad (3.13)$$

olarak tanımlanır. Diğer bir ifadeyle, momentum kalınlığı, büyüyen sınır tabakanın varlığından ötürü birim genişlik başına oluşan momentum kaybının ρU^2 'ye oranı olarak tanımlanır. Bu durumda momentum kalınlığı,

$$\theta = \int_0^\infty \frac{u}{U} \left(1 - \frac{u}{U}\right) dy \quad (3.14)$$

olarak ifade edilir.

Laminer düz plaka sınır tabakasına ait Blasius çözümü göz önüne alınıp 3.14 denklemindeki laminer düz plaka için momentum kalınlığı, sayısal olarak integre edilirse,

$$\frac{\theta}{x} = \frac{0.664}{\sqrt{\text{Re}_x}} \quad (3.15)$$

sonucu bulunur.

Bu bağıntılarda geçen hız dağılımı, pürüzsüz yüzeyler boyunca türbülanslı sınır tabaka,

$$\frac{u}{U} = 1 - 4.15c_f \log_{10} \frac{\delta}{y} \quad (3.16)$$

logaritmik bağıntı yardımıyla hesaplanabilir [68]. Pürüzsüz borulardaki türbülanslı akışa ait sınır tabaka kalınlığı, yerdeğiştirme kalınlığı ve momentum kalınlığının Blasius çözümüne göre integre edilirse,

$$\frac{\delta}{x} \cong \frac{0.38}{(\text{Re}_x)^{1/5}} \quad (3.17)$$

$$\frac{\delta^*}{x} \cong \frac{0.048}{(\text{Re}_x)^{1/5}} \quad (3.18)$$

$$\frac{\theta}{x} \cong \frac{0.037}{(\text{Re}_x)^{1/5}} \quad (3.19)$$

sonuçları bulunur [66].

Sınır tabaka genişleme oranı (C_f) ise düz levha sınır tabakası için bilinen,

$$C_f = 2 \frac{\theta}{x} \quad (3.20)$$

bağıntısından elde edilebilir. (3.16) ve (3.20) bağıntılarında geçen c_f ve C_f büyüklükleri çeşitli Reynolds sayıları için tablo 3.1' de sunulmuştur.

Tablo 3.1: Deney odasındaki sınır tabaka yerdeğiştirme kalınlığı değişimi [1]

Re	c_f	C_f	δ^* / x
2×10^5	0.0048	0.00614	0.00405
3×10^5	0.00444	0.00562	0.00366
4×10^5	0.00419	0.00529	0.00342
5×10^5	0.00402	0.00506	0.00325
7×10^5	0.00379	0.00473	0.002
10×10^5	0.00357	0.00441	0.00278
1.5×10^6	0.00332	0.00408	0.00255
2×10^6	0.00317	0.00387	0.0024
3×10^6	0.00296	0.0036	0.00222
4×10^6	0.00283	0.00342	0.00209
5×10^6	0.00274	0.0033	0.00201
7×10^6	0.0026	0.00311	0.00188
10×10^6	0.00245	0.00293	0.00176
2×10^7	0.00222	0.00263	0.00157
3×10^7	0.00211	0.00247	0.00146
4×10^7	0.00205	0.00237	0.0014
5×10^7	0.00196	0.00229	0.00135
7×10^7	0.00187	0.00218	0.00128
10×10^7	0.00179	0.00207	0.00121
2×10^8	0.00163	0.00189	0.00109
3×10^8	0.00151	0.00179	0.00103
5×10^8	0.00145	0.00167	0.00096
10×10^8	0.00135	0.00155	0.00088
2×10^9	0.00125	0.00141	0.00079
5×10^9	0.00113	0.00127	0.00071
10×10^9	0.00105	0.00118	0.00065

3.5. Akıftaki Türbülans Seviyesinin Belirlenmesi

Türbülanslı akış, akışkanın herhangi bir noktasındaki hızının, zamana göre hem doğrultu hem de büyüklük bakımından değişiklik gösterebildiği düzensiz akış biçimidir. Türbülanslı akışta, akışkanın momentumundaki ani değişimler akışkan içinde girdapların oluşmasına neden olur. Akışın laminardan türbülansa geçiş, geometri, yüzey pürüzlülüğü, akışkan türü ve daha birçok parametreye bağlıdır. Osborne Reynolds, 1880'li yıllarda yaptığı deneylerden, akışkandaki atalet kuvvetlerinin viskoz kuvvetlere oranına bağlı olduğunu göstermiş olup bu oran Reynolds sayısı (Re) olarak adlandırılır [66]. Burada, akış hızı (V), geometrinin karakteristik uzunluğu (L), akışkanın kinematik viskozitesi (ν), mutlak viskozite (μ) ve akışkanın yoğunluğu (ρ) olmak üzere Re,

$$Re = \frac{V.L}{\nu} = \frac{\rho.V.L}{\mu} \quad (3.21)$$

biçiminde ifade edilir. Akıftaki türbülans seviyesini tayin eden kriter Reynolds sayısıdır (Re_{kr}). Normal şartlarda rüzgar tüneli içerisinde hareket eden bir hava için kritik Re sayısı yaklaşık olarak 10^5 civarındadır. Bu değer altındaki Re sayılarında akışın laminar, bu değer üstündeki sayılarda da akışın türbülanslı olduğu kabul edilir.

Rüzgar tünellerinde genellikle kritik Re sayısının üzerinde çalışılır (Yaklaşık 1.0×10^6 - 2.5×10^6 değerleri arasındadır). Bu da gösteriyor ki bütün rüzgâr tünellerinde akış türbülanslıdır. Bu nedenle akışkan hareketine bağlı olarak türbülans derecesinin tespit edilmesi olayların daha iyi anlaşılması açısından önemlidir.

Bir akımdaki türbülans miktarı, türbülans şiddetiyle (ϵ) belirlenir. Hızdaki sapma miktarı ($\overline{u'}$), akım hızı (V), ortalama akım hızı (V_{ort}) ve hızda meydana gelen en büyük salınım için geçen süre (t) olmak üzere türbülans şiddeti,

$$\varepsilon = \frac{\sqrt{\bar{u}'^2}}{V_{ort}} \quad (3.22)$$

$$\bar{u}' = \sqrt{\frac{1}{t} \int_0^t V^2 dt} \quad (3.23)$$

şeklinde gösterilmiştir [5]. Rüzgar tünellerinde genellikle ortalama hızı ölçen aletler kullanıldığı için türbülans düzeyi test sonuçlarının analizi yapılırken hesaba katılır.

3.6. Rüzgâr Tünellerinin Genel Tasarım Esasları

Rüzgâr tünellerinin tasarım kriterleri rüzgâr tüneli tipine göre önemli bir farklılık göstermez. Çünkü her türlü rüzgâr tüneline ortak olan birçok kısım bulunmakta olup bu kısımların çalışma prensipleri ve hesaplama yöntemleri aynıdır. Bu nedenle bu bölümde öncelikli olarak rüzgâr tünelleri elemanlarının tasarımına ait genel bilgiler verilecektir.

Bir rüzgar tüneli tasarımında öncelikle ne tür deneyler ve ölçümler yapılacağı, bu deneyler için genel olarak gerekecek hız rejimi belirlendikten sonra tünel tipine karar verilmelidir. Son adımı ise tünel içinde meydana gelecek kayıpların hesabı ve bu kayıpları karşılayacak fanın seçimidir. Bu tespitler yapılırken göz önünde tutulması gereken birçok faktör vardır. Ama genel olarak tünelin verimi ve maliyeti üzerinde durulur. Bu iki faktör arasında uygun bir yaklaşım yapılır [9].

Rüzgâr tünellerinde çok çeşitli tiplerde ve çok farklı amaçlar için deneyler yapılabilmektedir. Bunları aşağıdaki gibi sıralayabiliriz [5].

- Bir hava aracı veya komponenti üzerine, uçuş sırasında etkiyen aerodinamik kuvvetlerin incelenmesi.
- Laminer, türbülanslı, geçişsel sınır tabakalar, iz, jet, sesaltı akım, ses civarında akım, sesüstü akım, hipersonik akım vb. gibi farklı karakterdeki hava akımlarının incelenmesi

- Türbin, kompresör, fan, kanat, pervane, rüzgâr türbini, binalar, kara ve deniz taşıtları gibi hava akımına maruz kalan her türlü araç ve bunların komponentleri ile ilgili deneyler.
- Aerodinamik kuvvetlerin yapı üzerinde oluşturduğu şekil değişimleri, yani aeroelastik olayların incelenmesi.

Bu kadar farklı tipteki deneylerin tek bir rüzgâr tüneline yapılması ve bu deneyler için gereken bütün deney ekipmanlarının bir tünele yerleştirilmesi oldukça zordur. Bu nedenle değişik amaçlar için farklı tünellerin tasarlanması zorunludur.

Rüzgâr tünelleri hava alığı, dinlenme odası, kollektör, deney odası, fan ve difüzör kısımlarından oluşmaktadır. Bu kısımlar deney odası için gerekli olan şartlandırılmış havanın elde edilmesini sağlamak içindir.

3.6.1. Deney odası tasarımı

Deney odası, içerisine modelin konulduğu, ölçümlerin yapıldığı, model etrafında meydana gelen aerodinamik olayların gözlemlendiği/incelendiği bölüm olup rüzgâr tüneline tasarımında büyük bir öneme sahiptir. Deney odası, rüzgâr tüneline karakteristik özelliklerini belirleyen bölüm olduğundan, rüzgâr tüneline dizaynı deney odasıyla başlar. Tünelin diğer bölümleri, deney odasında olması istenen akım şartlarını sağlayacak şekilde tasarlanır.

Deney odasının ebatları akım hızı ve gerekli enerji belirlenirken, rüzgâr tüneline yapılması planlanan deney, araştırma ile maliyet ve rüzgâr tüneline yerleştirileceği mekan da dikkate alınır. Maliyet ve tüneline çalışabilmesi için gerekli enerji, deney odasının kesit alanına doğrudan bağlı olduğu için önceden tahmin edilebilir [9].

Rüzgâr tüneline, tüneline kullanılan fanın gücü (P), havanın yoğunluğunu (ρ), deney odasının kesit alanını (A_d) ve deney odasındaki hızı (V_d) olmak üzere elde edilen güç,

$$P = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot A_d \cdot V_d^3 \quad (3.24)$$

şeklinde belirtilmektedir.

Gerekli enerji ve maliyet, deney odasının kesit alanıyla bağlantılı olduğundan deney odası şeklinin enerji kayıpları üzerinde önemli bir etkisi yoktur. Bu nedenle kesit şeklinin seçiminde daha ziyade akım kalitesi ve kullanım kolaylığı ön plana çıkar.

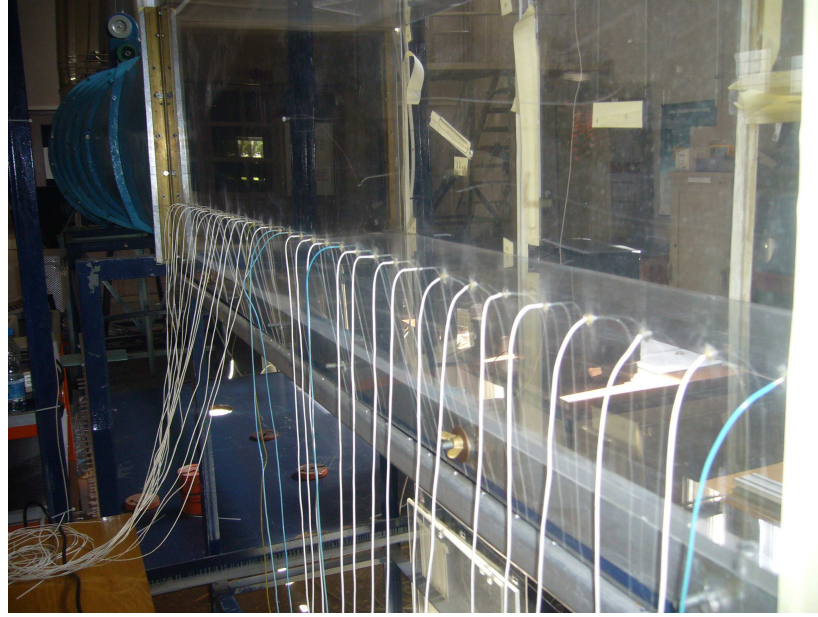
Deney odası kesit şekli dairesel, eliptik, dikdörtgensel, kare, altıgen veya sekizgen biçimli olabilmektedir. Ancak, model yerleştirilmesine imkân sağlayacak genişlik ve yükseklik ile akım görüntüleme deneylerinde görüntü alınabilmesine uygun duvar yapısı dikkat alınmalıdır. Deney odası duvarlarında açılıp kapatılabilir pencereler ve paneller, kullanım kolaylığı ve güvenlik açısından tavsiye edilir. Deneyimler, test edilecek modellerin özelliklerini dikkate almak kaydıyla, deney odası kesit genişliğinin yüksekliğe oranı 0.6 ile 1.7 arasında değiştiğini göstermektedir [5,9].

Deney odasının boyu, deney odası hidrolik çapıyla ilişkilidir. Hidrolik çap (D_h), deney odası girişinin kesit alanı (A_d), deney odası giriş kesitinin çevresi (C_d) olmak üzere

$$D_h = \frac{4A_d}{C_d} \quad (3.25)$$

şeklinde tanımlanır. Deney odası boyu veya deney odasındaki akım hızı arttıkça enerji kayıpları da artacaktır. Bu bakımdan deney odası boyu çok uzun tutulmaması gerekir. Kaldı ki, deney odası boyu hidrolik çapın 3-4 katını geçtiği zaman duvarlar üzerinde oluşan sınır tabaka genişlemesindeki artış difüzörde akım ayrılmasına neden olabilir [6]. Bununla birlikte boyu çok kısa olan bir deney odası da model önünde üniform akım şartlarının sağlanamaması bakımından uygun olmaz. Sonuç olarak, deney odası boyu için tavsiye edilen büyüklük hidrolik çapının 3 katı civarındadır [3].

Deney esnasında meydana gelen aerodinamik olayların gözlemlenebilmesi, akım görünürlüğü deneylerinde, modelin görülebilmesi için deney odasının duvarlarına pencere konulmalıdır. Pencere, modelin tamamını görecektir şekilde deney odasının üst, yan, ihtiyaca göre alt duvarlarına yerleştirilebilir. Pencere malzemesi olarak akım görünürlüğüne, fotoğraf çekmeye, lazer ışığına maruz kaldığında bozulmaların minimum seviyelerde etkilenmesine uygun olmalıdır. Şekil 3.12’de görüldüğü gibi pratikte en çok kullanılan malzeme Plexiglass’tır [5].



Şekil 3.12: Plexiglassdan yapılmış deney odası ve düzeneği

3.6.2. Kollektör tasarımı

Rüzgâr tünellerinde deney odasından önce bir kollektör kullanılmasının temel amacı akımının hızlanmasını sağlamaktır. Açık çevrimli rüzgâr tünellerinde durgun atmosferden alınan havanın hızının çok düşük olduğu göz önüne alınırsa deney odasında istenilen hızın sağlanması, daralan kanaldan geçirilmesi ile mümkündür. Kapalı çevrimli rüzgâr tünellerinde deney odası haricindeki bağlantı kanallarında akım hızının çok büyük olması istenmez. Büyük akım hızları hem enerji kaybını artırır, hem de rüzgâr tüneli pervanesinin verimi açısından olumlu bulunmaz. Dolayısıyla düşük hızdaki bu akımın deney odasında istenen hıza eriştirilmesi kollektörle sağlanır. Kollektörün akım hızında yarattığı artışın büyüklüğü daralma

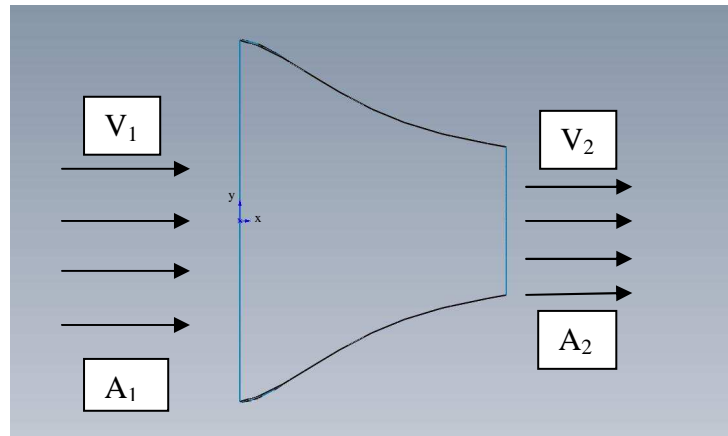
oranı ile ilgilidir [7,69]. Kollektördeki daralmanın ayrıca kollektör girişinde, akımda muhtemelen mevcut olan hız farklılıklarını ve türbülans veya benzeri düşük frekanslı başka çalkantıları da azalttığı bilinmektedir. Bu azalmanın miktarı da yine kollektörün daralma oranıyla yakından ilgilidir. Aynı zamanda kollektörün, deney odası girişinden itibaren üniform paralel bir akım oluşturması da beklenir.

3.6.2.1. Kollektörde kesit alanı-hız ilişkisi

Kollektör çıkışında akımın üniform ve paralel olması beklenir. Giriş kesitindeki akım ise tam olmasa da üniforma yakın bir hız dağılımına sahiptir. Çoğu zaman ortalama bir hız etrafında dağılım üniform kabul edilir. Buna göre şekil 3.13’de görüldüğü gibi kolektörün giriş kesit alanı ve hızı A_1, V_1 , kolektör çıkış kesit alanı ve hızı A_2, V_2 olmak üzere kolektör çıkış hızı, süreklilik denklemi yardımıyla

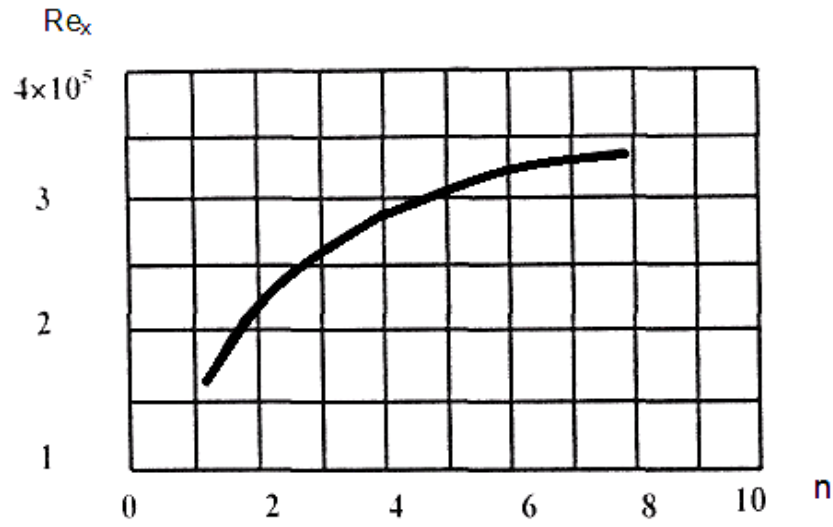
$$V_2 = \frac{A_1}{A_2} V_1 \quad (3.26)$$

elde edilir. 3.25 bağıntısındaki A_1/A_2 oranı daralma oranı (n) olarak ifade edilir. Daralma oranı büyüdükçe çıkış kesitinde hızın arttığı görülmektedir. Kollektöre giren akımın hızı, gereksiz kayıplardan kaçınmak için deney odasındaki maksimum akım hızı 100–150 m/s olarak belirlenen tünellerde kolektör giriş hızı 10–25 m/s ile deney odasındaki maksimum akım hızı 250–300 m/s arasında olan ses altı rüzgâr tünellerinde ise kolektör giriş hızı 20–50 m/s ile sınırlandırılmalıdır.



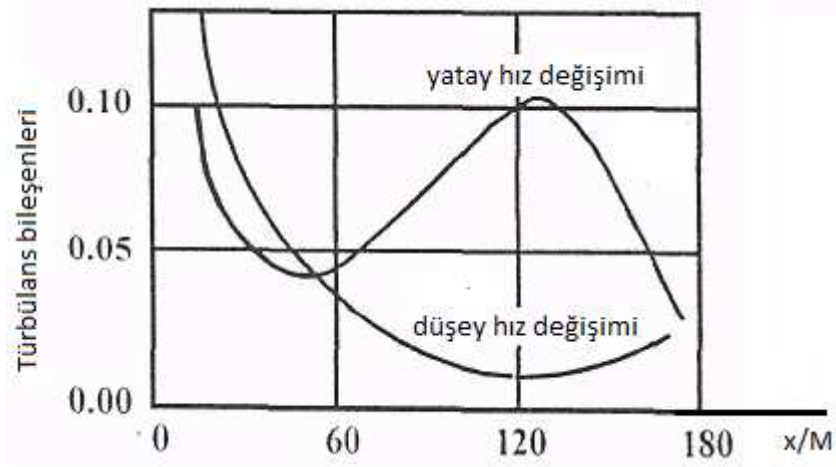
Şekil 3.13: Kollektörün daralma oranı-hız ilişkisi

Kollektör giriş ve çıkış kesitinde akımda bulunan muhtemel hız farklılıkları kollektör daralma oranının karesiyle orantılı olarak değişmektedir. Deney odasındaki kritik Reynolds sayısı ile kollektör daralma oranındaki değişimi şekil 3.14'de görülmektedir. Modern rüzgar tünellerinde tünelin tipine ve ebatlarına bağlı olarak kollektör daralma oranı 4 ile 25 arasında alınmakta olup, ancak iyi bir rüzgar tüneli için tavsiye edilen daralma oranı 6 ile 9 arasında kabul edilir [7,9].



Şekil 3.14: Kollektör daralma oranının kritik Reynolds sayısı üzerindeki etkisi [1]

Rüzgar tüneli dinlenme odasında bulunan düşey ve eksenal yöndeki çalkantıların kollektör boyunca nasıl değiştiği şekil 3.15'de görülmektedir [3,5].

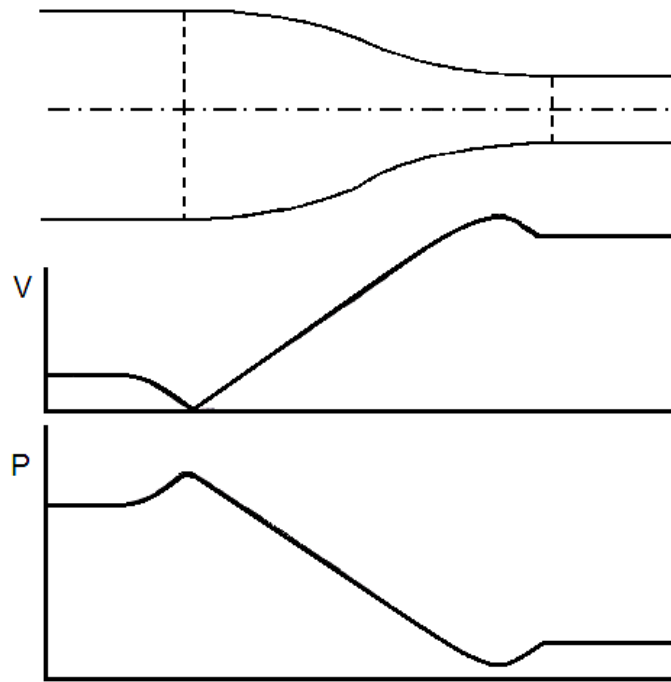


Şekil 3.15: Kollektör daralmasının kritik türbülans bileşenleri üzerindeki etkisi [5]

Buna göre, düşey yöndeki hız değişimi kollektörün girişinden itibaren hızlı bir düşüş gerçekleştirdiği, yatay yöndeki hız değişiminde ise önce küçük bir artış sonra hızlı bir düşüş göstererek çıkış kesitinde düşey bileşenle yakın bir değere gelir. Dinlenme odasında yer alan kare tipi bal peteğinin gözenek kenar boyutunu (M), x ise bal peteğinden itibaren uzaklıkları göstermektedir. Yatay ve düşey hız değişimlerinde görülen azalmalar bal peteği ve bunun ardında yer alan elekten kaynaklanmaktadır.

3.6.2.2. Kollektör duvarının geometrisi

Deney odasındaki akım hızı kollektörün daralma oranı ve kollektör girişindeki ortalama akım hızına bağlıdır. Akımın deney odasına girişte üniform ve paralel olması daha ziyade kollektör duvarının geometrisiyle ilgilidir. Kollektör tasarımı literatürde her zaman ilgi duyulan özel bir problem olarak yer almıştır. Kollektör tasarımında karşılaşılan önemli bir problem duvar üzerinde oluşan sınır tabaka ayrılması riskidir. İdeal akım şartlarında dizayn edilen ve deney odasında üniform paralel akım sağlayan bir kollektör, uygulamada duvar boyunca uygun bir basınç dağılımı oluşmaması halinde sınır tabaka ayrılmasına ve sonuç olarak deney odasındaki akım kalitesinin düşmesine neden olabilir.



Şekil 3.16: Kollektör duvarı boyunca hız basınç değişimi [9]

Buna göre akım, kollektör duvarı boyunca, kollektör giriş kesitinde yavaşlamakta daha sonra hızlanarak kollektör çıkış kesitinde maksimum değere ulaştıktan sonra bir miktar yavaşlayarak deney odası girişinden itibaren sabitlendiği şekil 3.16'da görülmektedir. Buna karşılık duvar boyunca basınç dağılımı, kollektör giriş kısmı öncesinde ve deney odası girişi civarında olmak üzere iki bölgede artışlar göstermektedir. Basıncıdaki bu değişim sınır tabaka gelişimi açısından risk yaratabilecek büyüklükte olmamalıdır. Kollektör daralma oranı küçük tutularak veya kollektör boyu uzatılarak kollektör duvarları boyunca ters basınç değişimlerini küçültmek ve böylece sınır tabaka ayrılmalarının önüne geçmek mümkündür. Ancak bu da sınır tabakanın gereksiz yere fazla kalınlaşmasına neden olur. Hatta deney odasında model şartlarına bağlı olarak akım ayrılması ihtimali ortaya çıkabilir.

Sayısal hesaplayıcıların olmadığı dönemlerde kollektör tasarımı gözle ya da yaklaşık metotlarla yapılırdı. Laplace denklemi veya Navier Stokes-Bernaulli denkleminin çözümleri kolay bir kollektör geometrisi elde etmek ve bir çok analitik çözüm yapmak açısından uygundur. Kollektörle ilgili ilk çalışmalarda çoğunlukla potansiyel teori baz alınmıştır. İlk önce kollektörün şekli belirlenir daha sonra da oluşan ters basınç değişimlerinin akım kalitesini ne kadar etkilediği incelenirdi. [1].

Sayısal hesaplayıcıların ve paket yazılımların devreye girmesiyle kollektör tasarımında birçok metot kullanılmaya başlanmıştır [70]. Bu dönemde yapılan çalışmaların büyük çoğunluğu kollektörlerdeki iki boyutlu veya eksenel sürtünmesiz sürekli akımın analitik metotlarla çözümüyle ilgilidir [71-73]. Yapılan birçok çalışmada gözlemler yapılmış, analitik çözümlerin zorluğundan dolayı da problemi araştırmak için kollektörün uzunluğunu sonsuz varsaymak gibi kabuller yapılmıştır [74]. Bu kabuller de bazı hataların olmasına neden olmaktadır. Gerçekte ise kollektörün sonlu bir boyu vardır. Fakat kollektörün boyunu sonsuz kabul etmekle, sınır tabaka ayrılmalarına neden olan sonlu uzunluktaki bir kollektörün giriş ve çıkış kesitleri civarındaki hız ekstremumları ve ters basınç değişimleri ihmal edilmiş olunur. Daha sonraları kollektörün sonlu uzunluklu dizaynı ile ilgili çalışmalarda yapılmıştır [12,75,76].

Kollektörün geometrik şeklini elde etmek için bazı ampirik bağıntılar kullanılmaktadır. Bu bağıntılardan en çok kullanılanı Vitashinski formülüdür.

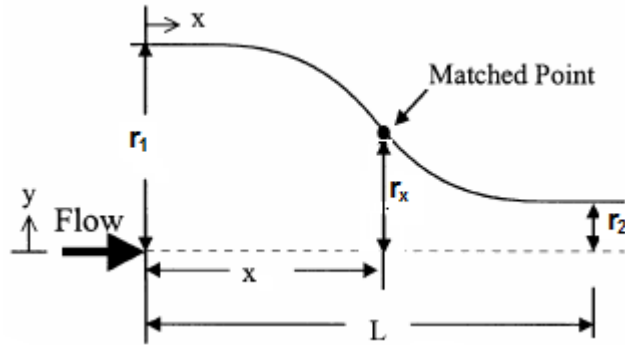
$$r(x) = \frac{r_2}{\sqrt{1 - \left[1 - \left(\frac{r_2}{r_1} \right)^2 \right] \frac{(1 - 3x^2/a^2)^2}{(1 + 3x^2/a^2)^3}}} \quad (3.27)$$

Burada x kolektör giriş kesitinden itibaren tünel eksenine boyunca mesafeyi, r kolektör yüzeylerinin bu eksene dik uzaklığını ve r_1 ve r_2 de kolektörün giriş ve çıkış kesitlerinde r'nin aldığı değeri göstermektedir (Şekil 3.17). a büyüklüğünün değeri ise $4r_2$ olarak alınmaktadır.

Kolektör duvar eğrisi için uygun sonuç veren bir diğer bağıntı da

$$r(x) = (r_1 - r_2) \left(\frac{1-x}{L} \right)^3 \left[2 - \left(\frac{1-x}{L} \right) \right] + r_2 \quad (3.28)$$

şeklinindedir [8]. Burada L kolektörün boyudur.



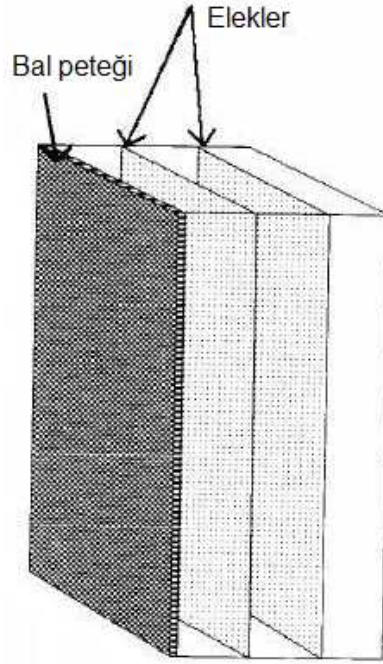
Şekil 3.17: Kollektör geometrisi

3.6.3. Dinlenme odası tasarımı

Türbülanslı olarak gelen havayı laminarlaştırmak için tasarlanan/geliştirilen kısımdır. Şekli, eksenine akım doğrultusuna paralel bir prizma veya silindir şeklinde olup tünelin

en geniş kesit alanına sahip kısımdır. Dinlenme odası kesit alanının deney odası kesit alanına oranı, akım hızının akım yönündeki düzensizliğiyle doğrudan orantılı olup bu oran 3 ile 14 arasında değişir. Dinlenme odası içerisinde akımı paralel hale getirmeye yarayan bal petekleri ve türbülansı küçültmeye yarayan elekler yer alır (Şekil 3.18).

Deneyimler genel olarak dinlenme odası boyunun, akıma dik kesit çapının yarısı uzunluğunda alınmasının uygun olacağını göstermektedir. Ayrıca akım düzgünlüğünü sağlamak için kullanılan bal peteğinin uzunluğu ve konumu, eleklerle bal peteği arasındaki uzaklık vb. gibi nedenlerle dinlenme odasının boyunun daha uzun olması zorunluluğu ortaya çıkabilir. Ancak dinlenme odası boyunun çok uzun olması, dinlenme odası duvarları üzerindeki sınır tabakanın gereksiz yere kalınlaşmasına neden olacağı unutulmamalıdır.

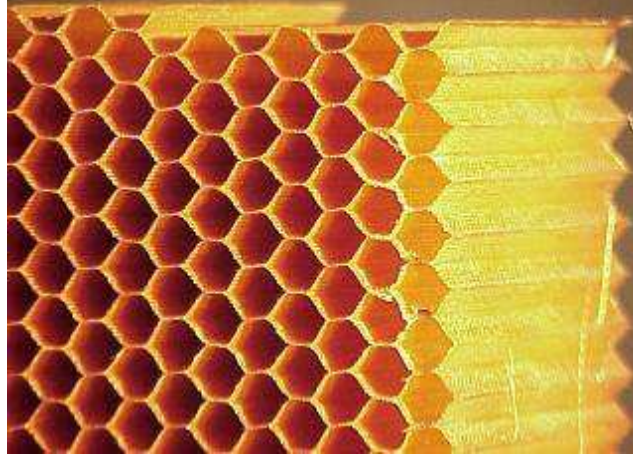


Şekil 3.18: Dinlenme odası yapısı [77]

3.6.3.1. Bal Peteği

Kollektöre doğru yaklaşan akımın olabildiğince paralel hale gelmesini sağlamak ve türbülansı azaltmak için bal petekleri kullanılmaktadır. Bal petekleri yararları yanında basınç kayıplarına da neden olur. Bu bakımdan dinlenme odası tasarımında

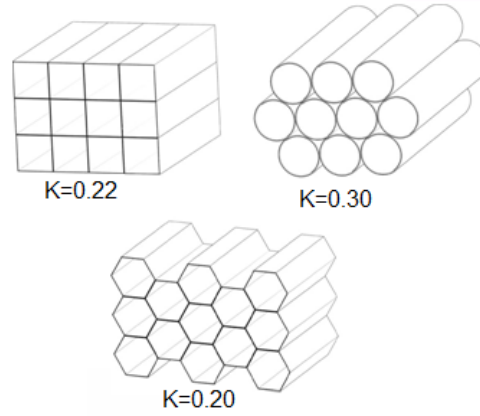
bütün bu hususların bir arada düşünülmesi gerekmektedir. Örnek olarak bir bal peteği Şekil 3.19’da görülmektedir.



Şekil 3.19: Bal peteği [78]

Bal petekleri, tünel eksenine göre akımdaki sapmaların 10 dereceyi aşmadığı hallerde etkindir. Bunun üzerindeki açılarda bal peteğine giren akımın bal peteği yüzeyleri üzerinde ciddi ayrılmalara maruz kalabilir [7]. Bu da bal peteğinin etkinliğinin azalması yanında, basınç kayıplarını da artırır [6]. Özellikle üfleme tipi açık çevrimli rüzgar tünellerinde, gerekli önlemler alınmazsa basınç kayıplarıyla karşılaşılır. Fan çıkışında dar olan kanal kesitinin dinlenme odası kesit genişliğine ulaştırılmak amacıyla araya difüzör kullanılır. Geniş açılı olan difüzörde çoğu zaman sınır tabaka ayrılması sorunuyla karşılaşılır. Ancak difüzör konisinde elekler kullanılarak ayrılma en aza indirilebilir. Böylece akımın bal peteklerine geliş açısı azaltılabilir. Difüzördeki akımın geliş açısı 40° civarında ise basınç düşürme katsayısı $K=1.5$ olan elekler kullanıldığı takdirde sapma açısını %70 oranında düşürmek mümkündür [7].

Bal petekleri genellikle altıgen biçiminde tasarlanırlar. Bununla birlikte dairesel, dikdörtgen ve üçgen gözenekli olarak da imal edilirler. Değişik tipteki bazı petek tasarımları şekil 3.20’de gösterilmiş olup bunların yol açtığı basınç kayıp katsayıları şekil üzerinde belirtilmiştir.



Şekil 3.20: Bal peteği tipleri ve basınç kayıp katsayıları [9]

Bal peteklerinden maksimum verimi almak için hücre boyutlarını da iyi belirlemek gerekir. Hücre çapı yanal doğrultudaki en küçük hız değişiminin dalga boyundan (büyüklüğünden) daha küçük olmalıdır. Hücre uzunluklarının boyutları ise akımda bulunan en büyük boyutlu girdapların ortalama çapları mertebesinde olmalıdır. Bal peteği uzunluğunun genellikle çapın 6-8 katı civarında olması tavsiye edilmektedir. Bal peteği boyunun artmasının basınç kayıplarını da arttıracaklarını beklemek mümkündür.

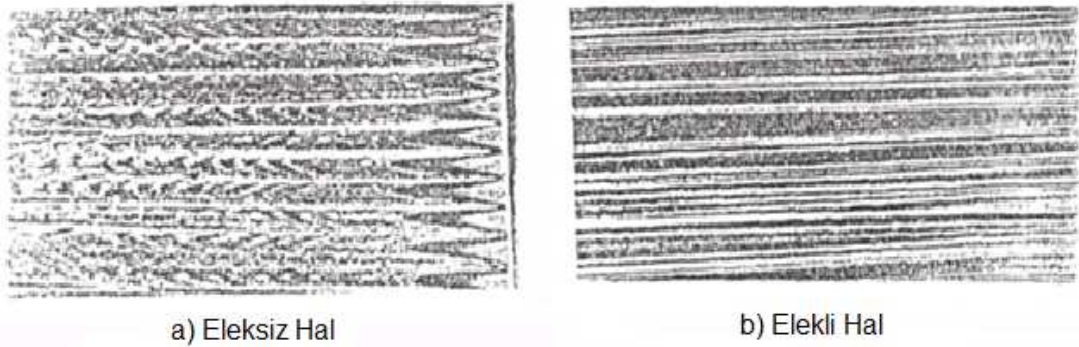
3.6.3.2. Elekler

Eleklerin kullanılmasının iki temel amacından biri akımdaki üniformsuzlukların en aza indirgenmesi, diğeri ise türbülansın azaltılmasına yardımcı olmasıdır. Önceki kısımlarda da belirtildiği gibi dinlenme odasına, genellikle de bal peteklerinden sonra gelecek şekilde yerleştirilirler [9,79]. Tünellerde hızın en düşük olduğu bölüm olan dinlenme odasına yerleştirilmelerine rağmen basınç kayıplarına ve dolayısıyla tünel için gerekli gücün azalmasına neden olurlar.

Eleklerin yarattığı basınç kayıpları akımın daha hızlı olduğu bölgelerde, düşük hızlı bölgelere kıyasla daha fazladır. Elekler akımdaki büyük ölçekli girdapları kırarak, çok sayıda küçük ölçekli girdapçıklara dönüşmesini sağlar. Böylece küçülen girdapçıklar kollektör boyunca eleklerin etkisiyle daha çabuk yok edilebilir [80].

Elekler kullanılma amaçlarının gereği olarak akım türbülansını azaltırken, bir yandan da bizzat kendileri türbülans üretirler. Eleklerin ürettiği girdapların büyüklüğü elekleri oluşturan tellerin çapı cinsinden tanımlanan Reynolds sayısına bağlıdır. Şayet Reynolds sayısı yaklaşık 40 'ın altında ise elek ilave bir türbülans üretmez [3]. Sözü edilen Reynolds sayısının küçük olmasını sağlamak için eleklerde kullanılan tel çapları küçük tutulmalı ve dinlenme odasındaki akım hızının çok büyük olmamasına dikkat edilmelidir.

Bal peteklerinin türbülans seviyesi üzerindeki etkileri Loehrke ve Nagib tarafından incelenmiş olup bal peteğinin hemen ardına bir elek yerleştirilmesi halinde bal peteğinin oluşturduğu türbülansın azaltılabileceği tespit edilmiştir. Şekil 3.21'de bir bal peteğinin ve eleğin gerisinde gerçekleştirilen akım görüntüleme deneylerine ait sonuçlar yer almaktadır [79]. Literatürde yer alan genel kanı da bal peteklerinin eleklerle kullanılmasının türbülansı azalttığı şeklindedir [3].



Şekil 3.21: Eleğin türbülans üzerindeki etkisi [79]

Elekler genellikle kare veya dikdörtgen hücreler şeklinde örülerek yapılır. Etkinlikleri basınç düşürme katsayısı ve akım saptırma katsayısı adı verilen iki parametreye bağlanabilir [7]. Basınç düşürme katsayısı,

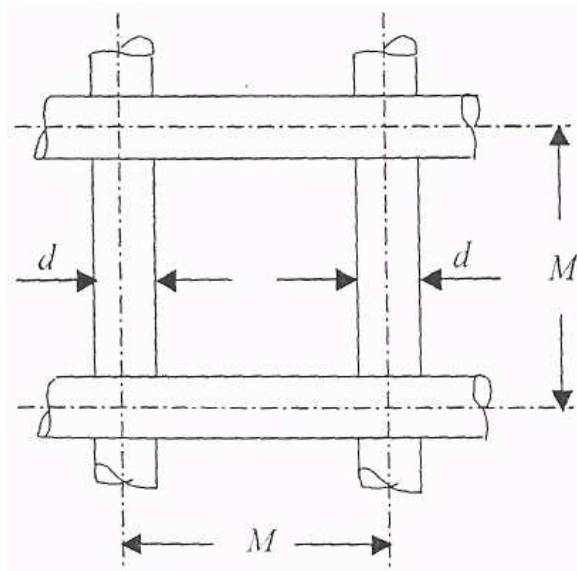
$$K = f_1(\beta, Re, \theta) \quad (3.29)$$

şeklinde boşluk oranı (β), Reynolds sayısı (Re) ve akım geliş açısının (θ) bir fonksiyonudur. Akım saptırma açısı ise

$$\alpha = f_2(\beta, K, \theta) \quad (3.30)$$

şeklinde olup boşluk oranı, akım geliş açısının ve basınç düşürme katsayısının fonksiyonudur. Boşluk oranı, şekil 3.22’de görüldüğü gibi eleğin bir gözeneği içerisindeki boşluğun toplam alana oranı olarak tanımlanır. Burada d tel çapı, M ise gözeneğin genişliğidir.

$$\beta = \frac{(M - d)^2}{(M + d)^2} \quad (3.31)$$



Şekil 3.22: Boşluk Oranı [7]

Türbülansın düşürülmesi açısından 0.57'nin üzerindeki boşluk oranları tavsiye edilmektedir. Daha küçük boşluk oranlarına sahip elekler deney odasında akım kararsızlığına neden olur. Buna karşılık boşluk oranı çok büyük olan elekler seçilirse akım doğrultusunda daha önce var olan hız değişimlerinde azalmanın sağlanması zor olur [4,6,81].

Seçilmiş bir boşluk oranı halinde, akım türbülansını düşürmek açısından daha küçük gözenek boyutu tercih edilmesi uygun olur [7]. Eleklerin türbülans ve hız dağılımındaki etkisi basınç düşürme katsayısı (K) ile yakından ilgilidir. Basınç düşürme katsayısı aşağıdaki bağıntı ile tanımlanabilir;

$$K = \frac{P_1 - P_2}{\rho V^2 / 2} \quad (3.32)$$

burada P_1 elekten önceki basınç, P_2 elekten sonraki basınç, V ise hızdır.

Basınç düşürme katsayısı ile β arasındaki ilişki için literatürde bir çok bağıntı verilmiş olup [3,4,7] bunlar arasında yaygın olarak kullanılan bağıntılar Wieghardt tarafından verilen

$$K = 6.5 \left[\frac{1-\beta}{\beta^2} \right] \left[\frac{Vd}{\beta v} \right] \quad \left(\frac{Vd}{\beta v} < 600 \right) \quad (3.33)$$

bağıntısı [82] ve Collar tarafından verilen,

$$K = 0.9 \left[\frac{1-\beta}{\beta^2} \right] \quad \left(\frac{Vd}{\beta v} > 600 \right) \quad (3.34)$$

bağıntısıdır [83]. Burada V akım hızı, d elek telinin çapı; v ise akışkanın kinematik viskozitesidir. Basınç düşürme katsayısı ile ilgili bağıntılardan bir diğeri de De Vahi tarafından

$$K = K_0 + \frac{55.2}{Re_d}, \quad K_0 = \left(\frac{1-0.95\beta}{0.95\beta} \right)^2 \quad (3.35)$$

şeklinde verilmiştir [84]. Burada Re_d elek telinin çapına bağlı Reynolds sayısıdır.

Eleklerin, deney odasına giren akımın aksenal hız dağılımında bulunan uniformsuzlukları giderdiklerinden daha önce bahsedilmişti. Eleklerin bu etkinlikleri ile basınç düşürme katsayısı arasındaki ilişki için bir bağıntı da

$$\frac{\Delta u_2}{\Delta u_1} = \frac{2-K}{2+K} \quad (3.36)$$

şeklindedir [82]. Burada Δu_1 elekten önceki; Δu_2 ise elekten sonraki hız farklılıklarını belirtmektedir. Bu bağıntıya göre basınç düşürme katsayısının 2 olduğu eleklerde üniformsuzluk hemen hemen elimine edilmektedir [3].

Basınç düşürme katsayısındaki artış ile birlikte ihtiyaç duyulan güçte de artma olur. Bu nedenle türbülansı istenilen düzeyde düşürebilen ve aynı zamanda kabul edilebilir sınırlar dahilinde güç kaybına yol açan elekler seçilmelidir.

Akımın elekten çıkışta tünel eksenine yaptığı açının eleğe giriş açısına oranı saptırma katsayısı olarak adlandırılır. θ giriş açısının küçük değerleri için saptırma katsayısı

$$\alpha = A + \frac{B}{\sqrt{(1+K)}} \quad (3.37)$$

şeklinde ve θ 'nın daha büyük değerleri için de

$$\alpha_\theta = \frac{1}{\theta} \tan^{-1} \left\{ \tan \theta - \frac{\theta}{2} \sec^2 \theta \left[C - \frac{D}{\sqrt{(1+K_\theta)}} \right] (E + F\theta) \right\} \quad (3.38)$$

Dinlenme odasında birden fazla elek varsa, elekler arasındaki mesafe iyi ayarlanmalıdır. Tecrübeler elekler arasındaki mesafenin ve en son elek ile kollektörün girişi arasındaki mesafenin dinlenme odası hidrolik çapının en az 0.2 katı, ilk elek ile bal peteği arasındaki mesafenin ise dinlenme odası hidrolik çapının 0.1-0.2 katı arasında olduğu durumlarda akımın daha iyi bir biçimde üniform dönüştürülebildiğini göstermektedir [7,73].

3.6.4. Difüzör tasarımı

Difüzör rüzgâr tüneline deney odasının hemen ardında yer alan, genişleyen bir kanal olup görevi deney odasında yüksek hıza sahip olan akımın yavaşlamasını sağlamaktır. Akımın yavaşlatılması açık çevrimli bir rüzgâr tüneline akımın atmosfere atılması

sırasında ortaya çıkacak olan enerji kayıplarını azaltması bakımından önemlidir. Kapalı çevrimli rüzgar tünellerinde ise deney odasından sonraki kanallarda kayıpların az olması bakımından ve tünel pervanesinin verimli çalışması açısından önemlidir.

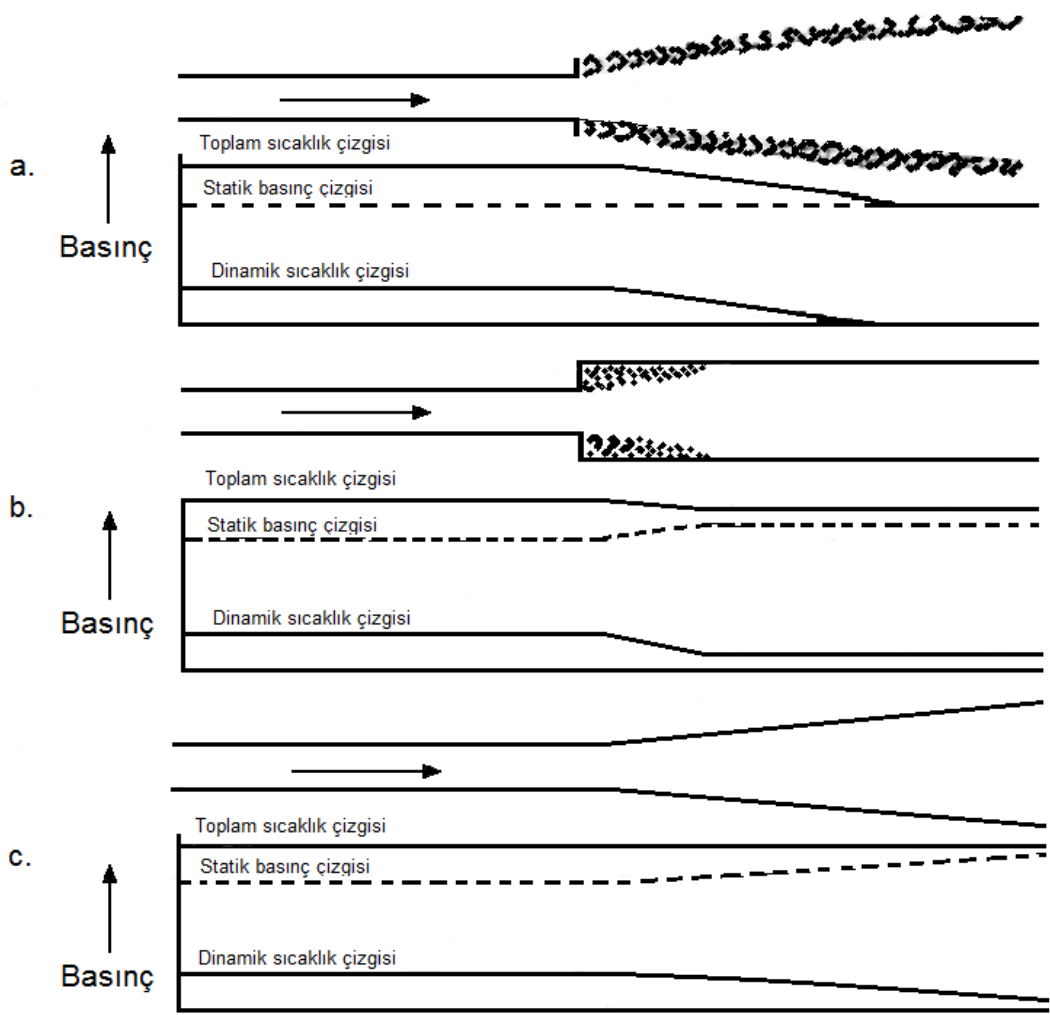
İdeal bir akım için bir boyutlu hareket denklemi

$$d\left(\frac{V^2}{2}\right) + \frac{dp}{\rho} = 0 \quad (3.39)$$

şeklinde olup bu bağıntıdan, akımın yavaşlaması halinde birim kütle başına kinetik enerjisinin azalacağı, ancak hiçbir kayıp olmadığı takdirde azalan kinetik enerjinin tamamen basınç enerjisine dönüşeceği görülmektedir. İdeal bir difüzörden beklenen, deney odasından çıkan akımı yavaşlatırken, kinetik enerjisinin de hiçbir kayba neden olmaksızın basınç enerjisine dönüştürmesidir. Ancak bu mümkün değildir. Dolayısıyla tasarım probleminde hedef, kayıpların minimum olmasını sağlayacak difüzör geometrisinin elde edilmesidir. Nitekim difüzör performansı, kinetik enerjiyi basınç enerjisine kayıpsız olarak dönüştürebilme kapasitesiyle ölçülür.

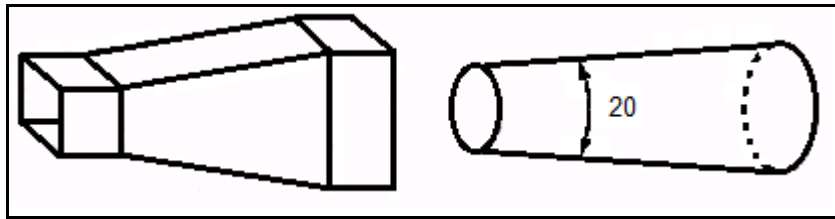
Şekil 3.23a'da da görüleceği gibi deney odasından çıkan akım difüzör olmaksızın doğrudan atmosfere atılırsa akımın kinetik enerjisinin tamamı da ortama yayılır. Bu durumda akım kalitesini korumak için aynı miktarda enerjiye ihtiyaç vardır. Şekil 3.23b de ise bir önceki duruma göre daha iyi sonuçlar elde edilmesine rağmen deney odasından hemen sonra bir miktar kayıp olur, şekil 3.23c' de ise deney odasından sonra yerleştirilen difüzör sayesinde söz konusu kayıplar büyük ölçüde azalmaktadır [3]. Öte yandan, sesaltı akımlarda oluşan bozuntuların akımın geliş yönünde de yayılabildiği hatırlanırsa difüzör içerisindeki akımda meydana gelebilecek herhangi bir bozulmanın deney odasındaki akım şartlarını da etkileyebileceği anlaşılır. Bu bakımdan da difüzörün çok dikkatli bir şekilde dizayn edilmesi gerekir.

Difüzörün performansını deney odasından difüzöre giren akımın kalitesiyle, bizzat difüzör içerisindeki akımın gelişimi belirler. Difüzör içerisinde akımın gelişimi difüzörün geometrisine bağlı olup bu hususla ilgili önemli parametrelerin, difüzörün genişleme oranı, genişleme açısı ve dik kesit şekli olduğu belirtilebilir [5].



Şekil 3.23: Genişleyen kesitte basınç değişimi [1]

Difüzörler genel olarak kanal biçiminde (kare veya dikdörtgen kesitli) ya da konik olarak tasarlanırlar (Şekil 3.24).



Şekil 3.24: Genişleyen difüzörün genişleme açısı [85]

Difüzörün genişleme oranı (n_d) çıkış kesiti ile giriş kesiti arasındaki orandan ibaret olup genellikle kollektör daralma oranı civarında seçilmesi tavsiye edilmektedir [3,5].

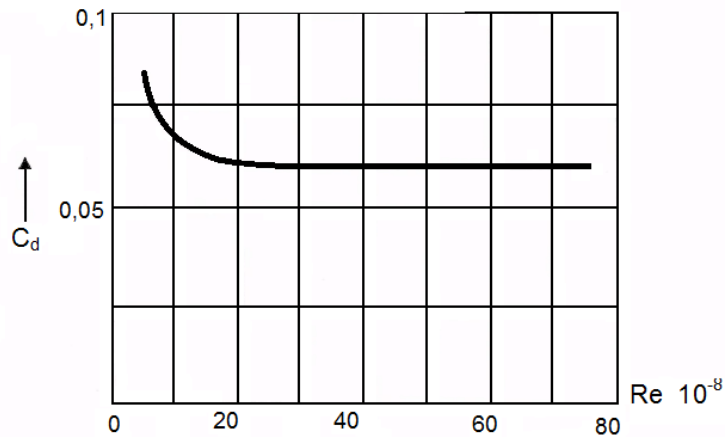
Difüzörün giriş kesitinin alanı ile deney odasının çıkış kesiti alanı aynı olup, difüzörün çıkış kesitinin alanı, seçilen difüzör genişleme oranından hareketle

$$A_2 = A_1 \cdot n_d \quad (3.40)$$

şeklinde hesaplanabilir. Burada A_1 difüzörün giriş kesit alanı, A_2 ise çıkış kesitinin alanıdır.

Difüzör genişleme açısı için en ideal değer 7° olarak önerilmektedir [3,5]. Genişleme açısının 8° den fazla olması durumunda difüzör boyunca oluşacak ters basınç değişimleri difüzör duvarı üzerindeki sınır tabaka ayrılmasına yol açarak difüzör performansının ve bunun yanında deney odası akım kalitesinin düşmesine neden olabilir. Difüzör açısının küçük olması ise seçilmiş bir difüzör genişleme oranı için difüzör boyunun gereksiz yere artmasına neden olur ki, bu durumda difüzör sınır tabakası çok kalınlaşarak enerji kaybına neden olabilir.

Kayıpların minimum seviyede olması için difüzörün iç yüzeyi de pürüzsüz olmalıdır. Yüzey pürüzlülüğünden dolayı ortaya çıkan sürtünme kuvvetlerinin olumsuz etkileri hıza bağlı olarak değişir. Yani yüksek hızlarda Reynolds sayısındaki artışla birlikte sürtünme katsayısı (C_d) düşer. (Şekil 3.25)



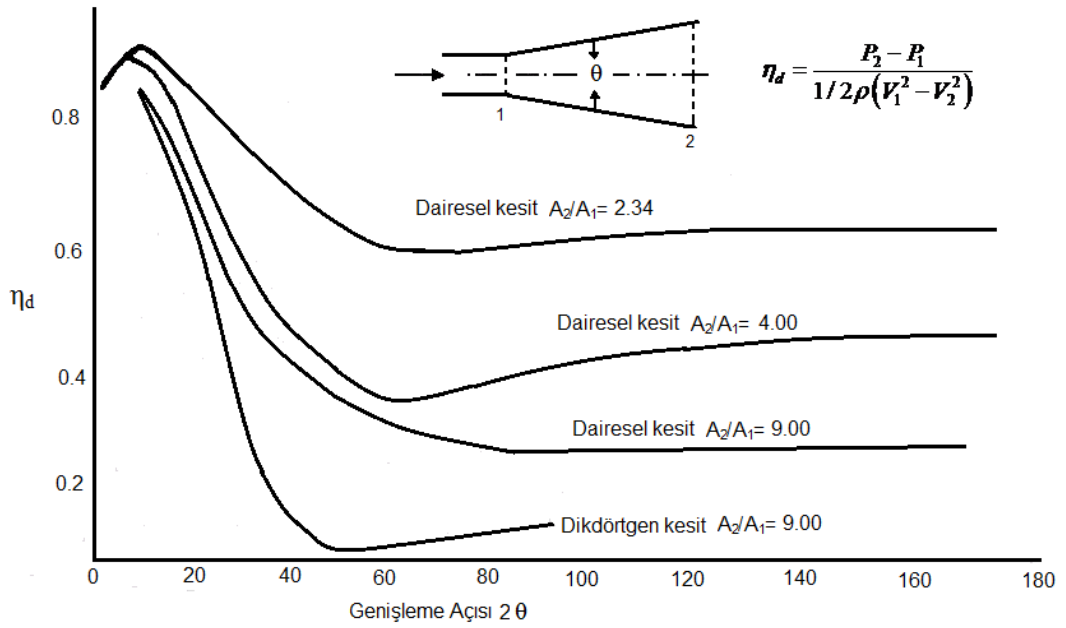
Şekil 3.25: Sürtünme katsayısının Re sayısı ile değişimi [5]

Difüzörün uzunluğu, genişleme açısı ve genişleme oranı dikkate alınarak

$$L_d = \frac{D_{d2} - D_{d1}}{2 \tan(\theta_d / 2)} \quad (3.41)$$

şeklinde hesaplanabilir [5]. Burada L_d difüzörün uzunluğunu, θ_d genişleme açısını, D_{d1} giriş kesitinin ve D_{d2} de çıkış kesitinin hidrolik çapını belirtmektedir.

Genişleme açısı ve oranının difüzör verimine etkisi Şekil 3.26'da gösterilmiştir [3]. Söz konusu şekilden de anlaşılacağı gibi genişleme açısının 5° den 7° ye yükseltilmesi durumunda difüzör verimi önemli miktarda artmaktadır.



Şekil 3.26: Verimin kesit alanıyla değişimi [3]

Emmeli tipteki açık çevrimli rüzgar tünellerinde difüzörün hemen ardında aksenal fan yer alır. Şayet deney odası dik kesiti kare veya dikdörtgen biçiminde ise bu biçimden dairesel kesit biçimine geçiş için difüzörün aynı zamanda bir adaptör gibi tasarlanması gerekir.

3.6.5. Fan motor gücü ve fan boyutlarının belirlenmesi

Tünel içinde istenen hava akımını meydana getirebilmek ve enerji kayıplarını karşılayabilmek için bir enerji kaynağına ihtiyaç vardır. Bu enerji kaynağı bir fan veya bir kompresör olabilir. Açık çevrimli rüzgar tünellerinde fan kullanıldığından bu bölüm fan motoru gücünün ve fan boyutlarının tayin edilmesi yöntemi üzerinde durulacaktır.

Tüneldeki enerji kayıplarını karşılayabilmek için gerekli güç,

$$E_{kayıp} = \frac{1}{2} \rho V_0^2 (AV_0) \sum K_i \quad (3.42)$$

olduğuna göre fan motor gücü,

$$N_{mot} = \frac{E_{kayıp}}{\eta} \quad (3.43)$$

şeklinde ifade edilebilir. Burada η fanın verimidir. Ayrıca bir tünel için,

$$\lambda_g = \frac{N_{mot}}{\frac{1}{2} \rho V_0^2 (AV_0)} \quad (3.44)$$

şeklinde bir güç faktörü tanımlanabilir. Fan çapını ve fan dönme sayısını dolayısıyla motor dönme sayısını tayin etmek için dikkate alınması gereken kriterler şu şekilde sıralanabilir:

i- Fan debisi, tünel debisine eşit veya büyük olmalıdır.

$$Q_f \geq AV_0 \quad (3.45)$$

ii- Fan palaları arasındaki teğetsel hız,

$$U_t = w_f \frac{D_f}{2} \leq 200 \text{ m/s} \quad (3.46)$$

olmalıdır.

Fan pervaneleri ile tünel duvarı arasında da belli bir miktar boşluk olmalıdır. Mümkün olduğunca küçük olması tercih edilen bu boşluğun fan pervanesi çapına bağlı olarak değişimi tablo 3.2’de sunulmuştur.

Tablo 3.2: Fan palaları ile tünel duvarı arasındaki mesafe [5]

Fan kanatlarının çapı	Tünel duvarıyla arasındaki mesafe
5 m’den büyük	30-40 mm
2-5 m arası	20-30 mm
2 m’den küçük	5-15 mm

Rüzgâr tünellerinde kullanılan fanlar, fanın gücüne yani basma yüksekliğine (meydana getireceği basınç farkına) dikkat edilerek seçilir. Bu özelliklerdeki fanların belirlenmesi için tünelin her bir bölümünde meydana gelen kayıplar ve deney odasındaki akımın debisi kriter olarak seçilir.

3.7. Rüzgar Tünellerinde Meydana Gelen Enerji Kayıpları

Rüzgar tünellerinde meydana gelen enerji kayıplarının temel nedenleri sürtünme ve tünel elemanlarının geometrik yapılarıdır. Sürtünme nedeniyle meydana gelen enerji kaybı genellikle Reynolds sayısına ve tünel yüzey pürüzlülüğüne bağlıdır. Tünel elemanlarının geometrik yapıları nedeniyle meydana gelen akım ayrılmaları, köşelerdeki girdapların sebep olduğu kayıplar ve difüzör gibi akım yönünde genişleyen elemanlardan meydana gelen kayıplar genişleme kayıpları olarak adlandırılır. Ayrıca açık çevrimli rüzgar tünellerinde ise belirli bir hızda kinetik enerjiye sahip hava akımının atmosfere atılması nedeniyle meydana gelen kayba da eksoz kaybı denilmektedir.

Bir kanalda enerji kaybı genellikle statik basınçtaki düşme olarak tanımlanır ise de, basınç düşme katsayısı,

$$K = \frac{\Delta P}{q_n} \quad (3.47)$$

şeklinde ifade edilir. Burada q_n dinamik basıncı göstermektedir. Deney odasındaki dinamik basınç (q_1) olmak üzere enerji kayıp katsayısı (K_0),

$$K_0 = \frac{q_n}{q_1} \quad (3.48)$$

şeklinde ifade edilebilir. (3.47) denklemini daha uygun hale getirmek için,

$$A_n V_n = A V_0 \quad (3.49)$$

süreklilik denkleminde yararlanarak, havanın yoğunluğu (ρ) olmak üzere,

$$\frac{q_n}{q_1} = \frac{V_n^2}{V_0^2} = \frac{A^2}{A_n^2} \quad (3.50a)$$

$$\frac{q_n}{q_1} = \frac{1/2 \rho V_n^2}{1/2 \rho V_0^2} = \frac{V_n^2}{V_0^2} \quad (3.50b)$$

elde edilir. (3.48) ve (3.50a) bağıntılarından hareketle,

$$K_0 = K_n \frac{A^2}{A_n^2} \quad (3.51)$$

sonucu elde edilir.

Göz önüne alınan kesitte akımın hacimsel debisi (Q),

$$Q = A_n V_n \quad (3.52)$$

ile verildiğine göre bu kesitte birim zamandaki enerji kaybı (E),

$$E = K_n \frac{1}{2} \rho V_n^2 (A_n V_n) \quad (3.53)$$

bulunur. Burada K_n tünelin herhangi bir elemanının enerji kayıp katsayısı olmak üzere (3.53) bağıntısı, “n” elemanının birim zamandaki enerji kaybını gösterir. Buna göre tünelin tamamı için birim zamandaki enerji kaybı,

$$E_t = \sum E_n = \sum K_n \frac{1}{2} \rho V_n^2 (A_n V_n) = \frac{1}{2} \rho A V_0^3 \sum K_n \quad (3.54)$$

bağıntısı elde edilir.

Rüzgar tünelinin enerji oranı (ER_t),

$$ER_t = \frac{\text{Toplam Akım Enerjisi}}{\text{Toplam Enerji Kaybı}} = \frac{\frac{1}{2} \rho V_0^2 (A V_0)}{\sum K_n \frac{1}{2} \rho V_0^2 (A V_0)} \quad (3.55a)$$

$$ER_t = \frac{1}{\sum K_n} \quad (3.55b)$$

şeklinde tanımlanır. Sistemde meydana gelen toplam dinamik basınç kaybı, (3.45) denkleminde hareketle,

$$\Delta P_d = 1/2 \rho V_0^2 \sum K_n \quad (3.56)$$

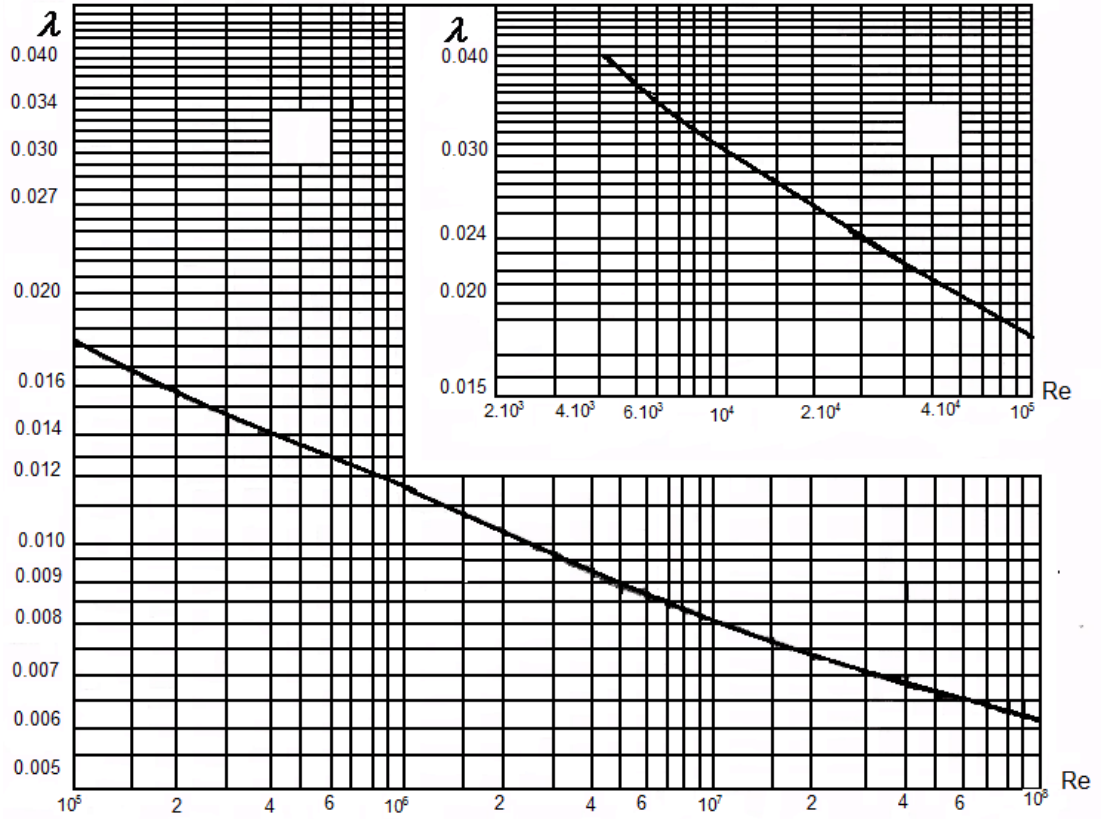
şeklinde ifade edilebilir.

3.7.1. Deneysel kayıpları

Üniform kesitli kanallarda sürtünme nedeni ile meydana gelen enerji kaybı,

$$\frac{\Delta P}{L} = \frac{1}{2} \rho V^2 \frac{\lambda}{D_h} \quad (3.57)$$

şeklinde ifade edilir. Burada D_h hidrolik çap, L kanal uzunluğu ve λ sürtünme katsayısıdır. λ sürtünme katsayısı Reynolds sayısı ve yüzey pürüzlülüğüne bağlıdır. Düzgün yüzeyler için λ 'nın Reynold sayısına bağlı olarak değişimi şekil 3.27'de verilmiştir.



Şekil 3.27: Sürtünme dirençlerinin Re sayısına bağlı olarak değişimi [3]

Deneysel odasında sınır tabaka etkisini giderebilmek için akım yönünde kesitteki genişleme ihmal edilerek deneysel odası kesiti üniform kabul edilir. Deneysel odadaki enerji kayıp katsayısı,

$$K_0 = \lambda \frac{L}{D_h} \quad (3.58)$$

yazılabilir.

3.7.2. Difüzör kayıpları

Difüzör gibi genişleyen kanallarda sürtünme ve genişleme nedeniyle enerji kayıpları meydana gelir. Difüzör için bu iki tip enerji kaybı göz önüne alınarak difüzör genişleme açısı (α_d), difüzör giriş kesiti (A_{d1}), difüzör çıkış kesiti (A_{d2}) ve deney odası giriş kesiti (A) olmak üzere difüzör kayıp katsayısı (K_1),

$$K_1 = \left[\frac{\lambda}{8 \tan(\alpha_d / 2)} + 0,6 \tan(\alpha_d / 2) \right] \left(1 - \frac{A_{d1}^2}{A_{d2}^2} \right) \frac{A^2}{A_{d1}^2} \quad (3.59)$$

ifade edilmiştir.

3.7.3. Kolektör kayıpları

Kolektör gibi daralan kanallarda meydana gelen enerji kayıpları sadece sürtünmeden dolayı oluşur. Böyle kanallarda basınç kaybı,

$$\Delta P = \int_0^{L_k} \lambda \frac{1}{2} \rho V^2 \frac{dL}{D_h} \quad (3.60)$$

şeklinde ifade edilebilir. Burada L_k kolektör boyudur. Enerji kayıp katsayısı ise,

$$K_2 = 0,32 \lambda \frac{L_k}{D_h} \quad (3.61)$$

şeklinde ifade edilir. Hesaplamalarda kolektördeki enerji kaybı tüneldeki enerji kaybının %3'ünden az olduğundan kolektördeki enerji kaybı ihmal edilebilir. [5]

3.7.4. Bal petekleri ve eleklerin kayıpları

Bal petekleri ve eleklerin neden olduğu enerji kaybını bulmak için enerji kayıp katsayısı,

$$K_3 = K \frac{A^2}{A_n^2} \quad (3.62)$$

formül yardımıyla hesaplanır. Burada A deney odası giriş kesiti, A_n peteğin bulunduğu yerde tünel kesiti, K petek cinsine bağlı katsayı olarak alınmıştır.

3.7.5. Eksoz kaybı

Açık çevrimli rüzgar tünellerinde atmosfere atılan havanın sahip olduğu kinetik enerji bir kayıptır. Bu kaybı yani egzoz enerjisini,

$$E_e = \frac{1}{2} \rho V_d^2 (A_{d2} V_{d2}) \quad (3.63)$$

şeklinde ifade edilir. Burada A_{d2} difüzör çıkış kesit alanı ve V_{d2} de difüzör çıkışındaki akım hızıdır. Deney odası ile difüzör çıkış kesiti arasında süreklilik denkleminde yararlanarak eksoz kayıp katsayısı (K_4),

$$K_4 = \frac{A^4}{A_{d2}^2} \quad (3.64)$$

şeklinde ifade edilebilir.

4. BİR UÇAK KANAT PROFİLİNİN AERODİNAMİĞİ

Hava akımına maruz kalan cisimlerin hareketleri fiziksel olarak incelenip bu konuda yeni bilgi ve buluşlar gerçekleştikçe uçakların nasıl imal edilmesi gerektiği ortaya çıkmış ve aerodinamik prensipler ışığında günümüzde kullanılan modern uçak ve diğer hava araçları üretilmiştir.

Bir uçağın hava içerisindeki davranışını, uçağa etkiyen dış kuvvetler belirler. Bunlar ağırlık, atalet, itki ve aerodinamik kuvvetler olarak belirtilebilir. Bu kuvvetleri deneysel ve teorik olmak üzere iki farklı yoldan elde etmek mümkündür. Deneysel ölçmeler genellikle rüzgar tünellerinde modeller üzerinde veya uçuş esnasında uçak üzerinde gerçekleştirilir. Teorik çalışmalar ise matematiksel ve sayısal çözümlerle kuvvetlerin elde edilmesi şeklindedir.

Deneysel çalışmalar dinamik benzerlik şartlarını gerçekleştirmek kaydıyla oldukça kesin sonuçlar verebilir. Ancak pahalı ve çok zaman alıcıdır. Teorik çalışmalar ise her ne kadar deneysel çalışmalar kadar kesin sonuçlar vermese de daha düşük maliyet ve zaman tasarrufu nedeniyle deneysel çalışmaların sayısını azaltma yönünde iyi bir destek olarak düşünülür. Teorik çalışmalar arasında son kırk yılda giderek gelişen Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (H.A.D.) yöntemleri ön plana çıkmıştır. H.A.D. yöntemleri karmaşık yapılar etrafındaki akış alanları hakkında çok daha düşük maliyet ve iş gücü kullanılarak ön bilgi edinmek ve deneysel çalışmalarını en aza indirmek için etkin bir şekilde kullanılmaktadır [86].

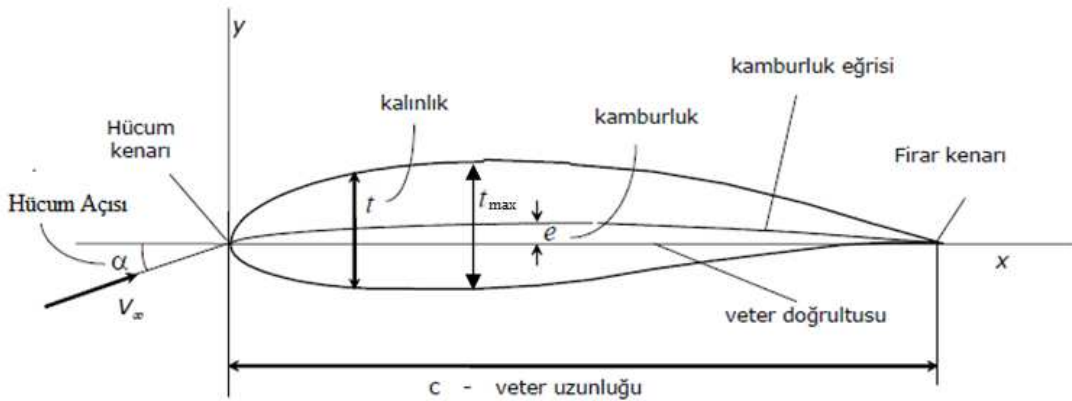
4.1. Kanat Profillerinin Aerodinamiği

Aerodinamik, hava içinde hareket eden cisimlerin etrafındaki olayları veya sabit bir cisim etrafındaki hava hareketi nedeniyle meydana gelen olayları inceleyen bilim dalıdır.

Kanat, kesit ve duruşu ile kendisinin ve uçağın diğer elemanlarının, yakıt ve yükün ağırlığını, her türlü uçuş halinde havada dengeleyebilecek kadar taşıma meydana getirebilmeli, kök kesitinde maksimum olan kesme kuvveti, eğilme ve burulma momentlerine dayanabilmelidir. Kanadın kendi ağırlığı ile yakıt gibi ağırlıklar tamamen ve kısmen yayılı yük, motor, iniş takımı, bomba, kanat ucu yakıt tankı gibi bazı ağırlıklar lokal yük şeklinde etki eder. Bunların yönü daima aşağı doğrudur. Kanatta meydana gelen aerodinamik taşıma kuvveti ise, hıza dik doğrultuda olup, eğer uçak düz uçuş halinde ise tam ağırlığa zıt istikamette ve yukarı doğrudur [87].

4.1.1. Kanat profili geometrisi

Düz levhaya nazaran daha büyük taşıma/sürükleme oranının elde edilmesi için geliştirilmiş olan belirli kalınlığa sahip kanat kesitlerine profil adı verilir. Kanat profillerinin aerodinamik yapısı akışın en az sürtünme ve en çok taşıma kuvvetini oluşturacak şekilde dizayn edilmelidir. Bir kanat profilinin geometrisi Şekil 4.1' de verilmiştir.



Şekil 4.1: Temel kanat profili geometrisi [88]

Kanat profillerinin uçuş doğrultusu ve yönüne göre en öndeki noktalarına hücüm kenarı, en geride kalan noktalarına ise firar kenarı adı verilir. Hücüm ve firar kenarlarından geçen doğruya veter çizgisi, hücüm ve firar kenarı arasındaki uzaklığa ise veter uzunluğu (c) adı verilir.

Kanat profilinin uçuş doğrultusu ile veter çizgisi arasında kalan açı hücum açısıdır. Hücum açısının büyüklüğünün kanadın taşıma kuvveti ile yakından ilgisi vardır.

Bütün uçak kanatları basık yapılardır. Kanatların basıklıkları kesit profillerinin kalınlık oranıyla ölçülür. Bir kanat profilinin kalınlığı hücum kenarında sıfır değerinden başlayarak veter boyunca değişir. Finar kenarında yine sıfıra gider (veya çok yaklaşır). Kalınlığın veter boyunca aldığı en büyük değere maksimum kalınlık ve bu kalınlığa erişilen noktaya maksimum kalınlık noktası denir. Maksimum kalınlık noktası konumu (\bar{x}_δ), maksimum kalınlık noktasının (x_δ) hücum kenarına uzaklığının (x_{LE}) veter boyuna oranıdır.

$$\bar{x}_\delta = (x_\delta - x_{LE}) / c \quad (4.1)$$

Maksimum kalınlık noktasının veter boyunca konumu profilin aerodinamik performansını önemli ölçüde etkiler. Maksimum kalınlık noktası genellikle veterin %30 ila %60 'ı arasında yer alır. Eski bazı profillerde bu noktanın veterin %25 'inde olduğunu görmek mümkündür. Bazı istisnai profillerde ise maksimum kalınlık noktası veterin %60 'ından daha geride bulunabilir. Kanat profilleri simetrik veya kamburluklu olabilir. Simetrik profiller uçak kanatlarında pek kullanılmaz, daha ziyade, düşey ve yatay kuyruk yüzeylerinde, çift kanatlı uçakların kanatlar arasındaki bağlantı elamanlarında, iniş takımı vb. gibi uçak üzerinde parazit direnç yaratan elemanların kaportalarında ve benzeri yerlerde kullanılırlar.

Bir kanat profilinin maksimum kalınlığının (t_{\max}) veter uzunluğuna oranı kalınlık oranı (δ) olarak adlandırılır.

$$\delta = t_{\max} / c \quad (4.2)$$

Sivil uçaklarda, uçağın görev hızına göre %8-9 ile %18-20 arasındaki çeşitli kalınlık oranlarına sahip kanat profillerine rastlamak mümkündür. Süpersonik uçaklarda profil kalınlık oranının %3'e kadar indirildiğini söylemek mümkündür.

$\delta < \%10$ ince profil

$\delta \sim \%10-14$ orta kalınlıkta profil

$\delta > \%14$ kalın profil

Kanat profilinin veter boyunca üst ve alt yüzeyleri arasındaki bütün orta noktaları birleştiren çizgi kamburluk eğrisi, veter boyunca herhangi bir konumda kamburluk eğrisinin veter çizgisine olan dikey uzaklığı kamburluk, bu kamburluklardan en büyüğünün değeri maksimum kamburluk ve maksimum kamburluğun görüldüğü veter konumuna da maksimum kamburluk noktası konumu olarak adlandırılır. Bir kanat profilinin maksimum kamburluğunun (e_{\max}) veter uzunluğuna oranına kamburluk oranı (γ) denir.

$$\gamma = e_{\max} / c \quad (4.3)$$

Uçak kanatlarında 0-%5 arasında kamburluklara rastlanır. Türbin ve kompresörlerde ise daha kambur profiller görmek mümkündür.

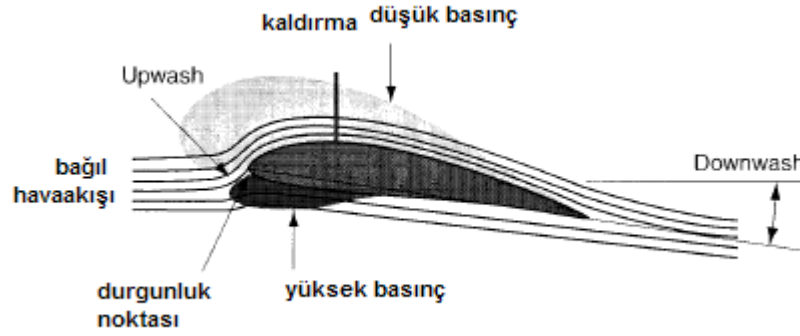
Kamburluk eğrisi veterle çakışmıyorsa bu tür profillere kamburluklu profil denir. Kamburluk eğrisi veterin üzerinde olan profillere pozitif kamburluklu profil, kamburluk eğrisi veterin altında olan profillere negatif kamburluklu profil, kamburluk eğrisi ile veterin çakışması durumunda simetri profil denir.

Ses altı hızlarda kullanılan kanat profillerinin genellikle dairesel (veya özel olarak geliştirilmiş bir çok profilde eliptik) bir hücum kenarı vardır. Profil kalınlığı genellikle çeyrek veterle yarım veter arasındaki bir noktaya kadar düzgün bir şekilde artar. Kesit bu noktadan sonra firar kenarına doğru sivrilir. Firar kenarı sivri veya bazı profillerde imalat zorluğu nedeniyle hafifçe küt olabilir.

Kanat profillerinin koordinatları literatürde genellikle vetere ve hücum kenarına bağlı bir eksen takımında veter boyu ile bölünmüş olarak ($\bar{x}_i = x_i / c$, $\bar{y}_i = y_i / c$) veya veterin yüzdesi cinsinden ($x_i / c.100$, $y_i / c.100$) verilir [88].

4.1.2. Kanat profili etrafındaki hava akışı

Simetrik bir profil şekli durumunda (hava akışına paralel) eşit sayıda hava partikülü kanadın üst yüzeyi ve alt yüzeyi boyunca akar. Sürtünme minimumdur ve profilin karın ve sırt yüzeyleri arasında basınç farkı mevcut değildir. Kamburluklu profil durumunda, üstteki hava partikülleri, profilin alt kısmındaki hava partiküllerinden daha fazla mesafe kat etmelidir. Süreklilik yasasına göre, birim zamandaki hava akışı partiküllerinin sayısı, dış hava akışı partikül sayısına eşittir. Bu demek oluyor ki; kanadın üst kısmı boyunca hareket eden partiküller, alt kısmı boyunca hareket eden partiküllerden hızlı hareket etmelidir. Bu ise üstteki basıncın alttaki basınçtan daha düşük olduğu anlamına gelmektedir. Bu basınç farklılığı taşıma kuvvetini oluşturur. (Şekil 4.2)

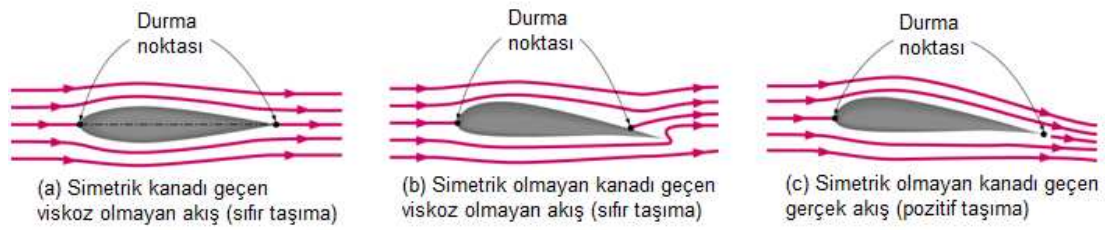


Şekil 4.2: Aerodinamik taşımanın gelişimi [86]

Kanat hücum kenarında ve firar kenarında hızın sıfır, toplam basıncın statik basınca eşit olduğu yani dinamik basıncın sıfır olduğu noktada akış durması meydana gelir ve bu noktaya "durgunluk noktası (stagnation point)" denir.

Hücum açısı sıfır olduğunda simetrik kanadın oluşturduğu taşıma, simetriden beklendiği üzere sıfırdır ve durma noktası şekil 4.3'de de görüldüğü gibi hücum ve firar kenarlarındadır. Küçük hücum açılarındaki simetrik olmayan profillerde ön durma noktası hücum kenarının altına doğru ilerler ve arka durma noktası ise üst yüzeyin firar kenarına yakın kısmına hareket etmiştir. Beklenenin aksine taşıma sıfır olarak hesaplanır. Bu durum, deneysel gözlemler ve ölçümlerle açık bir çelişki içerisinde. Gözlemlenen olayla aynı çizgiye gelmesi için teoride değişiklik

yapılması gerektiği açıktır. Çelişkinin kaynağı, arka durma noktasının firar kenarı yerine üst yüzeyde olmasıdır. Bu ise alt taraftaki akışkanın hemen hemen U-dönüşü yapmasını ve yüzeye tutulu kalarak durma noktasına doğru firar kenarı etrafında dönmesini gerektirir. Bu olay fiziksel olarak imkansız olup zira gözlemlenen olgu, keskin dönüşlerde meydana gelen akım ayrılmasıdır. Dolayısıyla alttan gelen akışkan firar kenarından düzgün bir şekilde ayrılır. Üsten gelen akışkan ise arka durma noktasını öteleyerek buna karşılık verir. Gerçekte üst yüzeyde durma noktası tam firar kenarına gelir. Böylelikle üst ve alt taraftan gelen iki akım firar kenarında karşılaşarak, firar kenarına paralel düzgün bir aşağıakım (downwash) akışı meydana getirir. Bernoulli etkisi nedeniyle, üst yüzeydeki hızın yüksek, dolayısıyla bu yüzeyde basıncın daha düşük olması sonucu taşıma sağlanır [66].



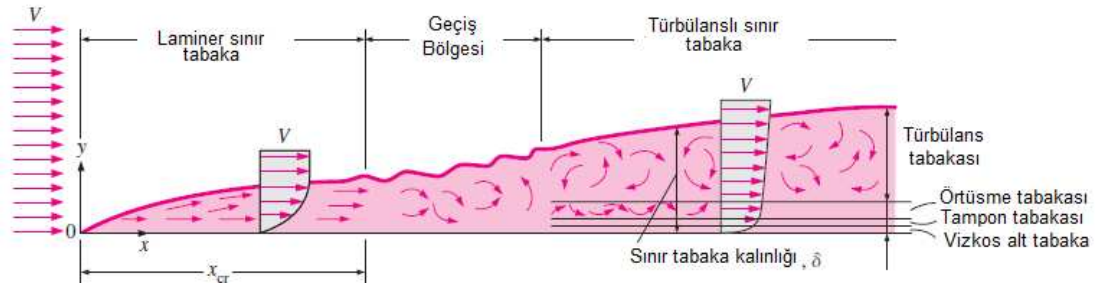
Şekil 4.3: Simetrik ve simetrik olmayan iki boyutlu kanatları geçen dönümsüz ve gerçek akışlar [66]

Bir akış sırasında akışkanın molekülleri birbirine paralel katmanlar şeklinde hareket ediyor ve birbirleri ile çarpışmıyorsa ve düzenli bir akış varsa bu akım türüne "laminer akış", şayet düzensiz ve akım katmanları birbirine karışmış vaziyette bir akış varsa bu akım türüne de "türbülanslı akış" denir. Taşıma kuvvetinin büyük bir bölümünü sağlayan kanat üzerindeki hava akışının laminer akış olması gereklidir. (Şekil 4.4)

Hava yüzey üzerinden akarken, hava akımı ile yüzey arasında temas olmaktadır. Yüzeyde sürtünmeden dolayı hava parçacıkları yavaşlar ve bağlı hız sıfıra yakınsar. Yüzey üzerindeki yavaşlatıcı kuvvetler kademe kademe azalır, ta ki yüzeyin hafif üstündeki hava akımının parçacıkları tam hız kazanana kadar. Yüzeyin hemen üstündeki bu hava "sınır tabaka" diye adlandırılır. Sınır tabakanın hücum kenarından uzaklaştıkça kalınlığı artar. Firar kenarına doğru laminer sınır tabakanın bazı alanları titreşimli ve hareketli bir hale gelmeye başlar. Laminar sınır tabakasında meydana

gelen bu dalgalanma sonunda daha da büyür, şiddetlenir ve düz laminar akışı yok eder. Laminer akışın bittiği bölge türbülanslı akım olarak adlandırılır. Hem laminer akışın hem de türbülanslı akışın görüldüğü bölgeye “geçiş bölgesi” adı verilir.

Sınır tabakası özellikle kanat üzerinde çok önemlidir. Çünkü uçağı taşımaya çalışan kuvvetin oluşumunu sağlayacak olan kanat üzerindeki ve altındaki basınç farkının yaratılmasında sınır tabakası önemli bir görev üstlenmektedir. Bu tabakanın yüzeyden ayrılması taşıma kuvvetinin azalmasına hatta yok olmasına sebep olabilecektir.



Şekil 4.4: Düz tabaka üzerinde sınır tabakanın gelişmesi ve farklı akış rejimleri [66]

4.1.3. Aerodinamik kuvvetler

Cismin etrafında hava akışından dolayı meydana gelen kuvvetlere aerodinamik kuvvetler denir. Bu kuvvetler ile ilgili bir eşitlik çözüldürken kuvvetlerin meydana gelmesine sebep olan faktörlerin tespit edilmesine ihtiyaç vardır. Kuvvetlerin oluşmasına ve etkilenmesine sebep olan pek çok faktör bulunmasına rağmen en önemlileri şunlardır:

- Hava akış hızı (V)
- Hava akışkanının yoğunluğu (ρ)
- Profilin kapladığı alan - kanat alanı (S)
- Profil yüzeyinin şekli
- Hücum açısı (α)
- Viskozite etkileri (μ)
- Sıkıştırılabilirlik özellikleri

Aerodinamik kuvvet, net basınç farkı ile kanat alanı çarpılarak bulunabilir; fakat basınç farkı hücum açısı ile değişmekte olduğundan matematiksel olarak hesaplamak son derece güçtür. Hâlbuki tecrübeler, basınç farkının dinamik basınç ile doğru orantılı olarak değiştiğini göstermektedir. Her hücum açısı için dinamik basınçta meydana gelen bir artma, basınç farkını da artırmaktadır.

Kanatların taşıma üretmesi, kanat profilleri etrafında basınç farklılığı oluşturularak elde edilir. Basınç farklılığı, profil etrafındaki akımın hızlanması, akımın hızlanması ise yolun uzatılması yada kamburluğun artırılması ile elde edilir. Kanadın alt ve üst yüzeyleri arasındaki bu basınç farkı taşıma kuvvetini doğurur. Profil etrafındaki basınç dağılımının sonucu serbest akım yönüne dik Taşıma kuvveti (L), serbest akım yönüne paralel Sürüklenme kuvveti (D) ve Moment (M) şekil 4.5'te görüldüğü gibi oluşmaktadır.

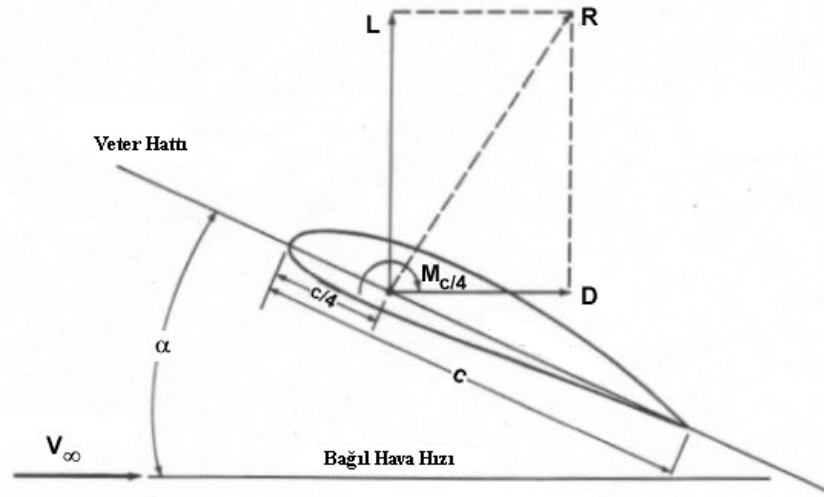
Teorik veya deneysel olarak elde edilen veriler, taşıma katsayısı (C_L), sürüklenme katsayısı (C_D) ve moment katsayısı (C_M), serbest akım hızı (V_∞), serbest akım yoğunluğu (ρ_∞) ve ortalama veter (\bar{c}) bağlı olarak,

$$L = \frac{1}{2} C_L \cdot \rho_\infty \cdot V_\infty^2 \cdot S \quad (4.4)$$

$$D = \frac{1}{2} C_D \cdot \rho_\infty \cdot V_\infty^2 \cdot S \quad (4.5)$$

$$M = \frac{1}{2} C_M \cdot \rho_\infty \cdot V_\infty^2 \cdot S \cdot \bar{c} \quad (4.6)$$

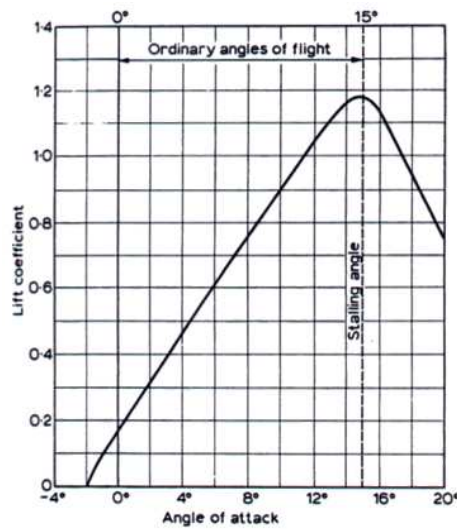
ile hesaplanır.



Şekil 4.5: Profil etrafındaki aerodinamik kuvvetler

4.1.3.1. Taşıma kuvveti

Uçuş yönüne dik doğrultuda uygulanan kuvvete taşıma kuvveti denir. Taşıma kuvveti bileşke bağıl rüzgara dik açıda etki yapan toplam aerodinamik kuvvetin bir bileşenidir. Bu taşıma kuvvetini aerodinamik kesitin basınç merkezine etki yaptığı kabul edilir. Bu kuvvetin büyüklüğü aerodinamik kesitin etrafından geçen hava akış hızına, havanın yoğunluğuna, profil şekline ve hücum açısı ile doğru orantılı olarak değişir. Şekil 4.5' te aerodinamik kesite etki eden taşıma kuvveti gösterilmektedir.



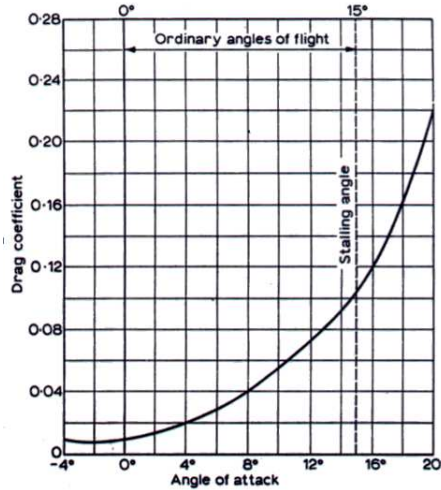
Şekil 4.6: Taşıma katsayısı-hücum açısı grafiği [89]

Bir kanat profilinin taşıma kuvveti, veter eksenine ile gelen hava hızı doğrultusundaki açının (hücum açısı) artmasına bağlıdır. Ancak hücum açısının öyle bir değeri vardır ki burada taşıma kuvveti maksimum değerine ulaşır ve ondan sonra hücum açısı daha da arttırılırsa taşıma artmadığı gibi aksine aniden düşer ve kanat aşırı türbülansa yani stola (perdövites) girer. (Şekil 4.6)

4.1.3.2. Sürüklenme kuvveti

Aerodinamik kesitin hava içerisindeki hareketini geciktiren, engel olan kuvvete, sürüklenme kuvveti denir. Geri sürüklenme kuvveti, aerodinamik kesit üzerindeki basınç dağılımından ve aerodinamik kesit boyunca havanın hareketinden doğan sürtünmeden oluşur. Sürüklenme kuvveti, uçağın performansını düşürür, hareketi engelleyerek yakıt tüketimini arttırdığı için menzile, havada kalış ve maksimum hızı da etkileyecektir. Hız değişikliği olmaksızın yapılan bir uçuşta geri sürüklenme kuvveti, ileri çekici kuvvete eşit ve ters yöndedir [86].

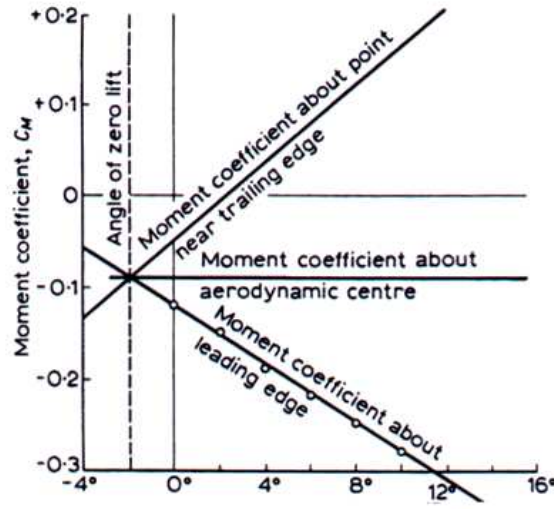
Sürüklenme kuvveti, akışkanın viskozitesine ve basınç farklılıklarından dolayı da cismin şekline bağlı olup profil sürüklenme katsayısına bağlı olarak değişmektedir. Şekil 4.7’de görüldüğü gibi sürüklenme katsayısı hücum açısının artmasıyla artmaktadır.



Şekil 4.7: Sürüklenme katsayısı-hücum açısı grafiği [89]

4.1.3.1. Yunuslama momenti

Profil etrafındaki basınç ve kayma gerilmelerinin profil ağırlık merkezi etrafında oluşturduğu dönme kuvvetine moment denir. Moment, hücum kenarı, firar kenarı, %25 veter gibi seçilmiş herhangi bir noktaya göre hesaplanabilir (Şekil 4.8). Bununla beraber momentin hücum açısından bağımsız olduğu bir nokta mevcuttur. Hücum açısı değiştiğinde bu noktaya göre moment değişmemektedir. Bu nokta aerodinamik merkez olarak adlandırılır.

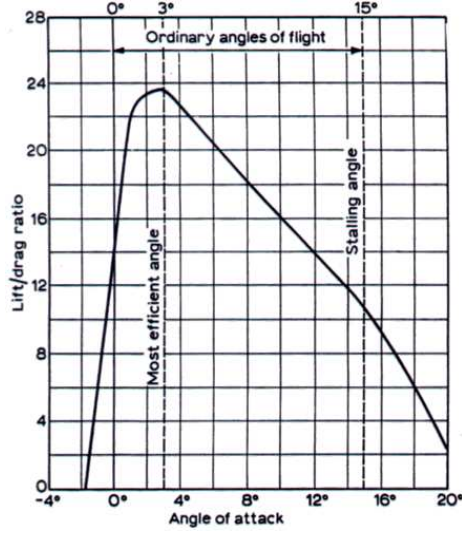


Şekil 4.8: Moment katsayısı- hücum açısı değişimi [89]

4.1.4. Aerodinamik etkinlik (Fines)

Profillerde taşıma katsayısı ile sürüklenme katsayısının hücum açısıyla değişim oranı farklıdır. Bu nedenle profillerde taşıma katsayısı ve sürüklenme katsayısının hücum açısıyla değişimi yerine taşıma katsayısının sürüklenme katsayısına oranının hücum açısıyla değişimi kullanılmaktadır. Bu oran aerodinamik etkinlik (fines) olarak adlandırılarak E ile gösterilmektedir. (Şekil 4.9)

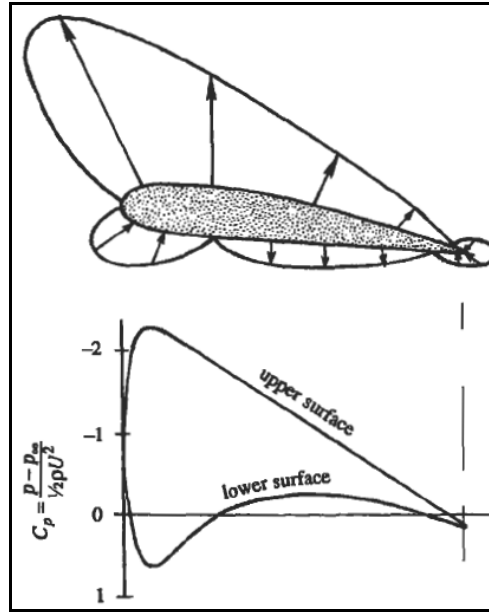
$$E = \frac{C_L}{C_D} \quad (4.7)$$



Şekil 4.9: Fines-hücum açısı değişimi [89]

4.1.5. Basınç katsayısı

Bir profil etrafındaki basınç alanı incelenirken referans olarak ortam basıncı alınır. Profil etrafındaki herhangi bir noktada basınç katsayısının (C_p) pozitif yada negatif olması ortam basıncından büyük yada küçük olmasını göstermektedir. Basınç katsayısı negatif ise ortam basıncından düşük olduğunu, pozitif ise ortam basıncından yüksek olduğunu gösterir. (Şekil 4.10)



Şekil 4.10: Profil etrafında basınç katsayısı değişimi [89]

Basınç katsayısı boyutsuz bir sayı olup P , statik basınç, P_{ref} , referans basınç ve q_{ref} ise dinamik basınç olmak üzere

$$C_p = \frac{P - P_{ref}}{q_{ref}} \quad (4.8)$$

denkleminle bulunur. Dinamik basınç, ρ hava yoğunluğu ve V akım hızı olmak üzere,

$$q_{ref} = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \quad (4.9)$$

bağıntısıyla hesaplanır.

5. OTOMOBİL AERODİNAMİĞİ

Katı cisimler üzerindeki akışlarla pratikte sıklıkla karşılaşılır ve bu durum sayısız fiziksel olayın gerçekleşmesine yol açar. Bunlara örnek olarak arabalar, elektrik hatları, ağaçlar ve su altı boru hatları üzerine etki eden direnç kuvveti; uçak kanatlarının oluşturduğu taşıma; yağmur, kar ve dolu taneciklerinin, toz parçacıklarının şiddetli rüzgarlarda yukarı doğru sürüklenmesi; kan akışı ile alyuvarların taşınması; sıvı damlacıklarının spreylerle sürüklenmesi ve yayılması; akışkan içinde hareket eden cisimlerin oluşturduğu titreşim ve gürültü verilebilir. Dolayısıyla dış akışın iyice kavranması; uçaklar, arabalar, binalar, gemiler, denizaltılar ve her çeşit türbin gibi çoğu mühendislik sistemlerinin tasarımı bakımından önemlidir. Örneğin son model arabalar, aerodinamiğe özel bir önem verilerek tasarlanmaktadır. Bu durum, arabaların yakıt tüketiminde ve gürültüde önemli oranda düşme ve kontrolünde önemli iyileştirmeler sağlamıştır [66].

Aerodinamik, genel anlamda havanın kuvvetsel etkilerini inceleyen bilim dalıdır. Katı bir cisim etrafında akan hava veya hareketsiz duran hava içinde hareket eden katı cisim söz konusu olduğunda, hava aerodinamik kanunlarına uygun davranır. Havanın göreceli hareketinden kaynaklanan kuvvetler taşıma ve sürüklenme kuvvetleridir. Hava taşımacılığında bu iki kuvvet önemli yer tutarken kara nakil araçları için belli bir hıza kadar sadece direnç sürüklenme kuvveti göz önüne alınır. Ancak çok hızlı araçlarda örneğin Formula 1 yarış arabalarında kaldırma kuvveti (aracın yol tutuşuyla ilgili olarak) dikkate alınması gereken değerlere ulaşır [90].

Üretici firmalar, araçlarının insanın ayağını yerden kesmek yanında yüksek sürat, yüksek taşıma kapasitesi, ekonomi gibi üstün performans özelliklerine sahip olması gerektiğini fark ettiklerinden bu yana bir yandan motor tarafından sağlanan gücü artırma, diğer yandan da aracın sistemlerindeki ve bilhassa hava direncinden kaynaklanan kayıpları minimize etme yolları aramışlardır. İlk binek otolarının bir telefon kulübesinden farkı yok iken günümüzdeki otomobil üreticileri araçlarının

daha iyi aerodinamik özelliklere sahip olmaları amacıyla köklü form değişikliklerine gitmişlerdir ve bu konudaki Ar-Ge çalışmalarına büyük önem vermektedirler. Özellikle rekabet piyasasında daha geniş yer hedefleyen üreticiler araçlarının ekonomikliğini artırırken, ekonomikliğini artırmada engellerden biri olan hava direnç kaybını azaltmak için bu tür araştırmalara gelirlerinin belli bir kısmını ayırmaktadırlar [91]. Yüksek hızlı araçlarda aerodinamik kayıpları en aza indirmek için ayrılan pay çok daha fazladır.

5.1. Aerodinamik Direnç Kuvveti

Şiddetli rüzgarların ağaçları, elektrik direklerini ve hatta tırları devirdiği görülmüş ve vücudunuz üzerindeki güçlü "itme" etkisini hissetmişsinizdir. Aynı his, hareket eden arabanın penceresinden el uzatıldığında da yaşanır. İşte bir cismin akışkan içerisinde, hareket etmesini zorlaştıran bu kuvvete direnç denir.

Direnç kuvveti, akışa maruz kalan cisme doğrudan doğruya kalibre edilmiş bir yay bağlayarak ve akış yönündeki yer değiştirmeyi ölçerek (yaylı terazi ile ağırlık ölçülmesi gibi) ölçülebilir. Direnç terazisi adı verilen daha karmaşık direnç ölçüm cihazları ise direnci elektronik olarak ölçmek için yük köprülerinin tutturulduğu esnek kirişler kullanır [66].

Direnç, tıpkı sürtünme gibi çoğunlukla arzu edilmeyen bir etki olduğundan bunu en aza indirebilmek için gayret edilir. Direncin azaltılması arabalarda, denizaltılarda ve uçaklarda yakıt ekonomisi sağlaması açısından önemlidir. Sert rüzgarlara maruz kalan yapıların güvenliğinin ve dayanıklılığın artırılması, gürültünün ve titreşimin azaltılması direncinin azaltılması ile yakından ilgilidir. Ancak araç fren mesafelerinin kısaltılması durumlarında direnç çok faydalı bir etki sağlar.

Direnç kuvveti, yüzey kayma kuvveti ile basınç kuvvetinin birleşik etkisi ile akışkanın akış yönünde cisim üzerine uyguladığı net kuvvettir. Doğrudan yüzey kayma gerilmesi τ_w 'den kaynaklanan direnç kısmına, sürtünme etkileri yüzünden meydana geldiği için yüzey sürtünme direnci (veya sadece sürtünme direnci F_D), doğrudan P basıncından kaynaklanan kısma ise basınç direnci denir (cismin şekliyle

yakından ilgili olduğundan buna şekil direnci adı da verilir). Sürtünme ve basınç direnci katsayıları aşağıdaki gibi tanımlanır:

$$C_{D,sürtünme} = \frac{F_{D,sürtünme}}{\frac{1}{2}\rho V^2 A} \quad (5.1)$$

$$C_{D,basınç} = \frac{F_{D,basınç}}{\frac{1}{2}\rho V^2 A} \quad (5.2)$$

Sürtünme ve basınç direnci katsayıları veya kuvvetleri bilindiğinde, toplam direnç katsayısı veya direnç kuvveti bu değerleri toplayarak bulunabilir:

$$C_D = C_{D,sürtünme} + C_{D,basınç} \quad (5.3)$$

$$F_D = F_{D,sürtünme} + F_{D,basınç} \quad (5.4)$$

Sürtünme direnci yüzey kayma kuvvetinin akış yönündeki bileşenidir. Bu nedenle sürtünme direnci cismin yerleştirilme biçimine ve ayrıca yüzey kayma gerilmesi τ_w 'nin büyüklüğüne bağlıdır. Akışa dik düz yüzey için sürtünme direnci sıfırdır, akışa paralel düz yüzey için ise maksimumdur. Çünkü bu durumda sürtünme direnci yüzeydeki toplam kayma kuvvetine eşittir. Dolayısıyla düz yüzey üzerindeki paralel akış için direnç katsayısı sürtünme direnç katsayısına veya basit olarak sürtünme katsayısına eşittir [66]

Sürtünme direnci viskoziteyle doğru orantılı olarak değişmektedir. Reynolds sayısı ise akışkan viskozitesi ile ters orantılıdır. Bu yüzden keskin yüzeylerden arındırılmış cisimler için yüksek Reynolds sayılarında sürtünme direncinin toplam dirence katkısı az olup çok yüksek Reynolds sayılarında ihmal edilebilir. Böyle durumlardaki direnç, önemli oranda basınç direncinden kaynaklanır. Düşük Reynolds sayılarında ise direncin çoğu sürtünme direncinden ileri gelir. Ayrıca sürtünme direnci yüzey

alanı ile orantılıdır. Bu nedenle yüzey alanı daha büyük olan cisimlerin sürtünme dirençleri daha büyüktür.

Basınç direnci, ön bakış alanı veya dalmış cismin önü ve arkasına etki eden basınçlar arasındaki farkla doğru orantılıdır. Bu yüzden basınç direnci çoğunlukla körlenmiş cisimlerde baskındır. Öte yandan kanatlar gibi akım çizgili cisimlerde ihmal edilebilir ve akışa paralel ince düz plakalarda sıfırdır. Akışkanın cismin eğriliğini takip edebileceği şekilde akışkan hızı çok yüksek olduğunda, basınç direnci en önemli hale gelir ve bunun sonucunda bir noktada akışkan cisimden ayrılarak arkada çok düşük bir basınç bölgesi oluşturur. Bu durumda basınç direnci cismin ön ve arka tarafları arasındaki büyük basınç farkından ileri gelir.

Yolun hava hareketi üzerindeki etkisi göz ardı edildiğinde, bir taşıtın mükemmel şekli temelde gözyaşı damlası şeklindedir. Türbülanslı akış durumu için buna karşılık gelen direnç katsayısı 0.1 civarındadır. Fakat tekerlekler, aynalar, dingiller ve antenler gibi gerekli birçok harici aksamı yer sağlamak için bu şeklin değiştirilmesi gereklidir. Ayrıca rahatlığın sağlanması için taşıtın yeteri kadar yüksek olması ve yol ile arasında minimum bir açıklık bulunması gerekir. Buna ek olarak taşıtlar, garaj veya park yerlerine giremeyecek kadar uzun olamaz. Malzeme veya üretim maliyetlerini denetim altına almak, kullanılmayan herhangi bir "ölü" hacmi minimum yapmayı veya atmayı gerektirir. Sonuç, gözyaşı damlasından ziyade bir kutuya andıran bir şekildedir. Direnç katsayıları 0.8 civarında olan 1920'lerdeki ilk arabaların şekli böyleydi. O zamanlar araba hızları düşük olduğundan ve ana tasarım önceliği direnç olmadığından bu bir sorun teşkil etmiyordu. Metal şekillendirmeye ait imalat tekniklerinin iyileştirilmesi, arabanın şekline daha çok itina gösterilmesi ve akım çizgili hale getirilmesi sonucunda, arabalara ortalama direnç katsayıları 1940'larda 0.70, 1970'lerde 0.55, 1980'lerde 0.451, 1990'larda 0.30'a kadar düşmüştür. İyi yapılmış yarış arabaları için direnç katsayısı 0.2 civarındadır. Öyle görünüyor ki 0.3 civarında olan binek arabalarının direnç katsayılarında daha fazla iyileştirme sağlamak için dar bir alan vardır.

Araba üreticileri arabalarının düşük direnç katsayılı olduğuna dikkat çekerek müşterileri cezbetmeye çalışırlar. Taşıtların direnç katsayısı aralığı, büyük tırlar için

1.0, minibüsler için 0.4, binek arabaları için ise 0.3 civarına değişir. Genel olarak taşıt ne kadar çok körlenmiş (küt halde) ise direnç katsayısı da o oranda yükselir. Dorseli tırlara muhafaza takılması, ön bakış alanını daha çok laminar hale getirerek direnç katsayısını yüzde 20 civarında azaltır.

Direnci azaltmak için akla gelen ilk düşünce cisim akım çizgili hale getirerek akım ayrılmasını azaltmak ve böylece basınç direncini düşürmektir. Hatta araba satıcıları, akım çizgili tasarımları sayesinde arabalarının direnç katsayılarının düşük olduğuna dikkat çekerler. Fakat akım çizgili tasarım, basınç ve sürtünme dirençleri üzerinde ters etki yapar. Bu tasarım, sınır tabakanın ayrılmasını geciktirerek basınç direncini azaltır. Böylelikle cismin önü ile arkası arasındaki basınç farkını düşürüp yüzey alanını artırarak sürtünme direncini artırır. Nihai sonuç hangi etkinin daha baskın olduğuna bağlıdır. Bu nedenle bir cismin direncini azaltmak için yapılan herhangi bir optimizasyon çalışmasında her iki etki de göz önüne alınmalı ve ikisinin toplamını minimum etmeye çalışılmalıdır.

Cismin arka tarafında, sürekli serbest dolaşimli ve geriye doğru akışların ortaya çıktığı düşük basınç bölgesine, ayrılmış bölge ve cisim ardında uzayan akış bölgesine de art izi denir. Ayrılmış bölge ne kadar büyükse basınç direnci de o denli büyük olur. Akış ayrılmasının etkileri, aşağı akımın uzağında, yukarı akım hızına göre azalmış hız biçiminde hissedilir. İki akış tekrar birleştiğinde ayrılma bölgesi de sona erer. Ancak art izi cismin arkasında büyümeye devam eder. Bu büyüme, art izin bölgesindeki akışkan kendi hızını kazanıncaya ve hız profili neredeyse tekrar düz oluncaya kadar devam eder. Viskoz ve dönel etkiler; sınır tabakada, ayrılmış bölgede ve art izinde büyük önem taşır [66].

5.2. Aerodinamik Taşıma Kuvveti

Durgun haldeki bir akışkan, içerisine daldırılmış cisme sadece dik yönde basınç kuvvetleri uygular. Hareketli akışkan ise viskoz etkilerin yol açtığı teğetsel kayma kuvvetlerini yüzey üzerine uygular. Genellikle her iki kuvvetin de akış yönünde bileşenleri vardır ve bu nedenle direnç kuvveti akış yönündeki basınç ve yüzey kayma kuvvetlerinin bileşkesinden kaynaklanır. Basınç ve yüzey kayma kuvvetlerinin

akıŖa dik yöndeki bileŖenleri, cismi aynı yönde hareket etmeye zorlar ve bunların toplamına taŖıma kuvveti (F_L) denir [66]. TaŖıma kuvveti (5.5) formülüyle ifade edilir.

$$F_L = \frac{1}{2} \cdot C_L \cdot \rho \cdot V^2 \cdot A \quad (5.5)$$

Otomobil aerodinamiğinde uçakların tersine kaldırma kuvvetinin küçük olması istenir. TaŖıma kuvvetinin dŖk olması aracın yol tutuŖunun iyileŖmesine ve özellikle virajlarda savrulmamasına yardımcı olur. Ancak ters yönde etki edecek bir baskı kuvveti de, araç ve tekerlek arasındaki sürtünme kuvvetini artıracakđ için yakıt sarfiyatında artıŖa ve hızlanma kabiliyetinde dŖŖe neden olacaktır. Bu nedenle imalatçılar aerodinamik yapıyı kullanarak taŖıma kuvvetini belirli bir seviyede tutmayı amaçlarlar.

Tayfun veya hortum gibi Ŗiddetli rzgrların tehlikeli olmalarının bir nedeni çok alçaktan eserek yukarıya doğru basınç oluŖturup herhangi bir kütleyi havaya savurmasıdır. Benzer bir etki de hızlı kullanılan otomobillerde oluŖmaktadır. Bu etki aracın üstünde oluŖan emme, altında oluŖan taŖıma kuvvetiyle daha çok artmaktadır.

Yüksek hızlı araçlarda aracın üst kaporta yüzeyinin kambur olması bu bölgede eğrilik sebebiyle bir akım karakteristiği taŖıyan hava akımının hareket yönüne dik bir hız bileŖeni kazanmasına neden olur. Böylece yeni bileŖen sayesinde daha büyük değere sahip bir bileŖke hız vektörü ortaya çıkar.

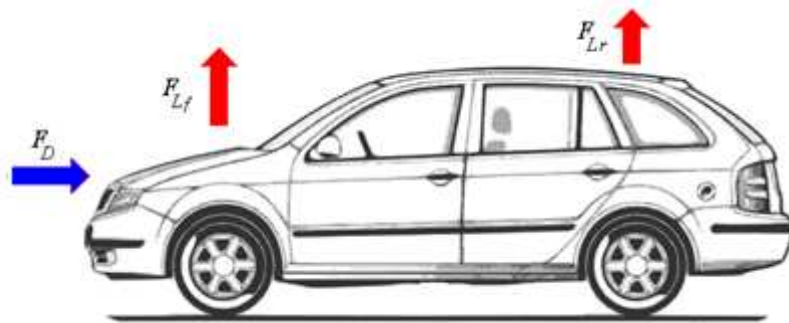
Aracın hızındaki artıŖa paralel olarak araç üstündeki basınç dŖer ve araca yukarıdan emme etkisi yapar. Bu etki oluŖurken bir yandan da aracın altından giren hava, aracı yukarıya kaldırmak için basınç uygular. Bu taŖıma ve emme kuvvetleri aracın tekerleklerindeki ağırlık kuvveti etkisini azaltarak kumandanın zorlaŖmasına bilhassa viraj halinde aracın kolaylıkla savrulmasına ve hatta yerden havalanıp takla atmasına neden olur. Bu sebeple yarıŖ otomobillerinin alt yapısına eğrilik verilerek yere basma kuvvetini artırmaya alıŖılmıŖtır. Buna rağmen tam bir baŖarı

sağlanamamıştır. Şöyle ki: olanca hızıyla giden bir yarış arabasını rüzgâr piste adeta yapıştırır. Rüzgâr bir yandan arabayı piste yapıştırırken, öte yandan arabanın altında oluşan hava cereyanı bir karşı güç oluşturur.

Öndeki otomobile fazla yanaşan bir yarış arabasının üzerindeki rüzgâr baskısı azalır. Çünkü rüzgârın esas baskısını öndeki otomobil karşıladığından dolayı arkadaki otomobilin sürati artar ancak ön tekerlerin piste olan teması zayıflar. Bu durumda saatte 300 km hızla giden araç birden bire açıkta kalıp esen rüzgârla karşı karşıya geldiğinde arabanın altından giren hava tekerlerin yerle olan temasını keser ve aracı havalandırır.

Normal binek araçlarında tehlike bu boyutlarda olmasa da savrulma riski vardır. Porsche 1966'dan 1969'a kadar ürettiği 911 marka araçlarda ağırlık artırımı yaparak soruna pratik bir çözüm bulmuştur. Saatte 225 km hızla giden araçlarının ön tarafına döküm demir, sağ ile sol tarafa birer akü koyarak aracın yere yapışmasını sağlamıştır. Teknik açıdan daha akıllıca çözüm ise kanat (spoiler) kullanımı ile gerçekleşmiştir [92].

İki-boyutlu akışlarda basınç ve kayma kuvvetlerinin bileşkesi iki bileşene ayrılabilir: Bunlardan biri şekil 5.1'de görüldüğü gibi akış yönünde olan direnç kuvveti, diğeri ise akışa dik yönde olan taşıma kuvvetidir. Üç-boyutlu akışlarda ise ayrıca sayfa düzlemine dik yönde ve cismi bu yönde hareket ettirmeye çalışan bir yan kuvvet bileşeni daha vardır.



Şekil 5.1: Otomobil üzerindeki aerodinamik kuvvetler [93]

Yüzeydeki dA diferansiyel alanın etki eden basınç ve kayma kuvvetleri sırasıyla PdA ve $\tau_w dA$ 'dır. İki-boyutlu akışla dA üzerindeki diferansiyel direnç kuvveti ve taşıma kuvveti,

$$dF_D = -PdA \cos \theta + \tau_w dA \sin \theta \quad (5.6)$$

$$dF_L = -PdA \sin \theta - \tau_w dA \cos \theta \quad (5.7)$$

elde edilir. Bu denklemlerde θ , dA 'nın dış normalinin pozitif akış yönü ile yaptığı açıdır. Cisim üzerine etki eden toplam direnç ve taşıma kuvvetleri, Denklem 5.6 ve 5.7'yi cismin tüm yüzeyi boyunca integre ederek bulunabilir.

Direnç kuvveti:

$$F_D = \int_A dF_D = \int_A (-P \cos \theta + \tau_w \sin \theta) dA \quad (5.8)$$

Taşıma kuvveti:

$$F_L = \int_A dF_L = -\int_A (P \sin \theta + \tau_w \cos \theta) dA \quad (5.9)$$

Akışın bilgisayar simülasyonu yapılırken cisimler üzerindeki net direnç ve kaldırma kuvvetleri bu denklemler yardımıyla hesaplanır [66].

6. DENEYSEL ÇALIŞMALAR ve BİLGİSAYAR DESTEKLİ SİMÜLASYONLAR

Bu çalışmada ilk olarak İ.T.Ü. Uçak ve Uzay Bilimleri Fakültesi laboratuvarlarında açık çevrimli bir rüzgar tünelinin deney odasında hız dağılımına bağlı olarak akış kalitesi incelenmiş ve simülasyonla yapılan analizler karşılaştırılmıştır. İlerleyen bölümde NACA 4412 kanat profili üzerinde yapılan akış simülasyonu sonucu elde edilen verilerin literatürdeki deneysel çalışmadan elde edilen verilerle uyumluluğu incelenmiştir. Son olarak da sedan ve hatchback tipi binek otomobillerin aerodinamik simülasyonları yapılarak bu iki modelin karşılaştırılması yapılmıştır.

6.1. Bir Ses Altı Açık Çevrimli Rüzgar Tünelinin Performansının Deneysel Olarak İncelenmesi ve Bilgisayar Destekli Simülasyonu

Deneysel çalışma, yapılacak deneyin çeşidi, deney koşulları, deney sistemi, fiziki ve ekonomik olanaklar gibi koşulların gerçekleşmesi durumunda gerçekleştirilebilir. Böyle bir ortamı her zaman oluşturmak mümkün değildir. Deneye alternatif olarak aynı koşulların sanal ortamda oluşturulmasıyla elde edilecek çalışma çok daha ekonomik, hızlı, zaman tasarrufu ve sonuca çabuk ulaşılması açısından önemlidir. Sayısal hesaplama yöntemi kullanılarak yapılan çalışmada elde edilen sonuçların geçerliliği, deneysel çalışmalarda elde edilen sonuçlara yaklaşılmaması durumunda H.A.D. sonuçları da geçerli olarak kabul edilir. Yapılan çalışmalar, yeterli deneysel olanakların sağlanamamış olmasından dolayı sanal ortamda ANSYS FLUENT 12.0 paket programı kullanılarak yapılmıştır.

6.1.1. Açık çevrimli bir rüzgar tünelinin deney odasındaki akım kalitesinin deneysel olarak incelenmesi

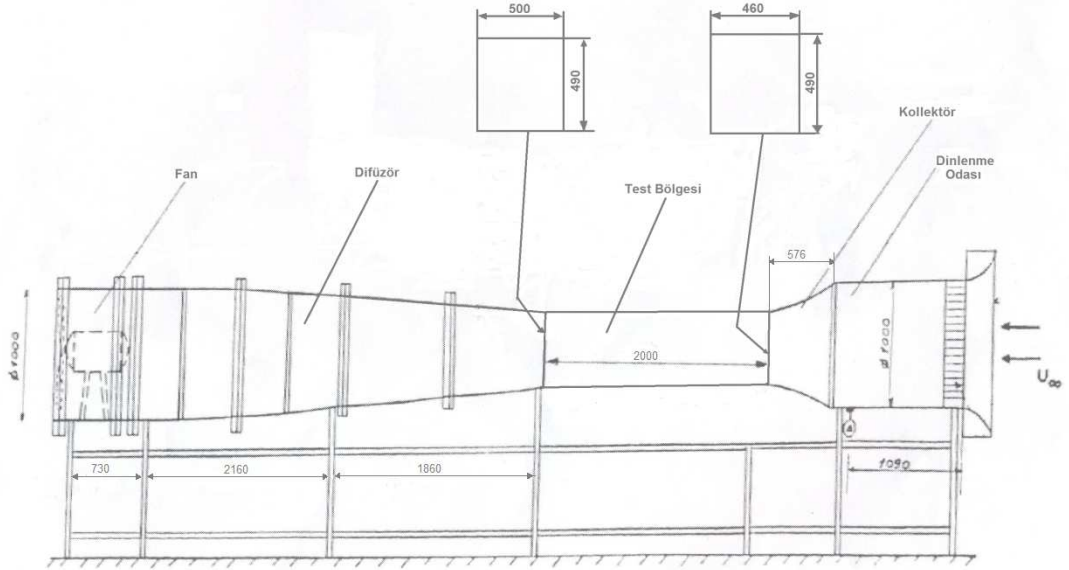
ANSYS FLUENT 12.0 paket programıyla yapılan sayısal modellemenin deneysel çalışmayla uyumluluğunu görmek için İ.T.Ü. Uçak ve Uzay Bilimleri Fakültesi Aerodinamik Laboratuvarında bulunan rüzgar tüneline ölçümler alınmıştır. Çalışmanın yapıldığı Uçak ve Uzay Bilimleri Fakültesi'nin Aerodinamik Laboratuvarının olanakları ve burada tamamlanmış bazı projeleri aşağıdadır; Uçak ve Uzay Bilimleri Fakültesi'nin Aerodinamik Laboratuvarı'nda, 4 sesaltı, 2 sesüstü olmak üzere 6 rüzgar tüneli bulunmaktadır. Hız ve türbülans ölçümünde LDA, PIV, sıcak-tel anemometresi ve çok delikli basınç ölçüm probu gibi sistemlere sahiptir. Kuvvet ölçümlerinde 6 bileşenli dış balans sistemi, basınç ölçümleri için ise çeşitli ebat ve basınç aralığında duyargalar bulunmaktadır. Bu deney olanaklarıyla akışkanlar mekaniği, gaz dinamiği, aerodinamik ve aerotermodinamik konularında deneysel araştırmalar yapılmaktadır. Helikopter aerodinamiği, şok dalgası sınır tabaka etkileşimi, H.A.D. validasyonu, harici yük sertifikasyonu, sesaltı ve sesüstü jet akışları, sesüstü ve sesaltı girdap kopması problemleri, insansız hava aracının aerodinamik analizleri, roket ve mermi aerodinamiği ve araba aerodinamiği konularında deney yapma olanaklarına sahiptir.

Sahip olunan bu olanaklarla sonuçlanmış ve yürütülmekte olan bazı projeler, Çok Amaçlı Helikopter Tasarımı ve Prototip İmali, İ.T.Ü. 150mmx150mm Trisonik Rüzgar Tüneli Deney Olanaklarının Uluslararası Validasyonu, Üç Boyutlu Akış Simülasyonu, İnsansız Hava Aracı Tasarımı, Uçakların Kararlılığı ve Kontrolü, Yüksek Hızlı Olaylarda Ölçme, Harici Yük Aerodinamiği. [94]



Şekil 6.1: İ.T.Ü. açık çevrimli emişli tip rüzgar tüneli

Bu tez çalışmasında İ.T.Ü. Uçak ve Uzay Mühendisliği Aerodinamik Laboratuvarlarındaki şekil 6.1’de görülen açık devreli emişli tip rüzgar tüneline deneysel çalışmalar yapılmıştır. Boyutları şekil 6.2 de verilmiş olan rüzgar tünelinin çalışma hızı 5-30 m/s aralığında değişmektedir. Deney düzeneği sıkıştırılamaz hava akışının çok farklı yönleriyle (hız, basınç, sınır tabaka incelemesi, aerodinamik kuvvetler vb.) incelenmesine olanak vermektedir.

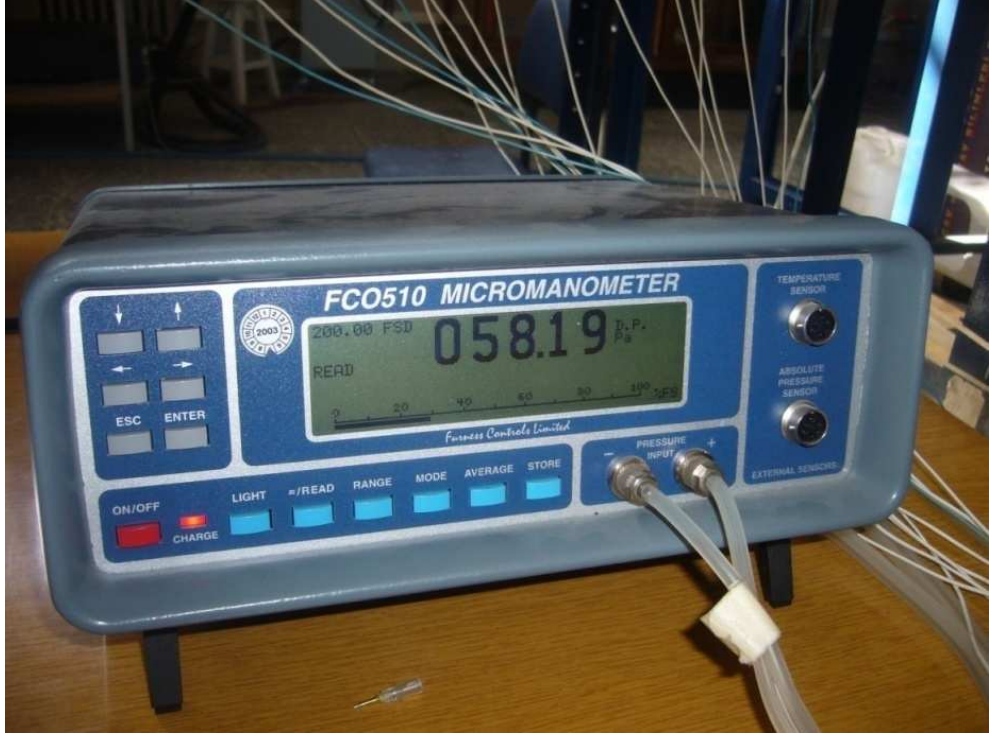


Şekil 6.2: İ.T.Ü. rüzgar tüneli teknik resmi

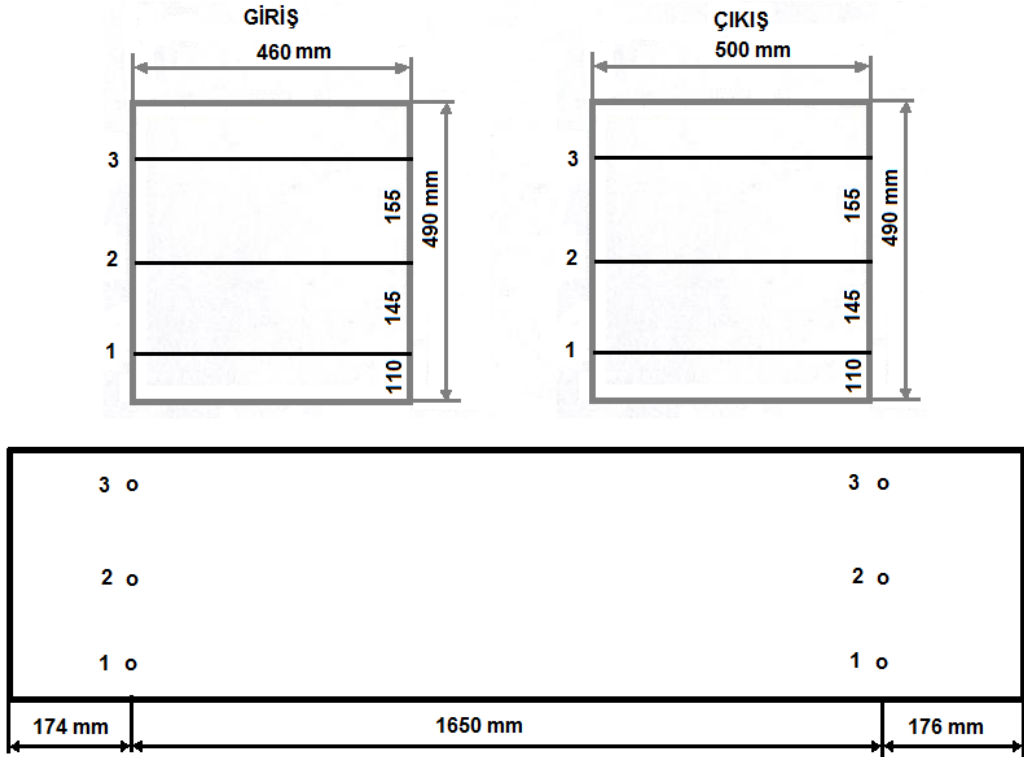
Deney odası kesit genişliği boyunca Şekil 6.3 de görüldüğü gibi kaymalı prob düzeneği kullanılarak hız dağılımı ölçülmüŐtür. Sınır tabaka oluşumunu belirleyebilmek için deney odası duvarlarından itibaren 1 cm'ye kadar 1 mm aralıklarla, 1cm'den itibaren birer cm aralıklarla ölçümler yapılmıştır. Bu lmler Şekil 6.4 de görüldüğü gibi dijital mikro manometre yardımıyla yapılmıştır. Ayrıca deney odası giriş ve çıkış kesitlerinde tabandan itibaren 110 mm, 255mm ve 410 mm yüksekliklerde hız ölçümleri yapılmıştır (Şekil 6.5).



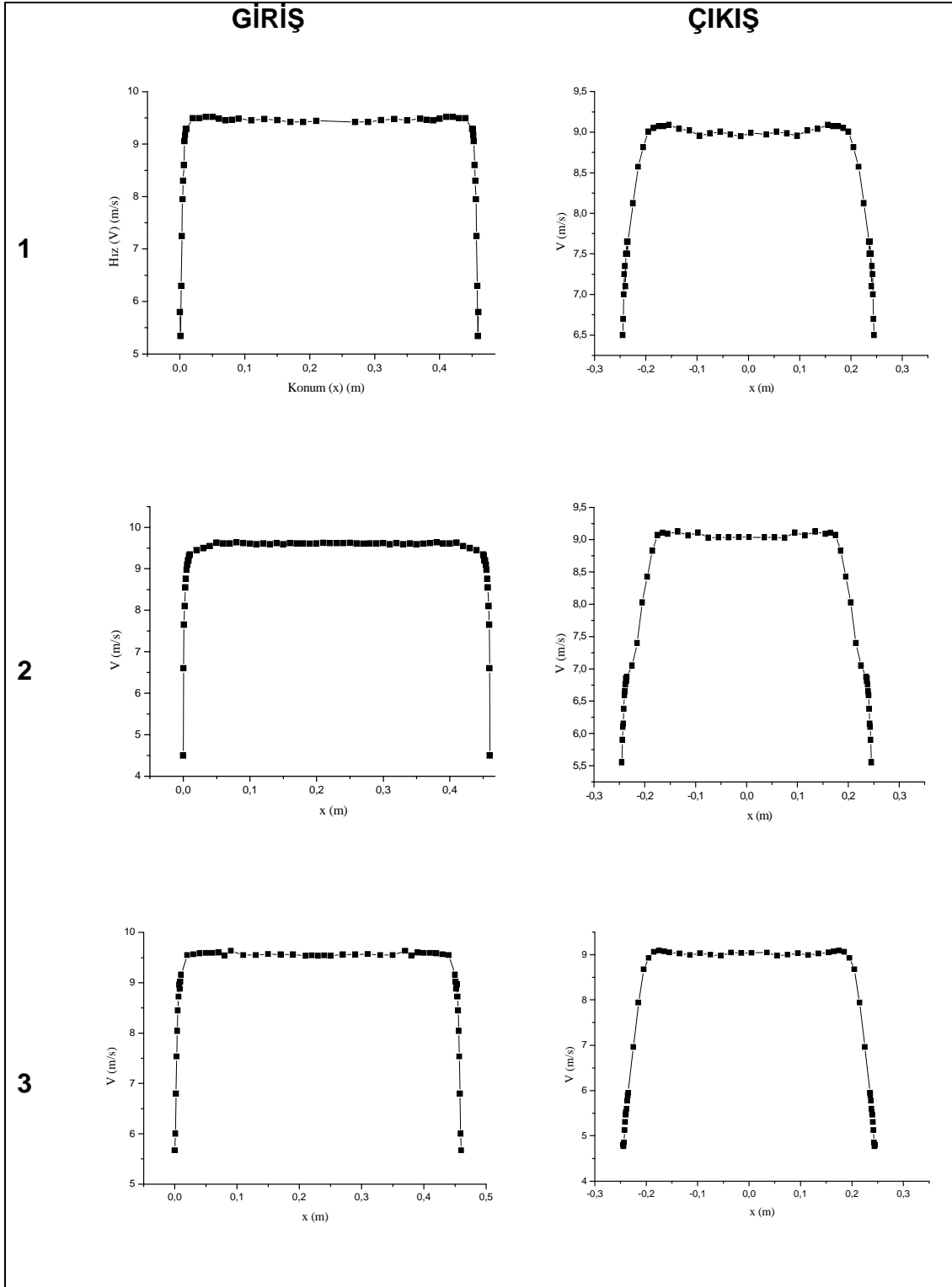
Şekil 6.3: Kaymalı prob düzeneği



Şekil 6.4: Dijital mikro manometre

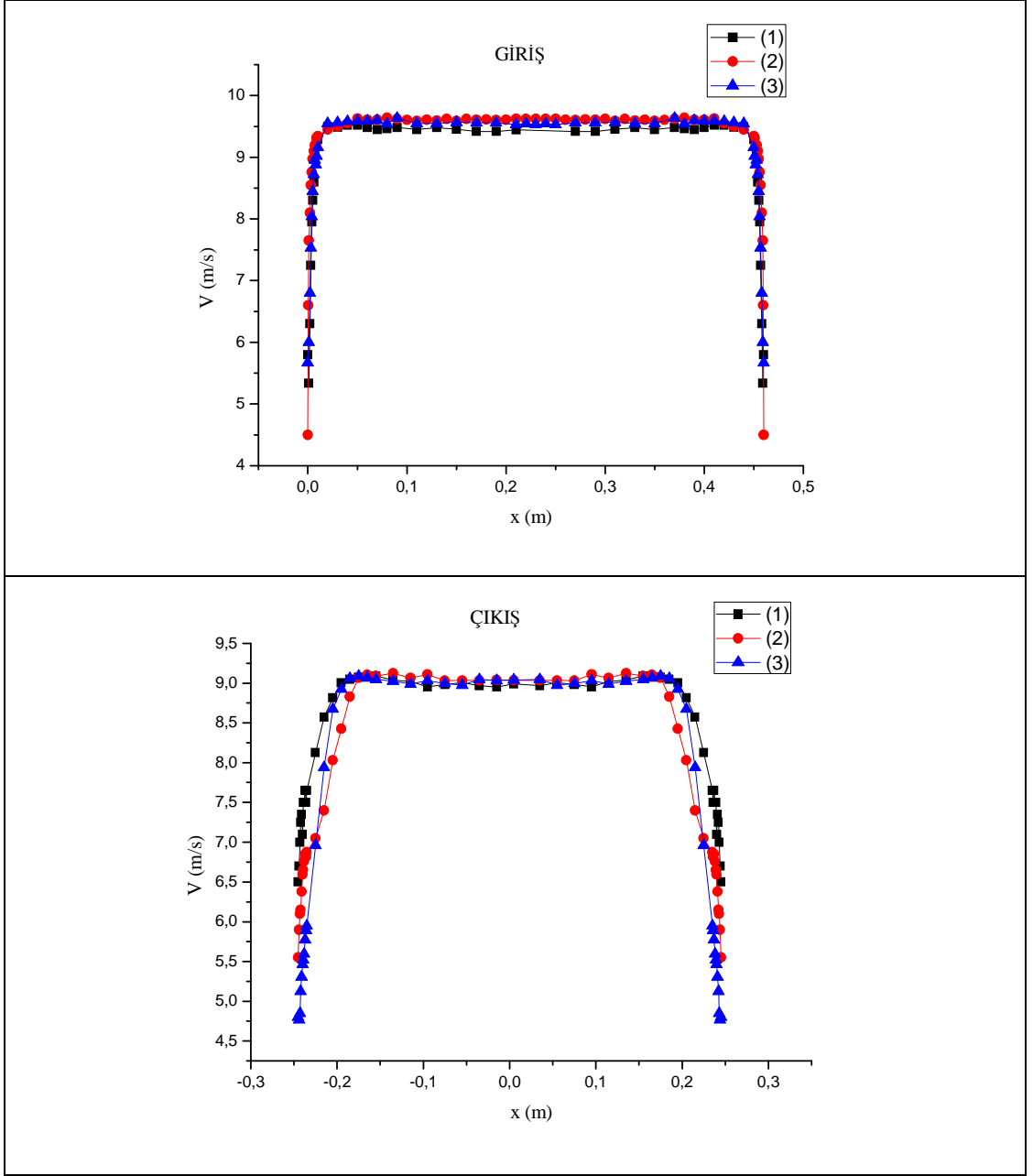


Şekil 6.5: Deney odası ölçüm noktaları



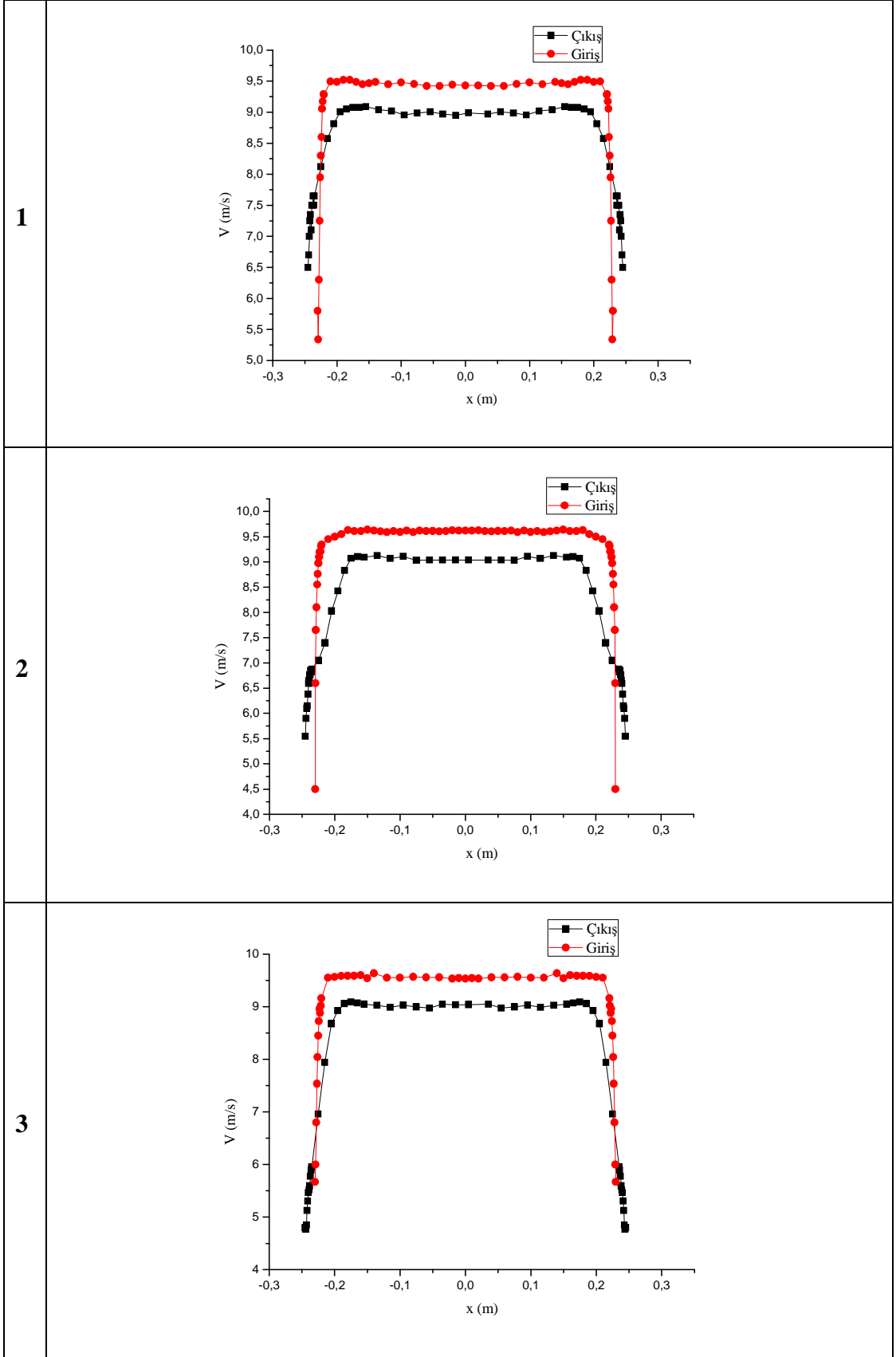
Şekil 6.6: Rüzgar tüneli deney odasının giriş ve çıkış kesitlerinde farklı noktalarda ölçülen hız dağılımları

Rüzgar tüneli deney odası giriş ve çıkış kesitlerinde zeminden aynı yükseklikte ölçüm yapılan noktalardaki hız dağılımı şekil 6.6'da görülmektedir.



Şekil 6.7: Rüzgar tüneli deney odası giriş ve çıkış kesitlerinde farklı noktalardaki hız dağılımlarının karşılaştırılması

Deney odası giriş ve çıkış kesitinde farklı noktalardaki hız dağılımlarının örtüştüğü şekil 6.7’de görülmektedir. Deney odası giriş ve çıkış kesitindeki hız dağılımı yüzeylere yakın bölgelerde sınır tabakanın etkisiyle azalmakta ayrıca çıkış bölgesinde giriş bölgesine göre şekil 6.8’de de görüldüğü gibi hız bir miktar azalmaktadır. Bu azalmanın giriş ve çıkış bölgelerindeki kesit alanı farkından dolayı meydana geldiği anlaşılmaktadır.



Şekil 6.8: Rüzgar tüneli deney odası giriş ve çıkış kesitlerinde aynı noktalardaki hız dağılımlarının karşılaştırılması

6.1.2. Açık çevrimli bir rüzgar tünelinin bilgisayar destekli modellemesi

Hesaplamalı akışkanlar dinamiği (H.A.D.) yazılımları akışkan problemlerini çözebilen nümerik algoritmalarından oluşur. Daha kolay giriş yapmak amacıyla bütün ticari H.A.D. paket yazılımları, problem parametrelerini girmek ve sonuçları görmek için kullanıcı ara yüzeyine sahiptirler. Bundan dolayı bütün kodların üç ana bölümü veya bu işlemleri yapacak yardımcı yazılımları vardır. Bu ana bölümler

- Ön-işlemci (pre-processor),
- Çözücü (solver),
- Son-işlemci (post-processor)

olarak adlandırılır.

Ön işlem bölümünün amacı akış problemine ait geometrilerin ve parametrelerin operatör tarafından girilebilmesi, bir ağ yapısı oluşturulmasını sağlamak ve bütün bu verileri çözücü için uygun bir formata sokmaktır. Veri girişi işlemini kolaylaştırmak için çoğunlukla bir ara yüz kullanılmaktadır. Ön-işlem aşamaları genellikle aşağıdaki gibidir:

- Çözüm bölgesi olarak adlandırılan akış bölgesi geometrisinin tanımı
- Çözüm bölgesinin farklı geometrilerde hücre adı verilen küçük parçalara bölünerek ağ yapısının oluşturulması.
- Modellemede gerekli olan fiziksel ve kimyasal olayların seçimi
- Akışkanın özelliklerinin tespiti
- Çözüm bölgesinde sınır koşullarının belirtilmesi

Akış problemi için çözüm genellikle kontrol hacimleri içerisindeki düğüm noktalarında tanımlanır. H.A.D. çözümünün doğruluğu ağ yapısı içerisindeki eleman sayısı ile orantılıdır. Doğru sonuç ve hesaplama zamanı, ağ yapısının uygun olmasına bağlıdır. Sanayide H.A.D. projelerine ayrılan zamanın yarısından daha fazlası çözüm bölgesi sınır geometrisinin belirlenmesine ve ağ yapısının oluşturulmasına harcanmaktadır. Bundan dolayı, yaygın olarak kullanılan çoğu büyük H.A.D.

yazılımlarının, kullanıcı üretkenliğini arttırmak açısından kendi ön-işlemci ara yüzleri veya yardımcı yazılımları, ağ yapısı oluşturabilme özellikleri veya başka yazılımlarla üretilmiş veriyi işleyebilme özellikleri vardır.

Çözüm kısmı nümerik çözüm tekniklerinden oluşmaktadır. Bu teknikler üç ana gruba ayrılabilir: Sonlu farklar, Sonlu elemanlar ve Sonlu hacim yöntemleri. Çözücünün yaptığı işler ana hatlarıyla aşağıdaki gibi sıralanabilir:

- Basit fonksiyonlar ile bilinmeyen akış değişkenlerine yaklaşım.
- Akış denklemleri ve sonradan gelen matematiksel manipülasyonlar içindeki yaklaşımları ayrıştırma.
- Cebirsel denklemlerin çözümü

Yukarıda belirtilen üç yöntem grubu arasındaki temel farklılık akış değişkenlerine yaklaşım tarzından ve ayrıştırma işlemlerindeki farklılıklardan kaynaklanır [2].

Son-işlemcinin görevi genel olarak çözücü vasıtasıyla elde edilen çok sayıdaki çözüm bilgisinin kullanıcının anlayabileceği, yorum yapabileceği bir takım grafiklere ve şekillere dönüştürmektir.

Bu çalışma kapsamında üç-boyutlu açık çevrimli rüzgar tüneli modelinin geometrisini oluşturmak için GAMBIT yazılımı kullanılmıştır.

GAMBIT yazılımı, ANSYS FLUENT 12.0 gibi H.A.D. analizi yapan yazılımlar için katı sınır geometrilerini ve ağ yapılarını oluşturmak, sınır koşullarının uygulanacağı sınır bölgelerini tanımlamak amacıyla kullanılan bir ön-işlemci yazılımıdır. Gambit H.A.D. analizlerinin üzerinde en fazla vakit harcanan kısmı olan model hazırlama ve sayısal ağ oluşturma işlemlerini, bünyesinde bulundurduğu araçların da yardımı ile, kolaylaştırma ve hızlandırmayı amaçlayan bir yazılımdır. Gambit, sunduğu araçlarla kullanıcısına kaliteli bir çözüm için gerekli ilk şart olan kaliteli sayısal ağa sahip olma imkanı tanır.

Gambit iki boyutta dörtgen ve üçgen elemanların, üç boyutta ise altı yzly, dört yzly ve geçiş elemanları olarak kama tipi ve piramit tipi elemanların kullanımına izin vererek istenilen tipteki sayısal ağın basit ve hızlı bir Şekilde oluşturulmasına imkan verir. Bununla beraber, “boyut fonksiyonu” ve “sınır tabaka aracı” gibi araçları yardımıyla model içinde ve kritik noktalarda eleman yoğunluğunun ve kalitesinin kontrol altında tutulmasına olanak sağlar.

Fluent sonlu hacimler yöntemini kullanan bir Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (H.A.D.) yazılımıdır. 1893’ten bu yana dünya çapında birçok endüstri dalında kullanılan ve günden güne geliŐerek tüm dünyadaki H.A.D. piyasasında en çok kullanılan yazılım durumuna gelen Fluent, en ileri teknolojiye sahip ticari H.A.D. yazılımı olarak kullanıcıların en zor problemlerine kolay ve kısa sürede elde edilen çözümler sunmaktadır.

Fluent genel amaçlı bir H.A.D. yazılımı olarak, otomotiv endüstrisi, havacılık endüstrisi, beyaz eŐya endüstrisi, turbomakine (fanlar kompresörler, pompalar, türbinler v.b.) endüstrisi, kimya endüstrisi, yiyecek endüstrisi gibi birbirinden farklı birçok endüstriye ait akışkanlar mekaniği ve ısı transferi problemlerinin çözümünde kullanılabilir. Bu özelliği sayesinde kullanıcılarına birbirinden farklı birçok probleme aynı arayüzü kullanarak çözüm alma olasılığı sağlar.

Kolay kullanımı ile Fluent, rn performansını ürün henüz tasarım aşamasındayken lme, performansı düŐüren etkenleri detaylı bir Şekilde tespit ederek yine bilgisayar ortamında giderme ve piyasaya iyileştirme işlemleri tamamlanmış son ürünün verilmesini sağlayarak kullanıcılarının zorlu rekabet Şartlarında emsallerinden bir adım nde olmasına katkıda bulunur [92].

Fluent sahip olduğu ileri çözücü teknolojisi ve bünyesinde barındırdığu değişik fiziksel modeller sayesinde laminar, geçişsel ve türbülanslı akıŐlara, iletim, taşınım ve radyasyon ile ısı geçiŐini içeren problemlere, kimyasal tepkimeleri içeren problemlere, yakıt pilleri, akustik, akış kaynaklı gürültü, çok fazlı akışları içeren problemlere hızlı ve güvenilir çözümler üreterek, AR-GE bölümlerinin tasarım esnasındaki en güvenilir araçlardan birisi olmuştur.

ANSYS FLUENT yazılımının akış problemlerini yöneten Navier-Stokes denklemleri en genel halde, süreklilik denklemi, momentum denklemi ve enerji denkleminde oluşur. Süreklilik denklemi vektörel formda:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{V}) = 0 \quad (6.1)$$

şeklinde veya materyal türev kavramı kullanılarak

$$\frac{D\rho}{Dt} + \rho \nabla \cdot \vec{V} = 0 \quad (6.2)$$

şeklinde yazılabilir.

Momentum denklemi vektörel bir denklem olup en genel halde:

$$\rho \frac{D\vec{V}}{Dt} = \rho \vec{f} - \nabla p + \nabla \cdot \tau \quad (6.3)$$

şeklinde yazılabilir. Burada f vektörü bünye kuvvetlerini ifade etmekte olup elektromanyetik etki veya yer çekimi etkisinden kaynaklanır ve havayla ilgili akış problemlerinde genellikle ihmal edilir. τ ise viskoz gerilmeleri belirtmekte olup, hız bileşenleri cinsinden genel olarak

$$\tau_{ij} = -\delta_{ij} \frac{2}{3} \mu \nabla \cdot \vec{V} + \mu \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \quad (6.4)$$

Şeklinde tanımlanır. Burada δ_{ij} Kronecker deltası olup değeri

$$\delta_{ij} = \begin{cases} 1 & i=j \text{ için} \\ 0 & i \neq j \text{ için} \end{cases}$$

şeklinde belirlenmektedir.

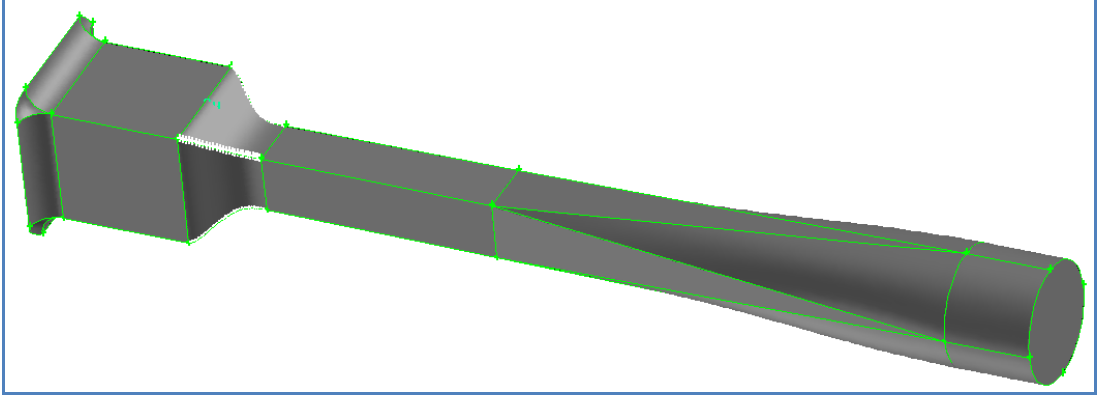
Enerji denklemi genel halde aşağıdaki biçimde yazılabilir:

$$\Phi = \mu \left[2 \left(\frac{\partial u}{\partial x} \right)^2 + 2 \left(\frac{\partial v}{\partial y} \right)^2 + 2 \left(\frac{\partial w}{\partial z} \right)^2 + \left(\frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} \right)^2 + \left(\frac{\partial v}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial y} \right)^2 + \left(\frac{\partial w}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial z} \right)^2 \right] \quad (6.5)$$
$$- \frac{2}{3} \mu \left(\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} + \frac{\partial w}{\partial z} \right)^2$$

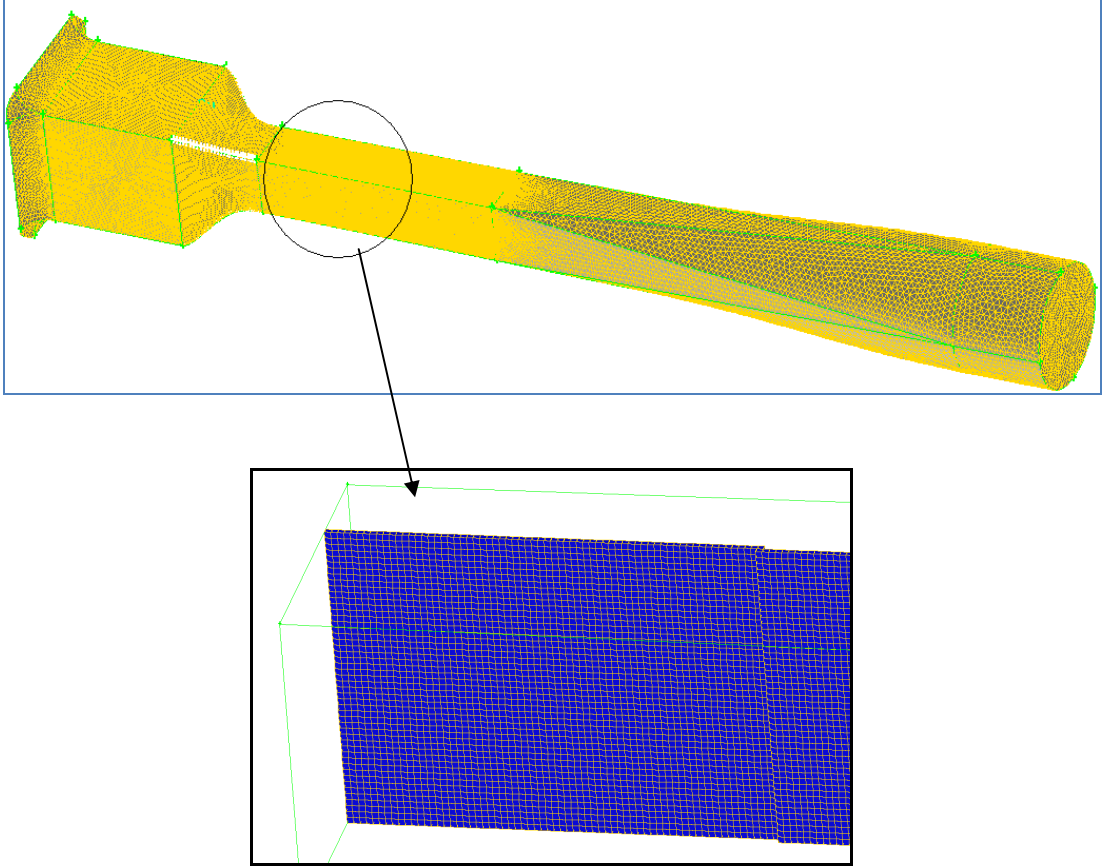
İncelenen problemde herhangi bir kimyasal reaksiyon veya ısı kaynağı varsa 2-6 denkleminin sağ tarafına bu durumu belirten ve hesaba katılan bir S_h terimi eklenmelidir [2].

Bu denklemler en kullanışlı denklemlerin başında gelmektedir. Çünkü, gerek akademik gerekse ekonomik birçok fenomenin fiziğini açıklamaktadır. Hava akıntıları ve okyanus akıntılarının, boru içindeki su akışının, galaksideki yıldız hareketlerinin, kanat etrafındaki hava akımlarının modellenmesinde ve hesaplarında sıkça kullanılırlar [53].

Bu tez çalışmasında ilk olarak Gambit yazılımında deneyin yapıldığı İ.T.Ü. Uçak ve Uzay Bilimleri Fakültesi Aerodinamik Laboratuvarındaki subsonik açık çevrimli emişli tip rüzgar tünelinin geometrisi oluşturuldu (Şekil 6.9). Ağ yapısı olarak dinlenme odası, kolektör ve deney odasında altıgen düzenli yapısal mesh elemanı (hexahedron elemanı, map tipi) diğer bölgelerde üçgen prizma-karma eleman (Tet-Hybrid elemanı TGrid tipi) kullanılmıştır. Sonuçların daha hassas çıkması için deney odasında daha yoğun bir meshleme yapılmıştır (Şekil 6.10). Gambit ön-işlemci yazılımında yer alan seçeneklerden birisi de çözücü yazılımı seçme bölümüdür. Bu seçenek sayesinde sınır şartlarını verme kısmı, seçilen çözücü yazılıma göre dinamik olarak değişmektedir. Bu çalışmada ANSYS FLUENT 12.0 yazılımı kullanıldığı için, belirtilen kısımda bütün uygulamalarda çözücü olarak FLUENT 5/6 seçeneği işaretlenmiştir.



Şekil 6.9: Rüzgar tüneli geometrisi

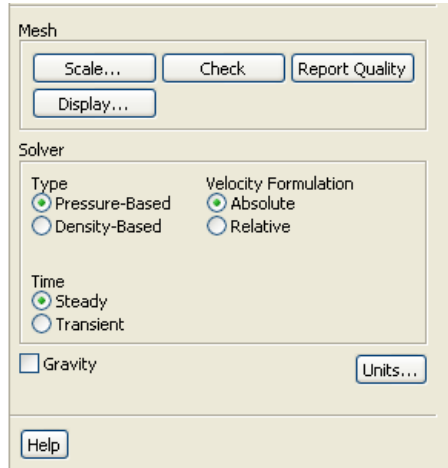


Şekil 6.10: Deney odası mesh yapısı

Rüzgar tüneline giriş-çıkış yüzeyleri dışındaki yüzeyler duvar (wall) olarak nitelendirilmiş olup duvar etkisini temsil eden sınır şartları uygulanmıştır. Giriş yüzeyi “pressure inlet” sınır koşulu girilip çıkış yüzeyinde de “pressure outlet” sınır koşulu uygulanmıştır.

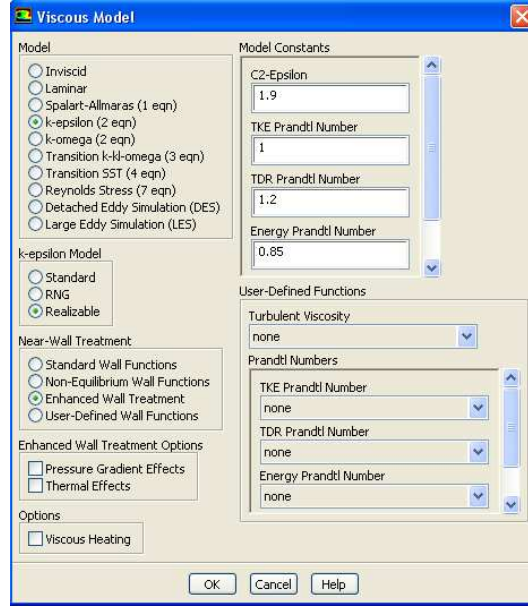
ANSYS FLUENT 12.0 yazılımına geometri ve hücreler alınıp kontrol edildikten sonra çözücünün seçilmesi, akış modelinin seçilmesi, malzeme özelliklerinin girilmesi, çalışma basıncı ve sınır şartlarının verilmesi, ilk sonuç iterasyonunun yapılması, iterasyon artık izleme monitörünün ayarlanması ve son olarak ta hesaba başlanması gerekmektedir.

ANSYS FLUENT 12.0 yazılımı “pressure based” ve “density based” olmak üzere iki farklı çözücü seçeneğine sahiptir. “pressure based” düşük hızlı sıkıştırılmaz akıflarda, “density based” yüksek hızlı sıkıştırılabilir akıflarda kullanılır [95]. Bu çalışmada hava akış hızı yaklaşık olarak 10 m/s olduğu için “pressure based” kullandık. (Şekil 6.11)



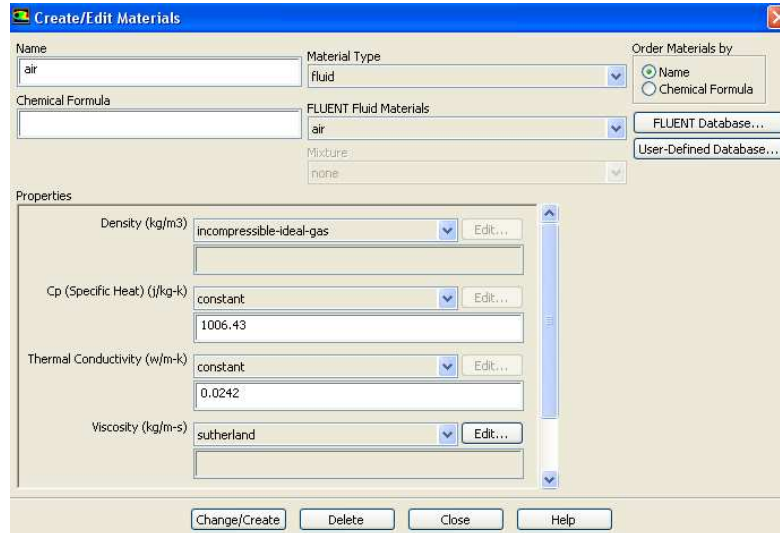
Şekil 6.11: Çözücü seçimi

Türbülanslı akıfların geniş bir kısmında saydamlık, ekonomiklik ve makul bir doğruluk sunmasından dolayı “Realizable k-epsilon” türbülanslı akış modeli seçilmiştir (Şekil 6.12). “k-ε” modeli, model taşınım denklemlerinin iki türbülans niceliği için (ki bu model için k ve ε olmaktadır) çözüldüğü iki denklemler sınıfına aittir. Bu model en çok kullanılan eksiksiz türbülans modelidir ve birçok ticari H.A.D. kodunda mevcuttur.



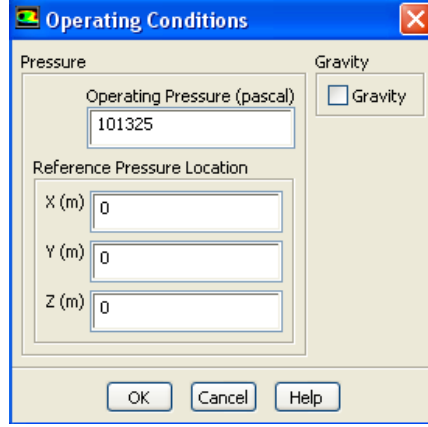
Şekil 6.12: Türbülans akış modeli seçimi

Akışkanın malzemesi “MATERIALS” seçeneğinden girilmektedir (Şekil 6.13). Burada akışkan malzemesi olarak hava seçilip hızımızın düşük olmasından dolayı “sıkıştırılmaz ideal gaz” seçeneği kullanılmış olup, hava için sıkıştırılmaz ideal gaz verileri; basınç katsayısı $1006.43 \text{ J/kg}^\circ\text{K}$, ısıl iletim katsayısı $0.0242 \text{ w/m}^\circ\text{K}$, referans viskozite katsayısı $1.716 \times 10^{-5} \text{ kg/ms}$, moleküler ağırlık 28.966 kg/kgmol kullanılmıştır.



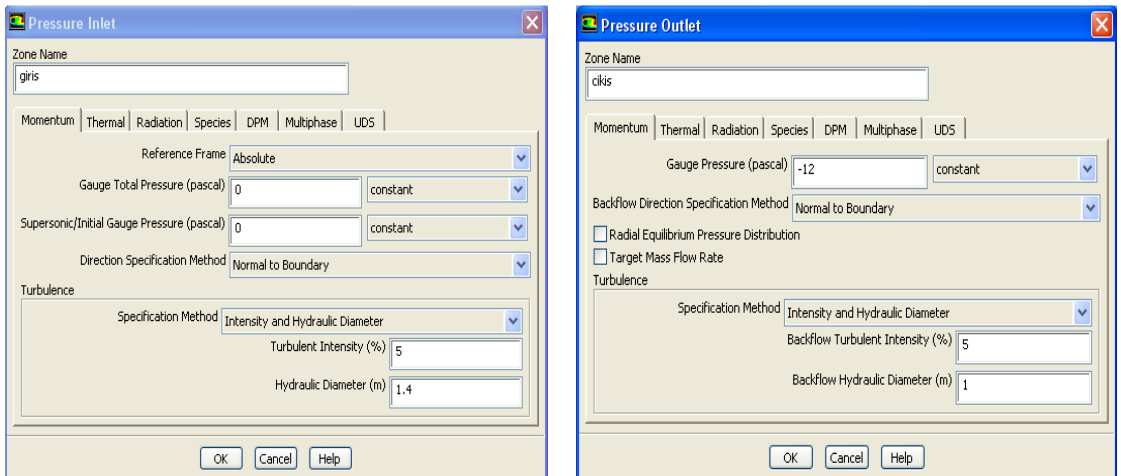
Şekil 6.13: Akışkan Malzemesinin belirlenmesi

Çalışma basıncının değeri “CELL ZONE CONDITIONS” bölümünün altında “OPERATING CONDITIONS” seçeneğinde verilmektedir (Şekil 6.14). Bu çalışmada çalışma basıncı 101325 Pa olarak alınmıştır.



Şekil 6.14: Çalışma basıncı

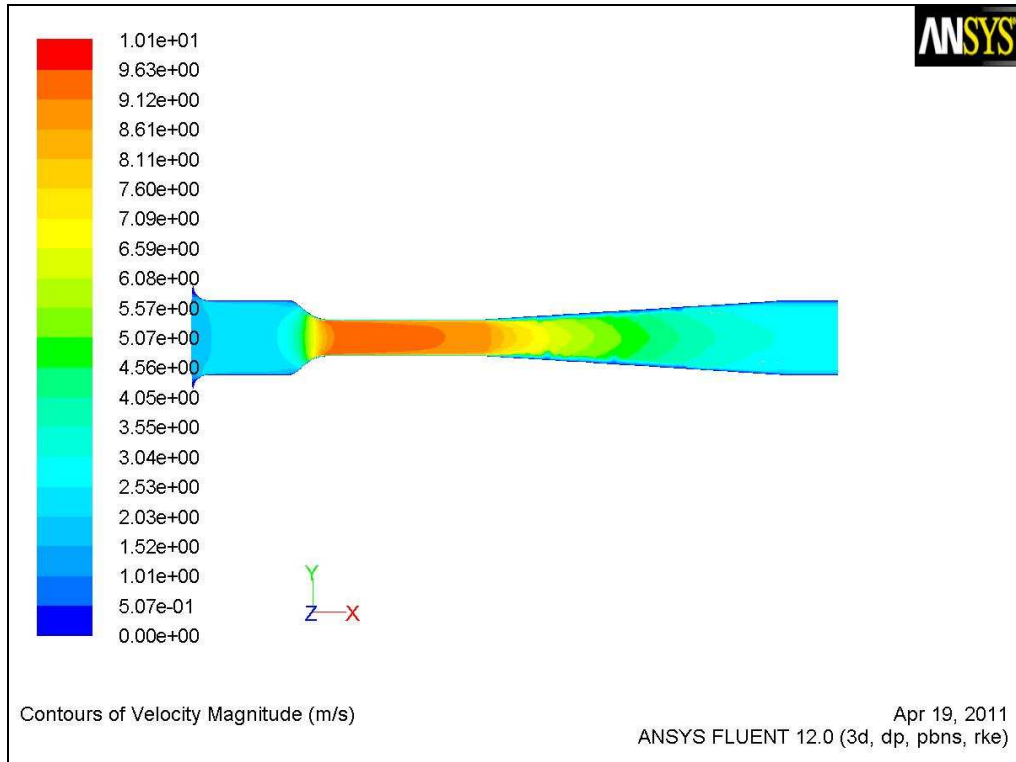
Sınır koşulları “ BOUNDARY CONDITIONS” sekmesinde altında giriş kısmı için “PRESSURE INLET” seçilmiş olup rüzgar tünelimiz emişli tip açık çevrimli olduğu için ölçülen basınç değerini sıfır, türbülans yoğunluğu olarak %5, hidrolik çap olarak ta 1.4 m girdik. Çıkış kısmında ise “PRESSURE OUTLET” sınır koşulu seçilerek bu bölgede fan olduğu için ve bir vakum etkisi yarattığı için ölçülen basıncı -12 Pa, geri türbülans yoğunluğunu %5 ve hidrolik çapı da 1 m olarak girdik (Şekil 6.15).



Şekil 6.15: Sınır koşullarının girilmesi

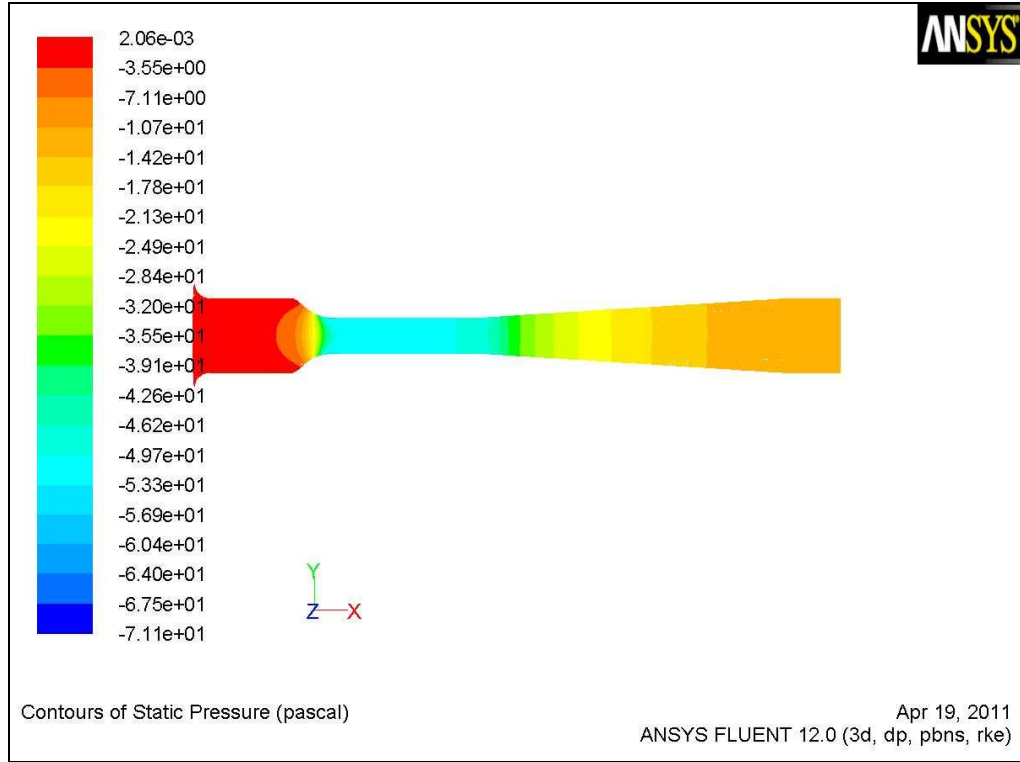
Çözüm hızını ve elde edilecek sonuçların kalitesini etkileyen faktörleri ayarlamak için yazılımın “SOLUTION METHODS” seçeneğine girilmesi gerekmektedir. Bu çalışmada yüksek kaliteli sonuçlar elde etmek için “ikinci derece Upwind” ayrıştırma şeması kullanılmıştır. “ikinci derece Upwind” şemasında, hücre yüzeylerindeki çok boyutlu lineer yapılanma yaklaşımı kullanılarak hesaplanır. Hücre merkezi etrafında hücre merkezli çözüm Taylor serisi açılımı kullanılarak hücre yüzeylerinde yüksek düzeyde doğruluk elde edilmektedir. Son olarak yapılan uygulamada yakınsama kriteri 1×10^{-5} olarak ayarlanmıştır. Bu kısmı ayarlamak için “MONITORS” seçeneğinde “RESIDUALS” kısmına girilmesi gerekmektedir.

ANSYS FLUENT 12.0 yazılımında çözümlenme işlemi tamamlandıktan sonra grafiklerin ve plotların görüntülenmesi elde edildi. Şekil 6.16’da görüldüğü üzere rüzgar tüneli içindeki hızın girişten itibaren deney odasına doğru artarak, deney odası içerisinde en yüksek değerlere ulaştığı görülmektedir. Giriş ve çıkış bölgelerindeki en yüksek hızların ortalama 2.5 m/s civarında olduğu, deney odasında ise ortalama 9.5 m/s seviyelerine çıktığı görülmektedir.

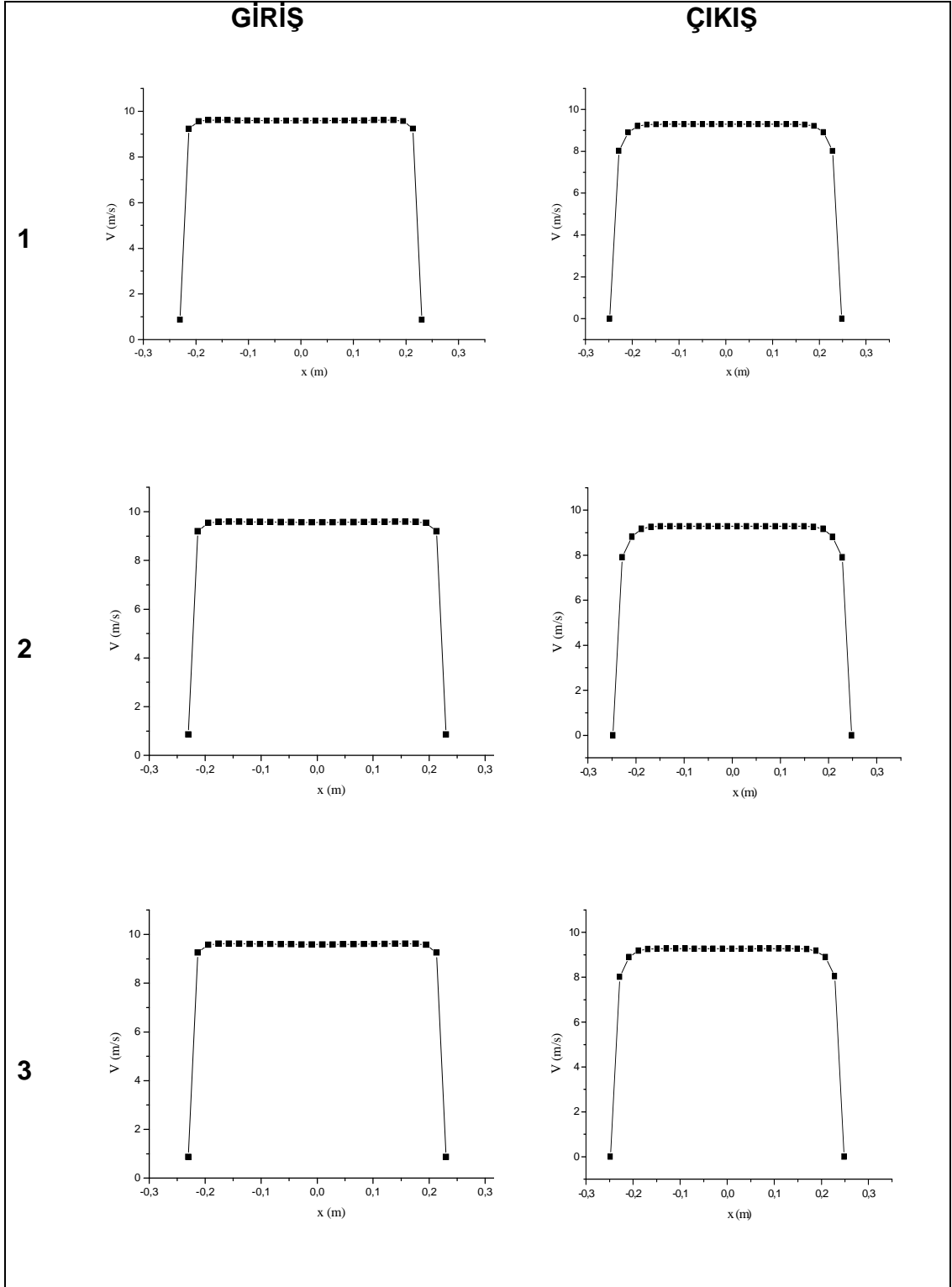


Şekil 6.16: Rüzgar tüneli boyunca hız değişimi

Şekil 6.17’de giriş kesitinde basıncın maksimum olduğu bunun nedeninin de bu noktalarda büyük bir türbülans ve karşı basınç bölgesi oluştuğu söylenebilir. Deney odasında ise en düşük basıncın görüldüğü ve deney odası giriş ve çıkış kesitlerinde basınç değişiminin çok küçük olduğu buna bağlı olarak deney odası duvarları boyunca çok az sınır tabaka kalınlaşması olduğu görülmüştür.

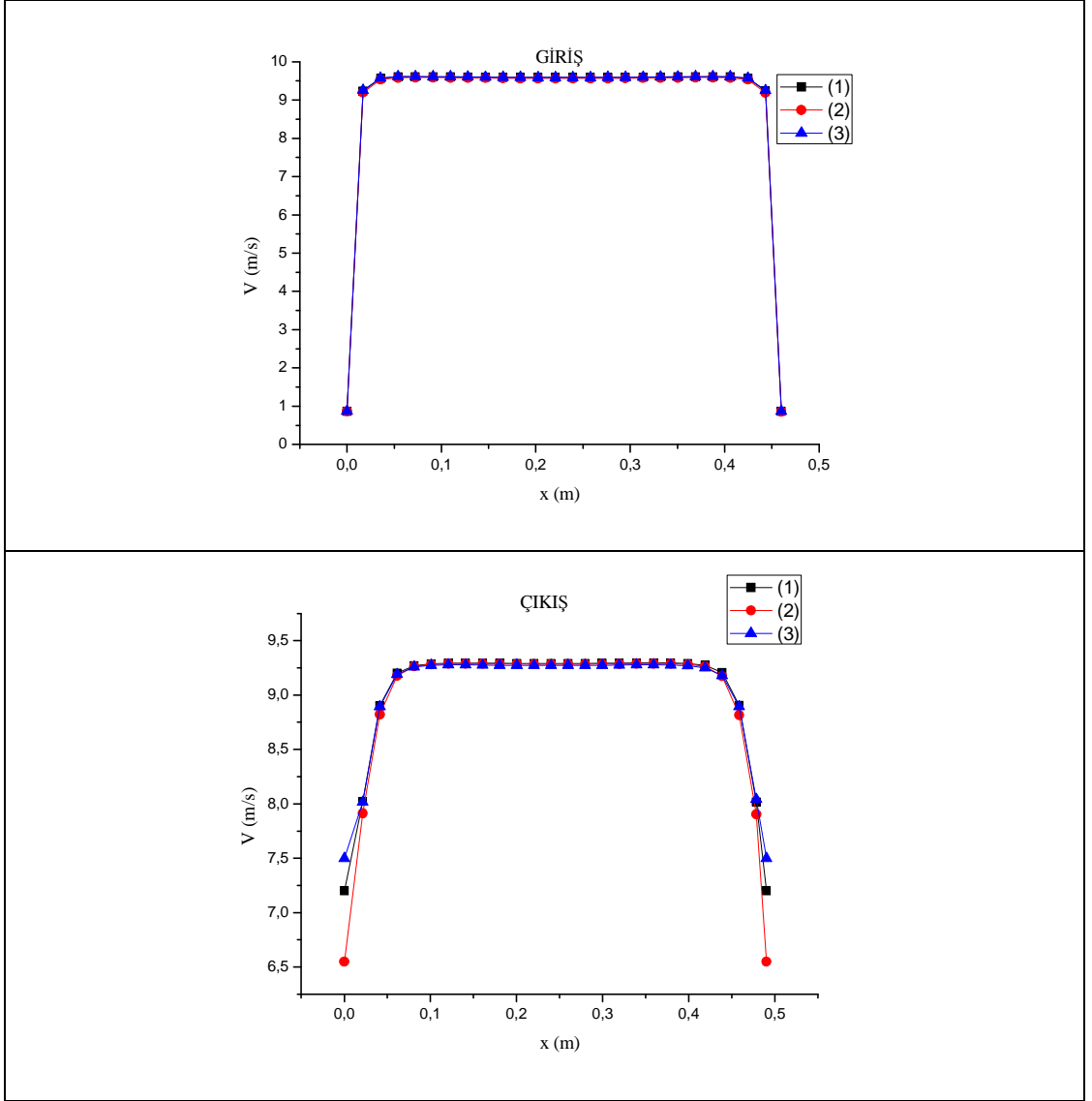


Şekil 6.17: Rüzgar tüneli boyunca statik basınç değişimi



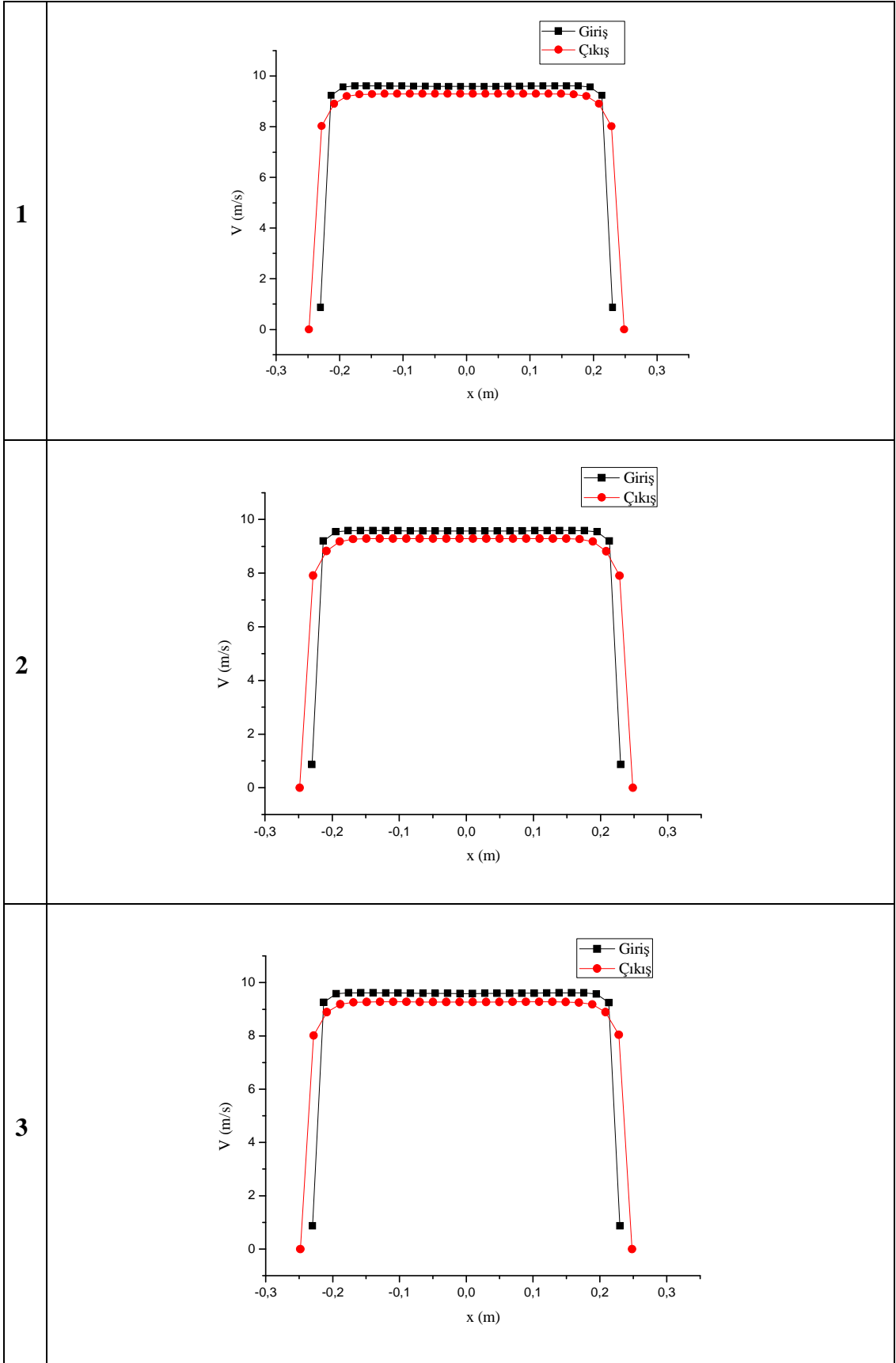
Şekil 6.18: Yapılan simülasyonda rüzgar tüneli deney odasının giriş ve çıkış kesitlerinde farklı noktadaki hız dağılımı

ANSYS FLUENT 12.0 paket programıyla yapılan rüzgar tüneli simülasyon çalışmasındaki deney odası giriş ve çıkış kesitlerinde zeminden aynı yüksekliklerde alınan verilerdeki hız dağılımı şekil 6.18’de görülmektedir.

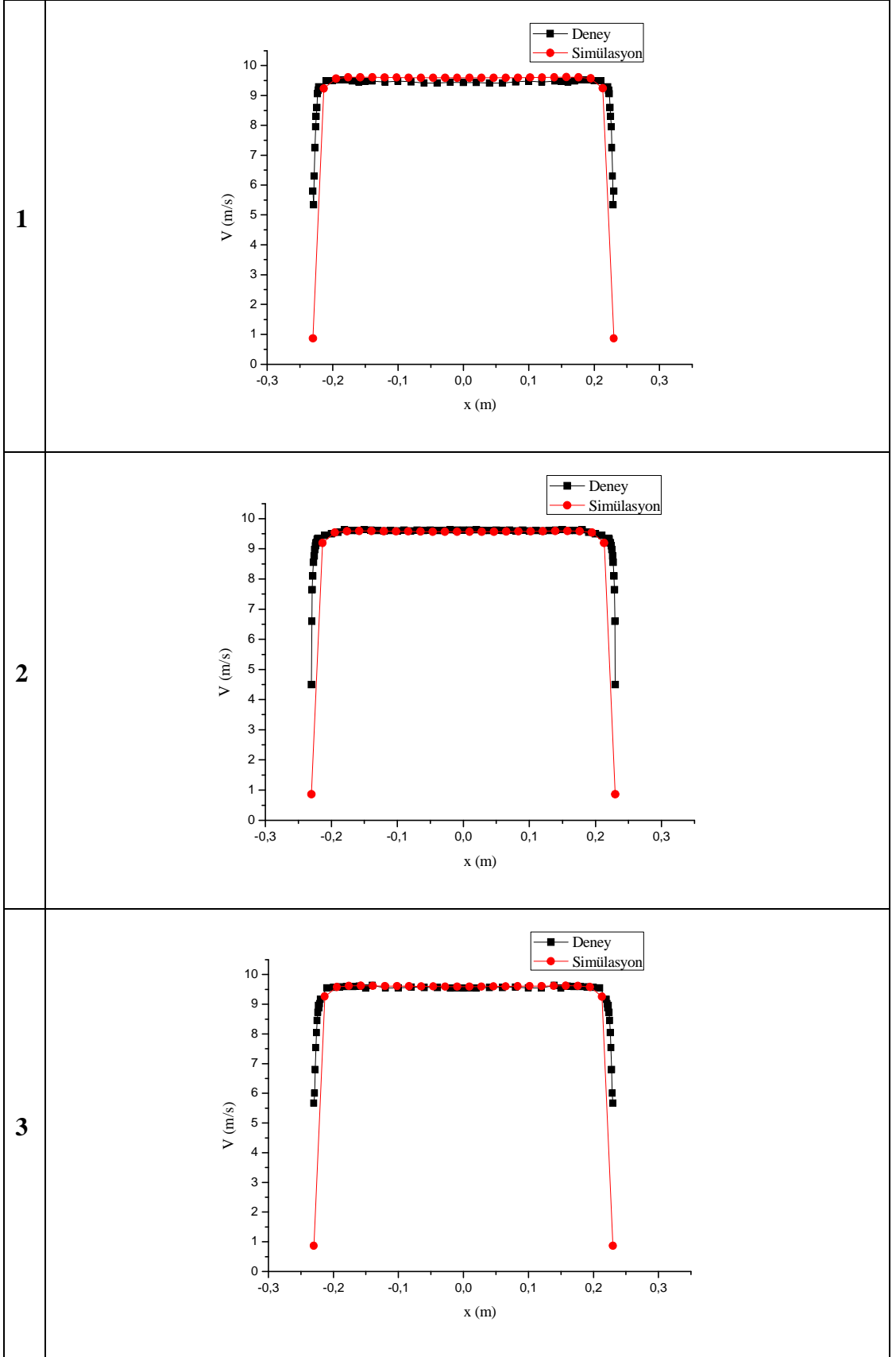


Şekil 6.19: Yapılan simülasyonda rüzgar tüneli deney odası giriş ve çıkış kesitlerindeki hız dağılımlarının karşılaştırılması

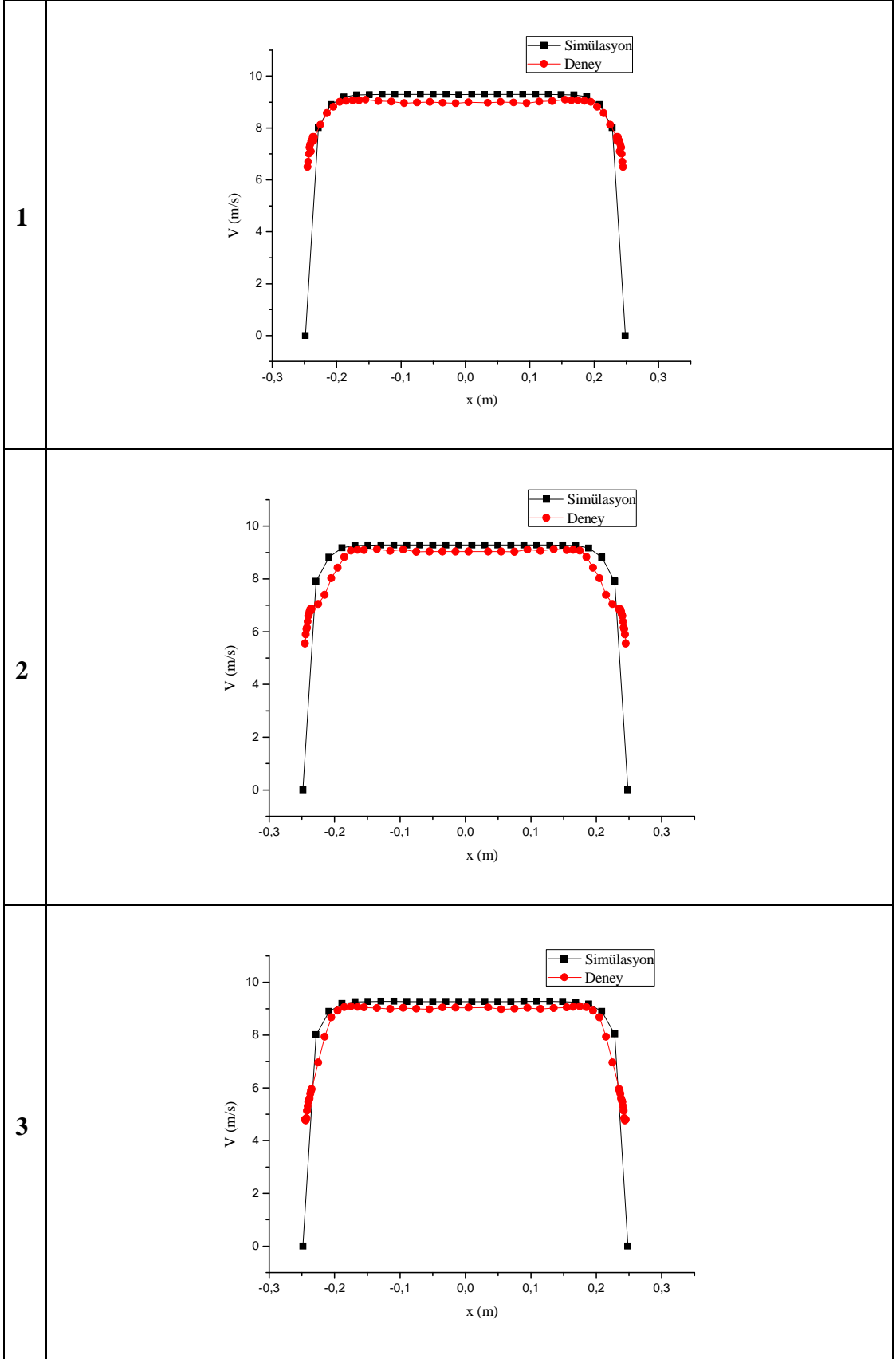
Simülasyon çalışmasında deney odası giriş ve çıkış kesitinde farklı noktalardaki hız dağılımlarının örtüştüğü şekil 6.19'da görülmektedir. Deney odası giriş ve çıkış kesitindeki hız dağılımı yüzeylere yakın bölgelerde sınır tabakanın etkisiyle azalmakta ayrıca çıkış bölgesinde giriş bölgesine göre şekil 6.20'de de görüldüğü gibi hız bir miktar azalmaktadır. Bu azalmanın giriş ve çıkış bölgelerindeki kesit alanı farkından dolayı meydana geldiği anlaşılmaktadır. Deneyden elde edilen hız dağılımları ile simülasyondan elde edilen hız dağılımları şekil 6.21 ve 6.22'de de anlaşılacağı gibi uyumlu olduğu görülmektedir.



Şekil 6.20: Yapılan simülasyonda deney odası giriş ve çıkış kesitlerindeki hız dağılımlarının karşılaştırılması



Şekil 6.21: Rüzgar tüneli deney odasının giriş kesitlerinde deney ve simülasyondan elde edilen hız dağılımlarının karşılaştırılması



Şekil 6.22: Rüzgar tüneli deney odasının çıkış kesitlerinde deney ve simlasyondan elde edilen hız dağılımlarının karşılaştırılması

6.2. NACA 4412 Kanat Profilinin Aerodinamik Performansının Bilgisayar Destekli Analizi

Bu çalışmada, NACA 4412 uçak kanat profili nümerik olarak modellenerek, serbest akım bölgesindeki akış özellikleri ile oluşan aerodinamik katsayıların değişimi, akım çizgileri, basınç dağılımları, serbest akım bölgesinde değişen hız ile aerodinamik performans incelenmiştir. Robert M. Pinkerton'un "Calculated and measured pressure over the midspan section of the NACA 4412 airfoil" NACA 4412 kanat profili üzerinde yapmış olduğu deneysel çalışmalar sonucu bulunduğu aerodinamik katsayılar referans alınmıştır [30]. NACA 4412 profili üzerinde yapılan sayısal çalışmalar sonucu elde edilen verilerin Robert M. Pinkerton'un çalışmasıyla uyumluluğu incelenmiştir.

6.2.1. NACA 4412 kanat profilinin sayısal modellemesi

GAMBIT yazılımıyla ilk olarak NACA 4412 kanat profili geometrisi oluşturuldu. Kanat profilinin yeterince uzağında olarak nitelendirilen serbest akım sınırının tanımlanması içinde önce kanat profilinden yeterince uzaklıkta, hücum kenarına göre ön tarafta ve firar kenarına göre arka tarafta olmak üzere uygun noktalar konularak, bu noktalardan eğriler geçirildi. Burada dikkat edilmesi gereken önemli bir husus çözüm alanı oluşturulurken serbest akım sınırlarını profilin hücum kenarından ve firar kenarından uygun miktarda uzakta seçilmesidir. Bu sınırın çok uzak seçilmesi ekonomik olmaz. Yeterince uzak olmaması ise dış sınır şartlarının profil üzerindeki akım şartlarını etkileyerek hatalı sonuca yol açması anlamına gelmektedir. Buradaki uygulamalarda yapılan tecrübeler veter uzunluğunun oniki buçuk katı kadar bir uzaklığın yeterli olacağı gösterilmiştir.

Katı sınır ile serbest akım sınırı arasında kalan ve çözüm alanı olarak adlandırılan bölge, GAMBIT geometri oluşturma seçeneği içerisinde "yüzey oluştur" seçeneği yardımıyla alt bölgelere ayrılmıştır. Uygulamada çözüm alanı üç adet alt alana ayrılmıştır. Bu yapılırken, oluşturulacak ağ yapısının daha fazla kareye yakın elemanlardan oluşturulması ve viskoz etkinin baskın olduğu yüzeye yakın bölgelerde daha fazla ağ elemanı konabilmesi amaçları güdülmüştür. (Şekil 6.23)

C tipi ağ yapısında tamamıyla dörtgensel elemanlar kullanılmıştır [96]. Sonuçların daha fazla yakınsaması için kanada yakın bölgelerde çok sayıda kare şekline yakın ağ elemanı oluşturulmuştur (şekil 6.24).

GAMBIT yazılımda son olarak sınır koşulları girilmiştir. Profil yüzeyi “duvar” olarak nitelendirilmiş duvar etkisini temsil eden sınır şartları uygulanmıştır. Bu yapılırken profil alt yüzeyi “alt kanat” olarak ve üst yüzey de “st kanat” olarak adlandırılmıştır. zm alanının dış sınırında “Pressure-far field” sınır koşulu uygulanmıştır. GAMBIT yazılımda bu ön-işlemler tamamlandıktan sonra ANSYS FLUENT 12.0 yazılımına aktarılarak aerodinamik analizler sayısal olarak incelenmiştir.

Sıkıştırılabilir akımın modellenmesi ve dış akış aerodinamiği için sınır koşullarının belirlenmesinde, Kaynak [97]'de anlatılan yöntem uygulanmış ve ANSYS FLUENT 12.0 yazılımında aşağıda verilen kabuller yapılarak kullanılmıştır.

- Farklı açılardaki kanat profili yerine profile gelen akış yönü değiştirilmiştir.
- Modellenen kanat profilinin kanat açıklığı yönünde bir değişikliğin olmadığı düşünülerek çalışmalar 2 boyutlu olarak yapılmıştır.
- Analizlerde FLUENT'in iki kat sayısal hassaslık (double precision) durumu kullanılmıştır.
- Çözümde daha hassas sonuçlar elde etmek amacıyla, yoğunluğa bağlı çözüm yöntemi kullanılmıştır.
- Analizlerde Spalart-Allmaras türbülans modeli kullanılmıştır.
- Sınır koşulları için tüm uzak alanlar 101325 Pa görelili basınç değerli alınmıştır.
- Analizde, serbest ortamda "second order upwind discretization" zmlemesi seçilmiş ve denklemler "SIMPLE" zm algoritması kullanılmıştır.
- Yakınsama, her parametredeki kalıntıların 1×10^{-6} olması durumuna kadar çözüme devam edilmiştir

Spalart-Allmaras türbülans modeli oldukça basit tek denklemlili bir model olup, kinematik eddy (türbülanslı) viskozitesi için modellenmiş taşınım denklemini çözer. Yerel kayma tabakasına bağlı olan bir uzunluk leği hesabı gerektirmeyen yeni bir

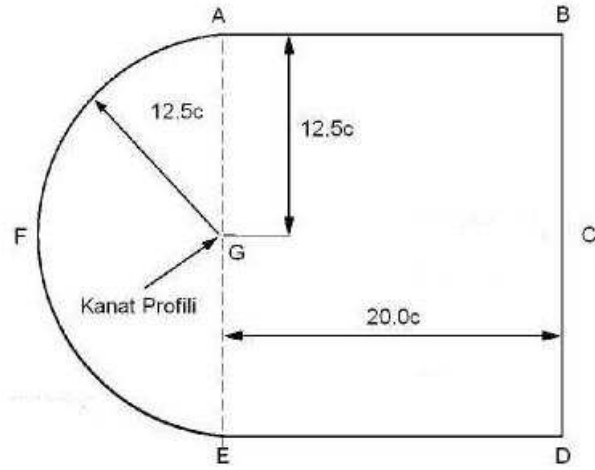
tek denklemliler türbülans modelidir. Spalart ve Allmaras'ın 1994 yılında modeli geliştirirken amaçları matematiksel ve k 'ya bağlı tek denklemliler modellerdeki eksikliği gidermek ve iki denklemliler modellerden hesaplama açısından daha basit bir model ortaya çıkarmaktır. Model; örneğin profiller üzerindeki sınır tabaka ayrımını da kapsayan transonik akışlar gibi aerodinamik akışlar ve duvar sınırlı akışları içeren uzay uygulamaları için tasarlanmış olup ters basınç gradyanına maruz kalan sınır tabakalar için oldukça iyi sonuçlar vermiştir. Amaçlandığı gibi, model aerodinamik akış uygulamalarında gayet başarılı olmuştur. Aynı zamanda türbomakina uygulamalarında da popülerlik kazanmaktadır. Orijinal formunda Spalart-Allmaras modeli düşük Reynolds sayılı etkin bir model olup, sınır tabakanın viskoz etkili bölgesinin uygun bir şekilde çözümünü gerektirir. Ancak FLUENT programı ağ yapısı kalitesinin yeteri kadar iyi olmadığı durumlarda bu model için duvar fonksiyonlarını kullanır. Bu da, türbülanslı akış hesaplamalarının kritik bir rol oynamadığı kaba ağ yapısına sahip simülasyonlar için en iyi seçim olarak karşımıza çıkmasını sağlar. Ayrıca modeldeki taşınan değişkenlerin duvar yakınındaki gradyanları, k - ϵ ve k - ω modellerindeki taşınan değişkenlerin gradyanlarından daha küçüktür. Bu ise duvar kenarında tabakalı yapıda olmayan mesh kullanıldığında, modelin, sayısal hatalara karşı daha az hassas olmasını sağlar [98].

Spalart-Allmaras türbülans modeli içindeki iletim denklemi değişimi, v duvara yakın bölge dışında türbülans kinematik viskozitesine benzerdir. v için iletim denklemi

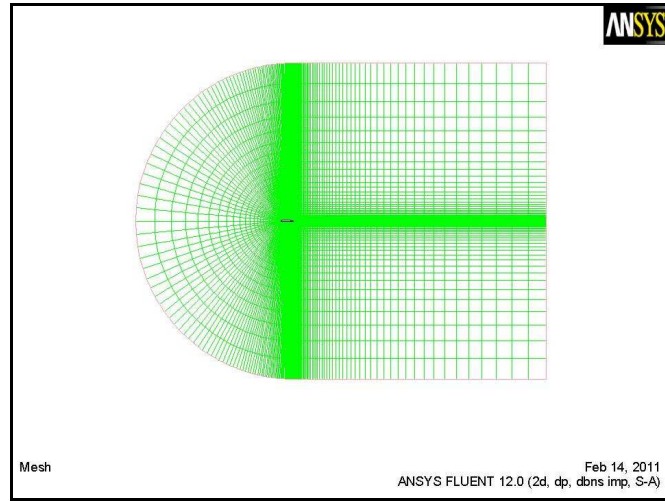
$$\rho \frac{D\tilde{v}}{Dt} = G_v + \frac{1}{\sigma_{\tilde{v}}} \left[\frac{\partial}{\partial x_j} \left\{ (\mu + \rho\tilde{v}) \frac{\partial \tilde{v}}{\partial x_j} \right\} + C_{b2} \rho \left(\frac{\partial \tilde{v}}{\partial x_j} \right)^2 \right] - Y_v \quad (6.6)$$

olarak yazılmaktadır.

İletim denklemi içerisinde G_v terimi türbülans viskozite üretimini, Y_v terimi duvarın engellemesinden ve viskozite sönümlenmesi nedeniyle duvara yakın bölgelerde oluşan türbülans viskozite kaybını temsil etmektedir. v terimi moleküler kinematik viskozitedir ve $\sigma_{\tilde{v}} = 2/3$, $C_{b2} = 0.622$ sabit sayılarıdır [2].



Şekil 6.23: NACA 4412 kanat profili çözümünün yapıldığı sınır koşulları



Şekil 6.24: NACA 4412 kanat profilinin çözüm ağı

6.2.2. Analiz sonuçları ve değerlendirme

Kanat profilleriyle ilgili çalışmalar neredeyse yüzyıla yakın zamandır yapılmakta olmasına karşılık, çoğu kanat profili için istenilen Reynolds ve Mach sayılarında deney sonuçlarını açık literatürde kolaylıkla bulmak mümkün olmamaktadır. Kanat profilleri arasında belki de en çok incelenen ve deneysel verilerine açık literatürde nispeten ulaşılabilen kanat profillerinden birisi NACA 4412 profilidir. Bu bakımdan bu çalışmada örnek olarak bu profil seçilmiştir [2,37,42,99,100].

Bu tez çalışmasında viskoz akım hali için $Re = 3.1 \times 10^6$ olarak seçilmiş ve elde edilen sonuçlar literatürde 3.1×10^6 Re sayısı için verilen sonuçlarla karşılaştırılmıştır. Yapılan uygulamaya ait akım parametreleri tablo 6.1’de verilmiştir.

Tablo 6.1: NACA 4412 kanat profili çalışması için kullanılan parametreler

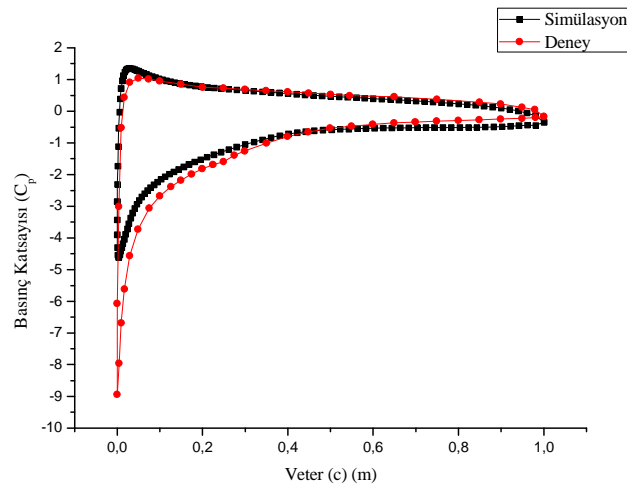
M_∞	0.13
V_∞	45 m/s
Re	3.1×10^6
μ_∞	1.7894×10^{-5}
ρ_∞	1.176674 kg/ m ³ (ideal gaz)
P_∞	101325 Pa

Tablo 6.2: NACA 4412 kanat profilinin taşıma katsayıları

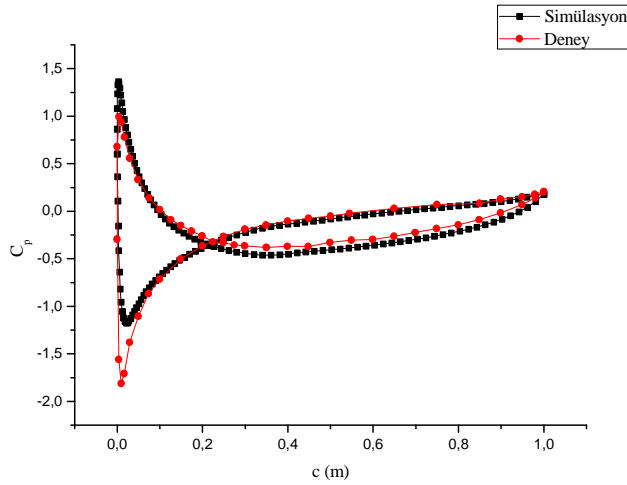
α	FLUENT	DENEY
-20	-0,82775	-0,545
-16	-0,83745	-0,742
-12	-0,61987	-0,732
-8	-0,32045	-0,374
-6	-0,1485	-0,211
-4	0,033599	-0,0255
-2	0,221551	0,146
0	0,413578	0,338
2	0,601012	0,501
4	0,782231	0,677
6	0,95228	1,024
8	1,109862	1,289
12	1,370144	1,579
16	1,532468	1,671
20	1,511496	1,6
24	1,406858	1,182
30	1,317968	0,918

NACA 4412 kanat profili için -20 ile 30 derece arasındaki hücum açılarında ANSYS FLUENT 12.0 yazılımında Spalart Almaras türbülans modeliyle viskoz akım halinde elde edilen taşıma katsayıları, deney sonuçları ile birlikte tablo 6.2 de sunulmuştur.

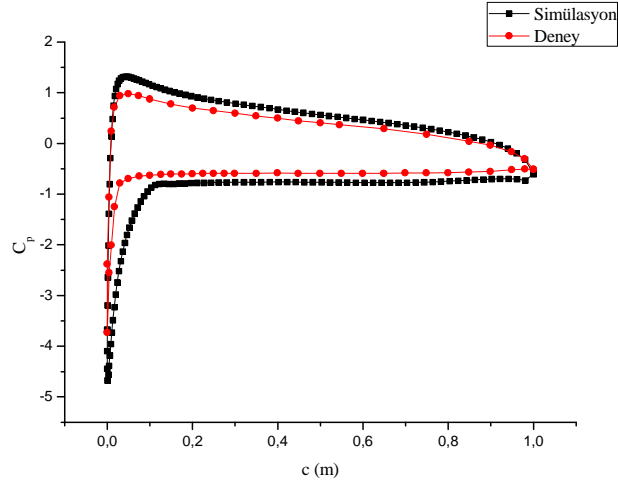
Farklı hücum açılarında yapılan deney ve simülasyon çalışmalarında basınç katsayılarına ait veriler aynı grafik üzerinde şekil 6.25-6.28’de gösterilmiştir. Sonuçların genel olarak uyumlu olduğu, viskoz etki nedeniyle simülasyon çalışmasında bir miktar sirkülasyon kaybı olduğu görülmektedir.



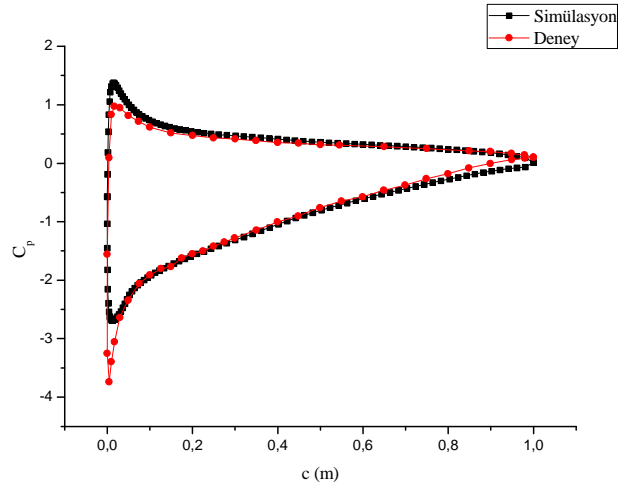
Şekil 6.25: $\alpha = -4^\circ$ için NACA 4412 kanat profilinin deneysel ve sayısal basınç dağılımı



Şekil 6.26: $\alpha = 0^\circ$ için NACA 4412 kanat profilinin deneysel ve sayısal basınç dağılımı

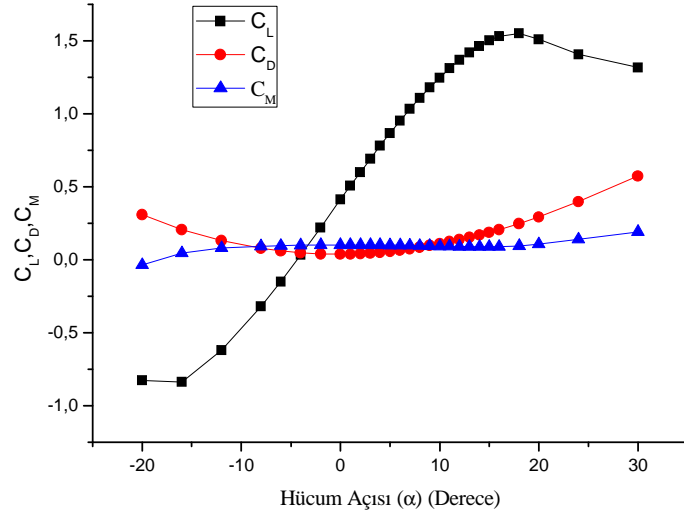


Şekil 6.27: $\alpha = 4^\circ$ için NACA 4412 kanat profilinin deneysel ve sayısal basınç dağılımı

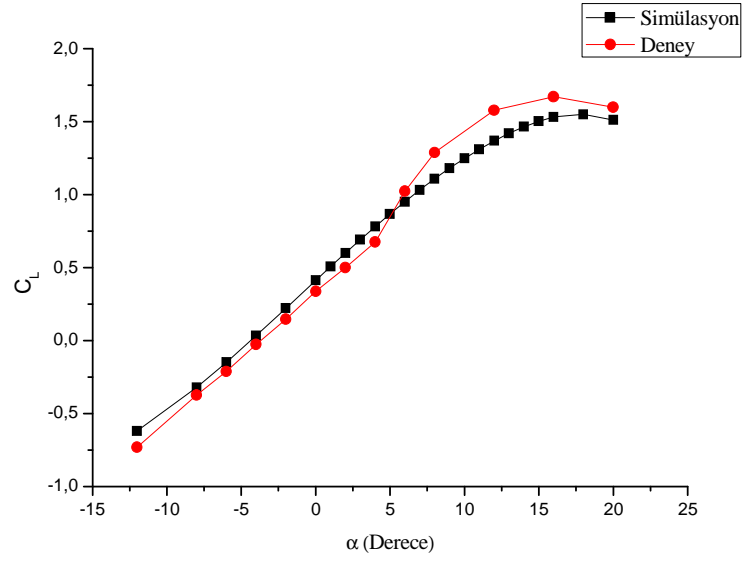


Şekil 6.28: $\alpha = 16^\circ$ için NACA 4412 kanat profilinin deneysel ve teorik basınç dağılımı

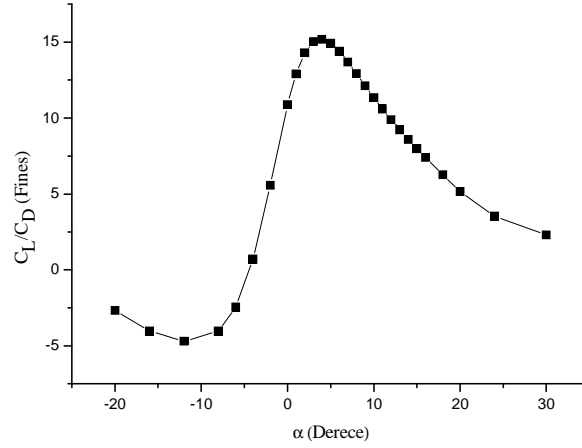
NACA 4412 kanat profilinin -20 ile 30 derece arasındaki hücum açılarında analiz sonucu elde edilen taşıma katsayısı, sürüklenme katsayısı ve moment katsayısına ait veriler Şekil 6.29'da görülmektedir. Elde edilen verilerden taşıma katsayısının, Pikerton tarafından elde edilen deneysel verilerle uyumluluğu Şekil 6.30'da görülmektedir. Ayrıca taşıma katsayısının sürüklenme katsayısına oranı olan fines değerinin hücum açısıyla değişimi Şekil 6.31'de de görüldüğü gibi 4 derecede maksimum değerine ulaşmıştır.



Şekil 6.29: Farklı hücum açılarında profile etki eden aerodinamik katsayılar



Şekil 6.30: Farklı hücum açılarında profile etki eden taşıma katsayısı



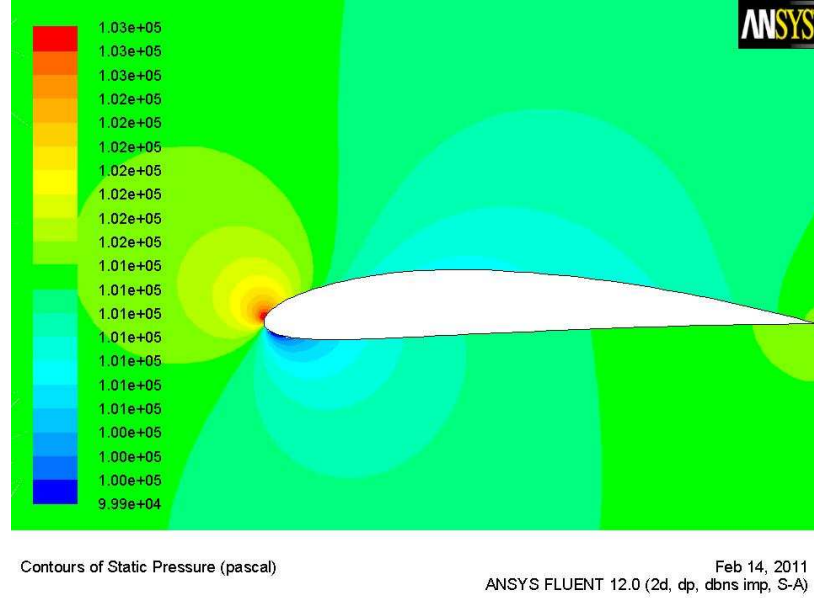
Şekil 6.31: Farklı hücum açılarında elde edilen fines değerleri

Şekil 6.32-6.35’ de görüldüğü gibi hücum açısının sıfır veya pozitif küçük değerlerinde, hücum kenarı civarında ayrı bir basınç bölgesinin oluştuğu gözlenmiştir. Hücum açısının 16 derece gibi büyük değerlerinde ise bu basınç bölgesi kaybolmaktadır. Kanadın hücum kenarı civarında meydana gelen durma noktası hücum açısının artışına bağlı olarak hücum kenarının alt tarafına doğru kaydığı görülmektedir. Ayrıca hücum açısı arttıkça kanat profiline alt ve üst bölgelerindeki basınç farkının büyüdüğü görülmüştür.

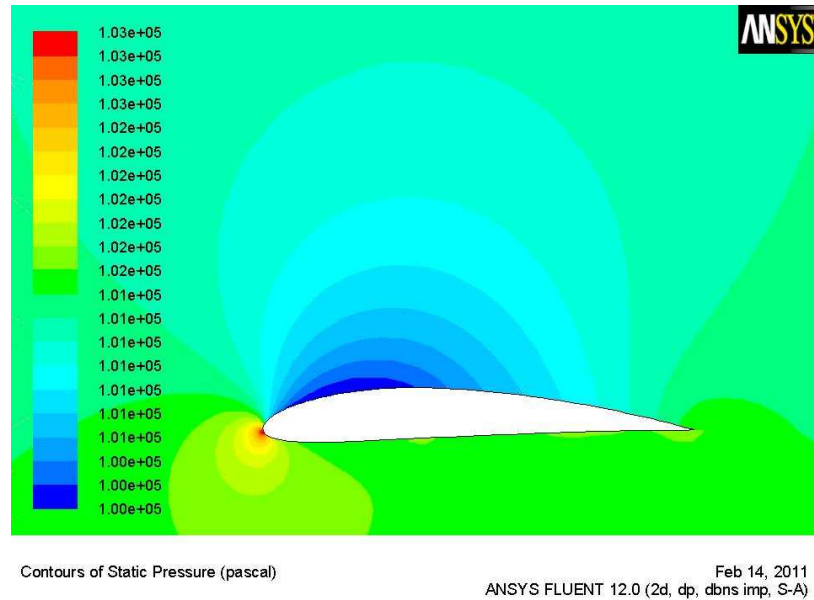
0° lik hücum açısında kanadın üst yüzeyinin eğriliği alt yüzeyden fazla olmasından dolayı basınç serbest akım basıncından düşük, hız ise serbest akım hızından yüksektir. Bu ise kanatta yukarıya doğru bir taşıma kuvveti doğmasına sebep olacaktır.

Hücum açısı arttıkça üst yüzeydeki statik basınç daha da azalacak, alt yüzeyde basınç artarak serbest akım basıncına yaklaşacaktır. Hücum açısının 8° üzerinde olması durumunda profil alt yüzeyindeki basınç değerlerinin atmosfer basıncının üzerine çıktığı görülmektedir. Görüldüğü gibi hücum açısının artışına bağlı olarak profilin üst ve alt yüzeyleri arasındaki basınç farkı artmakta dolayısıyla taşıma kuvveti de artmaktadır. Düşük hücum açılarında üst yüzeydeki basınç düşmesi taşıma kuvvetini üretmekte iken yüksek açılarda hem üst yüzeydeki basıncın düşmesi hem alt yüzeydeki basıncın artması taşıma kuvvetini etkilemektedir.

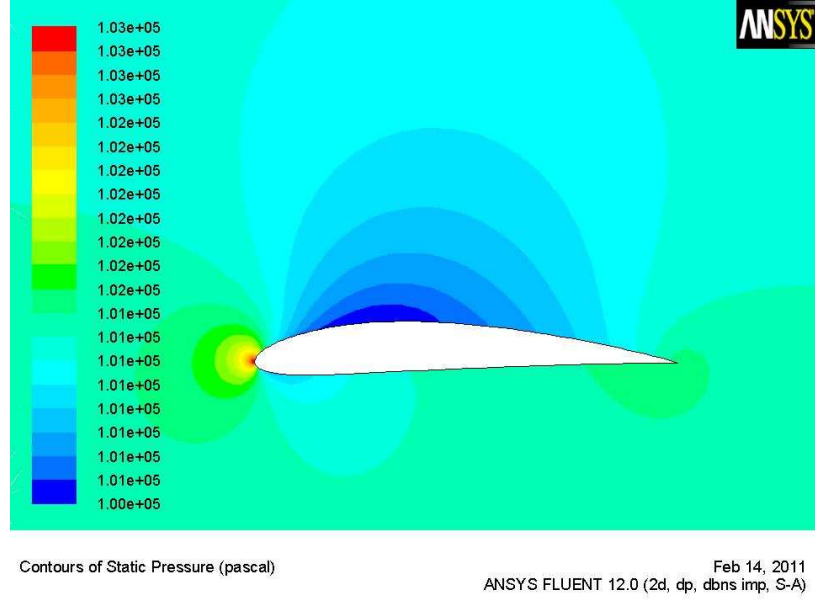
+16° lik hücum açısı aşıldığında hava fileleri yüzeyi terk ettiği için üst yüzeydeki düşük basınç alanı aniden kaybolmakta ve düzgün hava fileleri yerini düzensiz ve türbülanslı havaya bırakır. Neticede taşıma kuvvetinde ciddi bir kayıp meydana gelir.



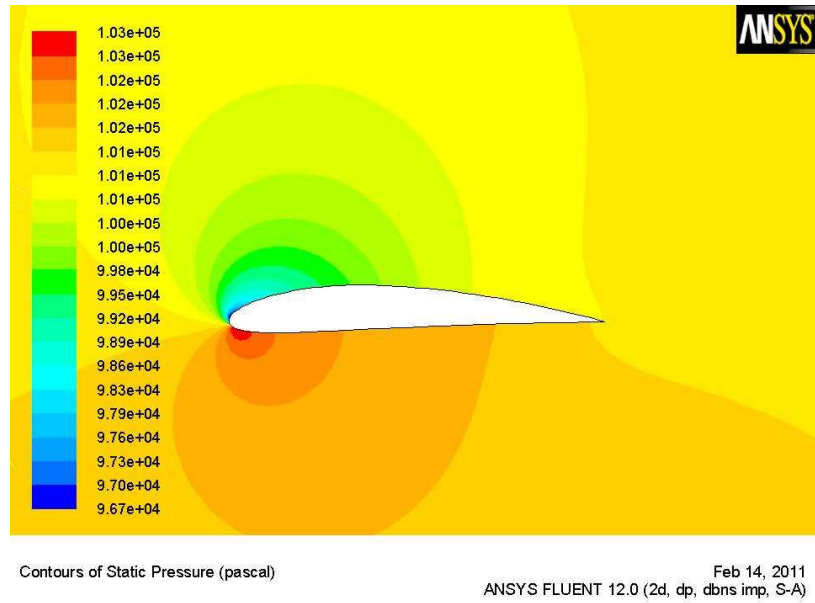
Şekil 6.32: $\alpha = -4^\circ$ için profil üzerindeki basınç dağılımı



Şekil 6.33: $\alpha = 0^\circ$ için profil üzerindeki basınç dağılımı



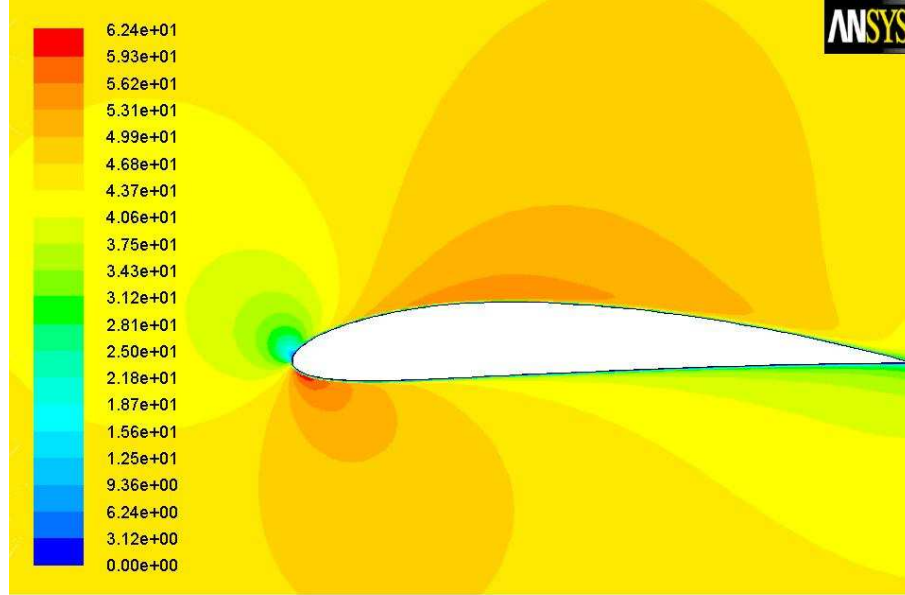
Şekil 6.34: $\alpha = 4^\circ$ için profil üzerindeki basınç dağılımı



Şekil 6.35: $\alpha = 16^\circ$ için profil üzerindeki basınç dağılımı

Farklı hücum açılarında kanat profili etrafındaki hız dağılımı şekil 6.36-6.39'da gösterilmiştir. 45 m/s serbest akım hızıyla gelen hava fileleri sıfır derece hücum açısında kanat profilinin üst kısmında 58 m/s hıza ulaşırken 16 derece hücum açısında yaklaşık 90 m/s 'ye kadar ulaştığı görülmüştür. Ayrıca hücum açısı arttıkça

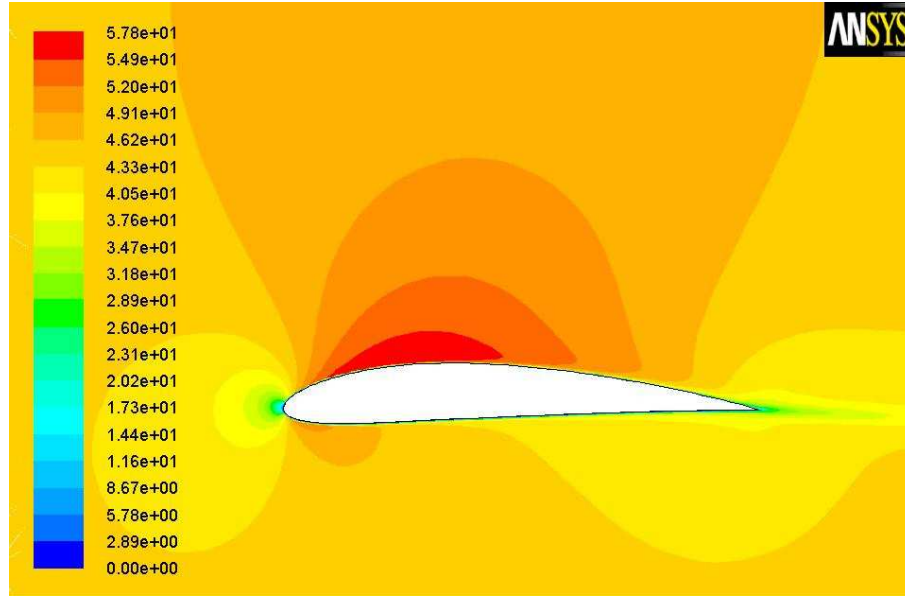
profilin firar kenarına doğru akım ayrılmasının başladığı ve hızda büyük düşüşler meydana gelerek taşıma kuvvetinin düştüğü görülmüştür.



Contours of Velocity Magnitude (m/s)

Feb 14, 2011
ANSYS FLUENT 12.0 (2d, dp, dbns imp, S-A)

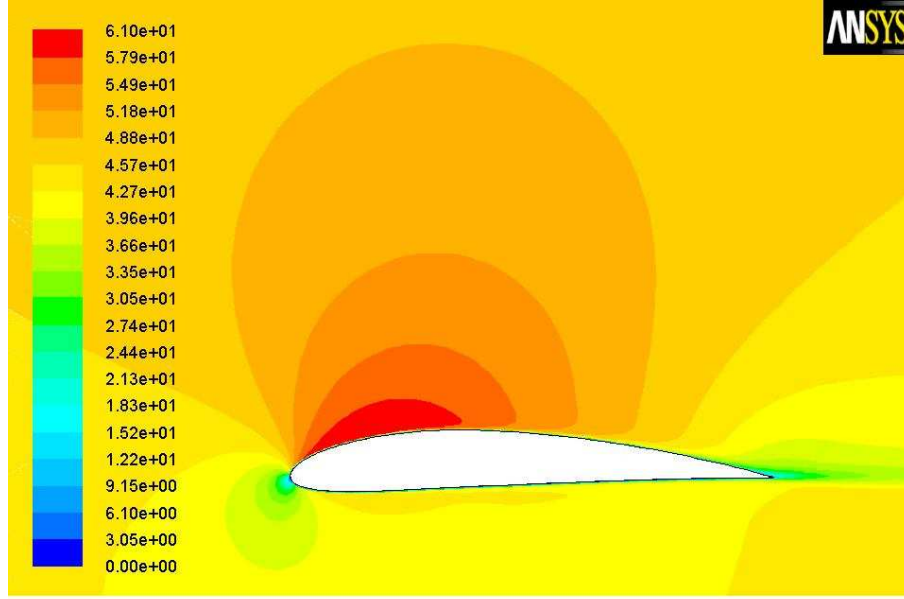
Şekil 6.36: $\alpha = -4^\circ$ için profil üzerindeki hız dağılımı



Contours of Velocity Magnitude (m/s)

Feb 14, 2011
ANSYS FLUENT 12.0 (2d, dp, dbns imp, S-A)

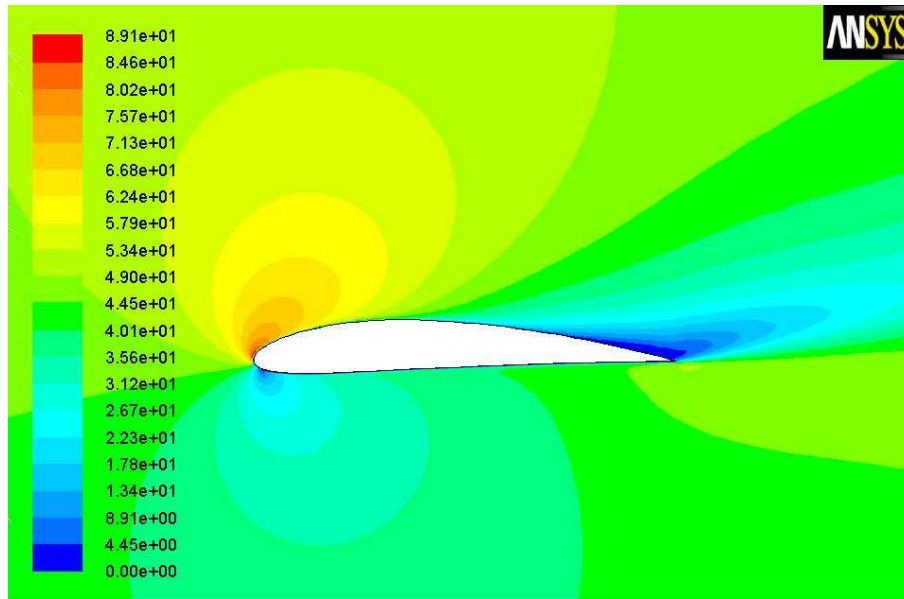
Şekil 6.37: $\alpha = 0^\circ$ için profil üzerindeki hız dağılımı



Contours of Velocity Magnitude (m/s)

Feb 14, 2011
ANSYS FLUENT 12.0 (2d, dp, dbns imp, S-A)

Şekil 6.38: $\alpha = 4^\circ$ için profil üzerindeki hız dağılımı



Contours of Velocity Magnitude (m/s)

Feb 14, 2011
ANSYS FLUENT 12.0 (2d, dp, dbns imp, S-A)

Şekil 6.39: $\alpha = 16^\circ$ için profil üzerindeki hız dağılımı

6.3. Binek Otomobillerin Bilgisayar Destekli Aerodinamik Analizi

Bu çalışmada sedan ve hatchback tipi otomobillerin taşıma ve sürüklenme katsayıları gibi aerodinamik karakteristiklerinin hesaplamalı akışkanlar dinamiği tabanlı çalışan ANSYS FLUENT 12.0 paket programıyla simülasyonu yapılacak ve bu iki modelin sonuçları karşılaştırılacaktır.

6.3.1. Sayısal modelleme ve analiz

Birçok endüstri dalında bir ürünün performansının daha ürün tasarım sürecindeyken bilinmesi oldukça önemlidir. Böylece ürünün artan performans isteklerini karşılayıp karşılamadığı daha tasarım aşamasında görülebilir. Probleme sebep olan etkenler bu aşamada ortadan kaldırılabilir ve optimize edilmiş ürün piyasaya sürülerek ürünün rekabet gücünü ve müşteri memnuniyetini artırma imkanına sahip olunabilir.

Otomotiv endüstrisi de diğer endüstri dalları gibi bir çok konuda geçmişe nazaran çok daha talepkar performans istekleri ve tasarım hedefleriyle karşı karşıya kalmaktadır. Bu alanlardan bazıları;

- Sanal tasarım yöntemleriyle tasarım süresinin kısaltılması,
- Klasik içten yanmalı motorlarda silindir içindeki akışın ve yanmanın anlaşılacak yakıt tüketiminin düşürülmesi,
- Kaput altı sıcaklık dağılımının detaylı bir şekilde incelenerek arzu edilen şekle getirilmesi,
- İyi bir aerodinamik karakteristiğe sahip yeni ve alımlı tasarımlar yapılması,
- Daha düşük sürüklenme katsayılarına erişirken düşük bileşen sıcaklıklarının, kabin görüş açıklığının ve buna benzer kritik diğer özelliklerin korunması,
- Akış kaynaklı gürültünün azaltılması, iç iklimlendirme sistemlerinin optimizasyonu ve solar etkilerin kontrolü vasıtasıyla sürüş konforunun artırılması,
- Çevre dostu ve kompakt araçlar tasarlamak,
- Klasik içten yanmalı motorlara yakıt pili gibi alternatifler geliştirmek,

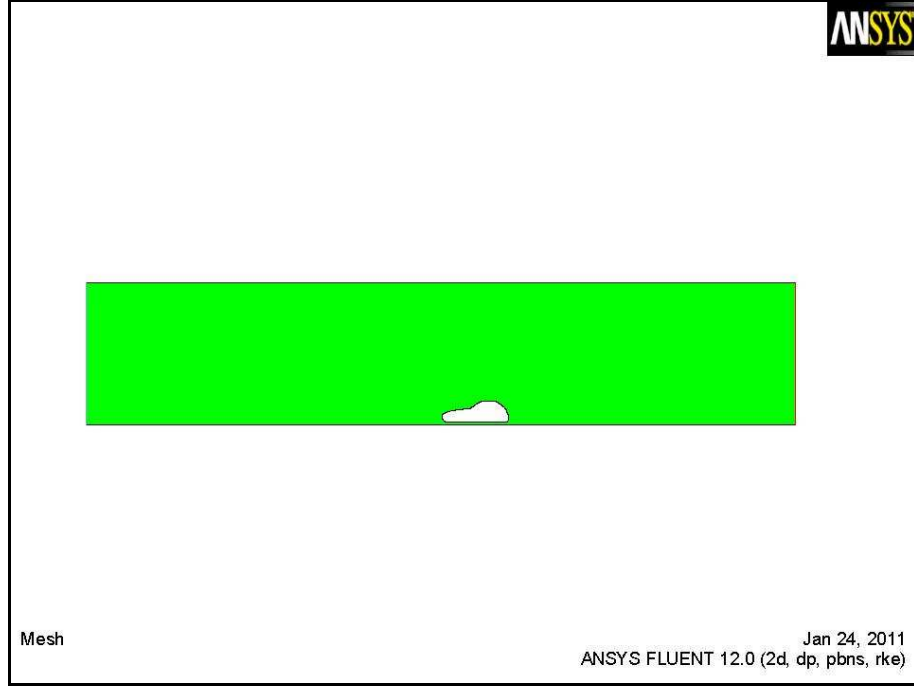
olarak belirtilebilir. Firmalar ve mühendisler bu amaçla değişik araçların yardımına başvurmuş ve bu araçları hem tasarım sürecini kısaltmak hem de problemin fiziğini daha iyi anlamak amacıyla kullanmışlardır. Akış ve ısı transferi problemlerinin sanal ortamda çözülmesine olanak sağlayan Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (H.A.D.) yöntemleri bu araçların başında gelmektedir [92].

Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği (H.A.D.) ve diğer CAD/CAM tasarım teknikleri 1980'li yıllarda doğdu ve hızlı bir şekilde otomotiv firmaları tarafında kullanılmaya başlandı. Bahsedilen zaman dilimindeki yavaş bilgisayarlar, gerçeği tam olarak yansıtamayan geometriler ve fiziksel altyapısı yetersiz kodlar, otomotiv sektöründe H.A.D. yöntemlerinin kullanım alanını nispeten kısıtlı tutarken günümüzde bu durumun tamamen değiştiği rahatlıkla söylenebilir. Günümüzde dünya çapındaki birçok otomotiv firmasında ve bu firmaların yan sanayinde H.A.D. yöntemleri tasarım sürecinin bütünleşik bir parçası olan bir tasarım aracı olarak kullanılmaktadır. Uzun yıllar boyunca yapılan testler ve edinilen tecrübeler firmaları H.A.D. yöntemlerini daha aktif bir şekilde kullanılarak tasarım sürecini kısaltma, simülasyonlar vasıtasıyla herhangi bir ürünü tasarım aşamasındayken optimize etme ve oldukça pahalı ve zaman alıcı olan deneylerin ve prototip üretme işlemlerinin minimize etme yoluna yönlendirmiş ve bunun sonucu olarak bir çok alanda akış modellenmesi ve ısı transferi konusunda yapılan çalışmaların sayısında büyük bir artış gözlenmiştir. Ayrıca bilgisayar konusundaki gelişmeler ve yüksek performanslı donanıma düşük maliyetlerle sahip olma imkanı, milyonlarca elemana sahip modellerle yapılan analizleri günlük bir iş haline getirmiştir [92].

Bu çalışmada ilk olarak incelenecek olan modelin geometrisi bir bilgisayar ortamında katı model olarak oluşturulmuştur. Hesaplamaların yapılabilmesi için bu model sonlu elemanlara bölünerek bir ağ yapısı (mesh) oluşturulmuştur. Gerekli sınır şartları tanımlanarak çözümlenmiştir. Çözümleme aşamasına kadar kullanılan program GAMBİT, çözümlemede ise ANSYS FLUENT 12.0 programı kullanılmıştır.

Araç etrafındaki akışın viskoz etkilerinin en aza indirgenmesi için şekil 6.40'da görüldüğü gibi bir modelleme yapılmıştır. Buna göre otomobilin bulunduğu tünelin

uzunluğu 40 m, yüksekliği 8 m'dir. Sedan tipi otomobilin uzunluğu 4.14 m, hatchback tipi otomobilin uzunluğu ise 3.76 m ve otomobillerin yüksekliği 1.18 m'dir.

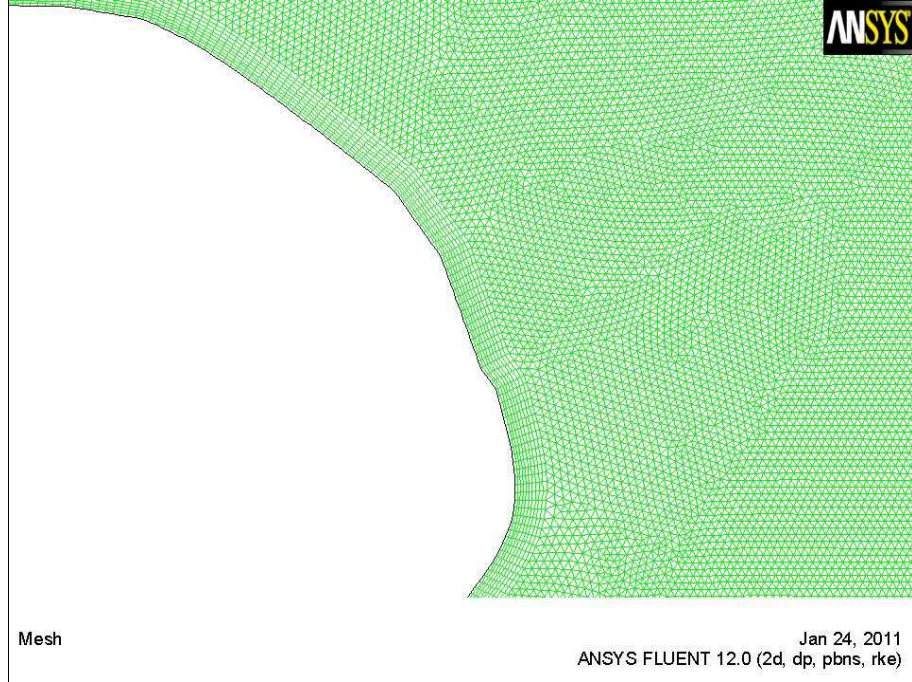


Şekil 6.40: Modelin tünel içerisindeki görünümü

Ağ yapısında hassas çözüm elde etmek için akım alanı içerisinde basıncın hızlı değiştiği bölgelerde Şekil 6.41 ve 6.42'de görüldüğü gibi yoęunlaŐtırılmıŐ mesh kullanılmıştır.



Şekil 6.41: Sedan tipi otomobilin mesh yapısı



Şekil 6.42: Hatchback tipi otomobilin mesh yapısı

Modellerimizin ön işleme Gambit'te tamamlandıktan sonra ANSYS FLUENT 12.0' a aktarılarak çözümlenmeye başlanılmıştır. Çözümleme aşağıdaki kabullere göre yapılmıştır.

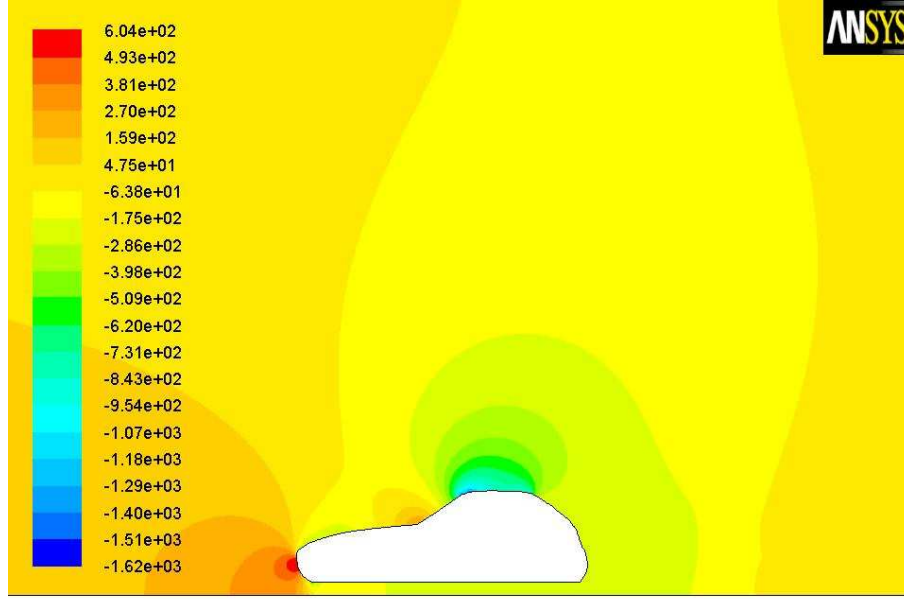
- Analizlerde FLUENT'in iki kat sayısal hassaslık (double precision) durumu kullanılmıştır.
- Çözümde basınca bağlı çözüm yöntemi kullanılmıştır.
- Analizlerde realizable k-ε türbülans modeli kullanılmıştır.
- Yoğunluk sabit kabul edilmiştir.
- Sınır koşulları için giriş kısmı velocity inlet olarak seçilmiş ve hız değeri 30.56 m/s (110 km/sa) olarak girilmiştir. Çıkış kısmı pressure outlet olarak seçilmiş ve çıkış basıncı da sıfır girilmiştir.
- Analizde, serbest ortamda "second order upwind discretization" çözümlenmesi seçilmiştir.
- Yakınsama, her parametredeki kalıntıların 1×10^{-6} olması durumuna kadar çözüme devam edilmiştir

Taşıtın aerodinamiği incelenirken havanın hareketsiz olduğu ve taşıtın yere göre sabit bir rölatif hızla hareket ettiği düşünülür. Taşıt sıkıştırılmaz akım koşullarında düz bir yolda ilerlediği kabul edilmiş olup analiz sonucu tablo 6.3'deki veriler elde edilmiştir.

Tablo 6.3: Modeller üzerinde oluşan direnç katsayıları ve kuvvetleri

	C_L	C_D	$F_{Dsürtünme}$	$F_{Dbasınç}$	$F_{Dtoplamlam}$
SEDAN	1.668	0.385	18.674 N	201.303 N	219.977 N
HATCHBACK	1.168	0.435	18.377 N	230.588 N	248.965 N

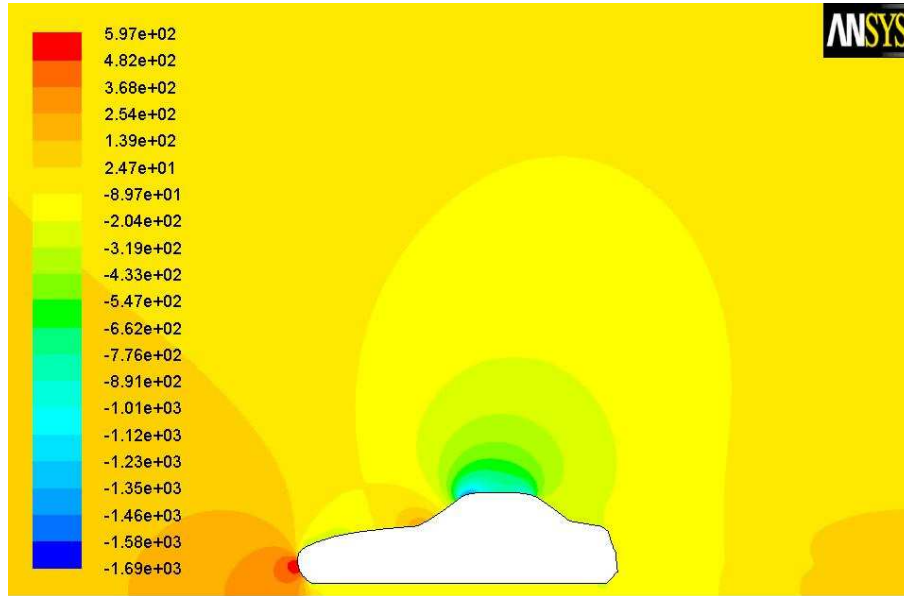
Basınç dağılımı ile hız vektörleri dağılımı ters orantılıdır. Yapılan çalışmada şekil 6.43-6.44' de görüldüğü gibi hızın büyük olduğu yerlerde basıncın düştüğü görülmektedir. Otomobil geometrisi göz önüne alındığında hızın en yüksek ve basıncın en düşük olduğu bölge beklenildiği gibi tavan bölgesidir. Tavan bölgesindeki basınç ne kadar düşük olursa otomobil üzerindeki vakum etkisi o kadar büyük olur. Bunun sonucu olarak tutunmada azalma meydana getirir ve bu ise istenmeyen bir durumdur. Otomobilin ön tampon bölgesinde basıncın en yüksek olduğu görülmektedir.



Contours of Static Pressure (pascal)

Jun 27, 2011
ANSYS FLUENT 12.0 (2d, dp, pbns, rke)

Şekil 6.43: Hatchback tipi otomobil üzerinde basınç dağılımı



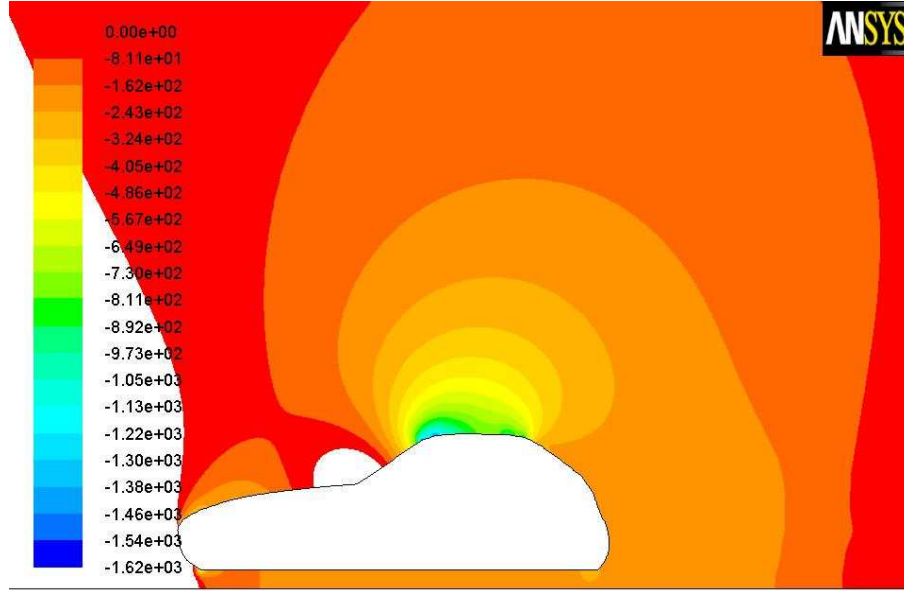
Contours of Static Pressure (pascal)

Jun 27, 2011
ANSYS FLUENT 12.0 (2d, dp, pbns, rke)

Şekil 6.44: Sedan tipi otomobil üzerinde basınç dağılımı

Model etrafındaki basınç dağılımının dış ortamdaki atmosfer basıncıyla kıyasladığımızda şekil 6.45 ve 6.46'da görüldüğü gibi ön tampon bölgesi ve kaput-ön cam geçişi bölgesinde basıncın çok yükseldiği ve bu bölgelerde durma noktası oluştuğu görülmektedir. Ayrıca analizlerini yaptığımız modellerde hatchback tipi

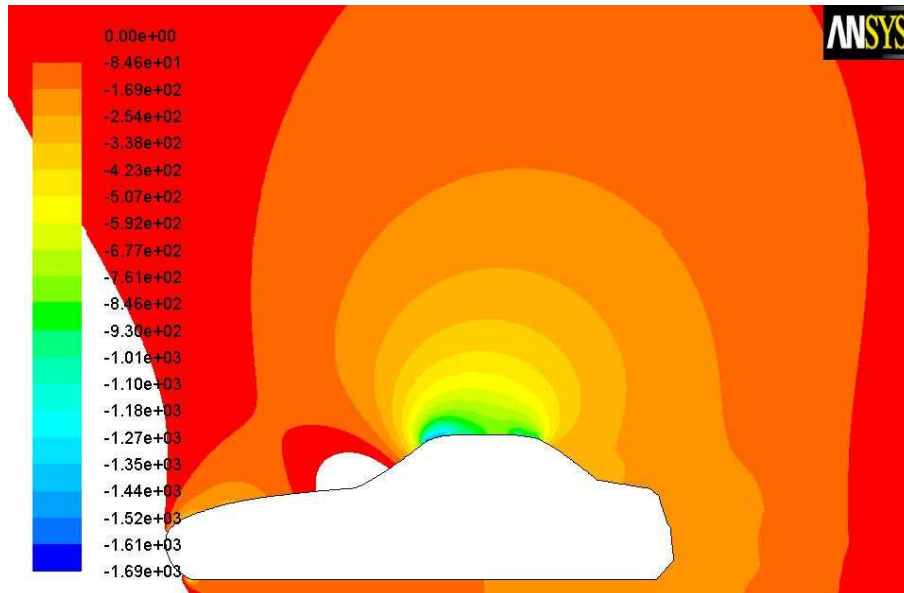
otomobilin sedan tipi otomobile göre arka kısımda düşük basınç bölgesi, ayrılmış bölge daha büyüktür. Bu ise hatchback tipi otomobilin sedan tipi otomobile göre daha fazla geri sürüklenme kuvveti oluşturduğu söylenebilir.



Contours of Static Pressure (pascal)

Jun 27, 2011
ANSYS FLUENT 12.0 (2d, dp, pbns, rke)

Şekil 6.45: Hatchback tipi otomobilde atmosfer basıncının altındaki bölgeler

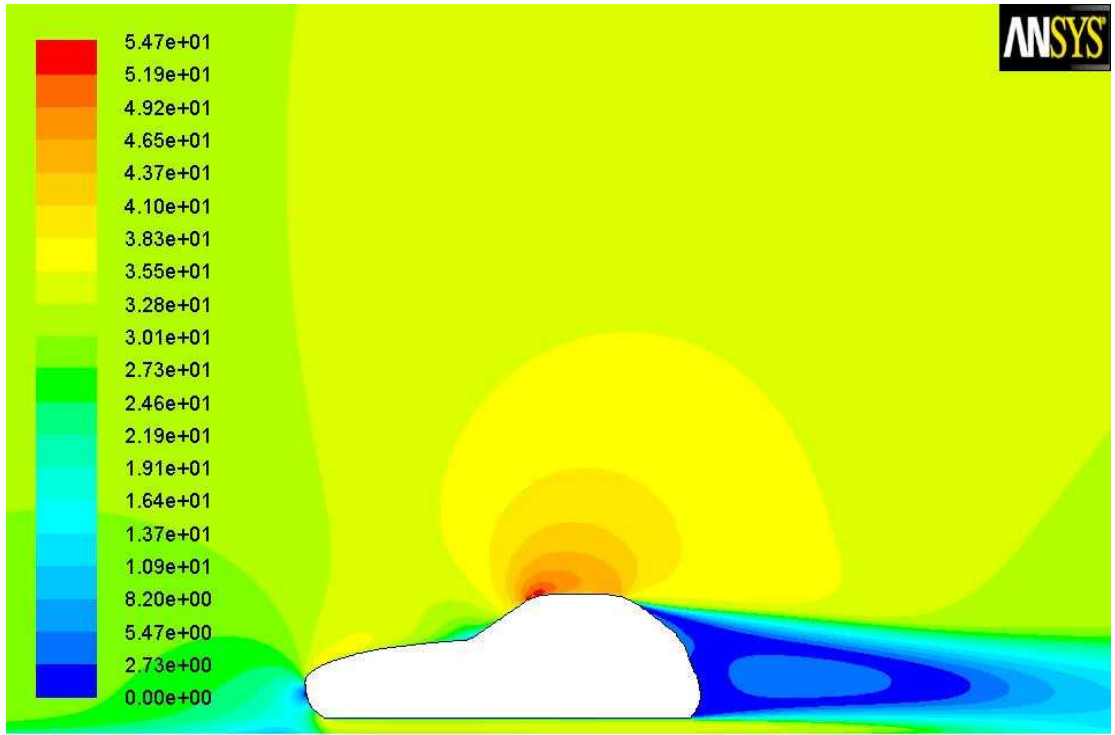


Contours of Static Pressure (pascal)

Jun 27, 2011
ANSYS FLUENT 12.0 (2d, dp, pbns, rke)

Şekil 6.46: Sedan tipi otomobilde atmosfer basıncının altındaki bölgeler

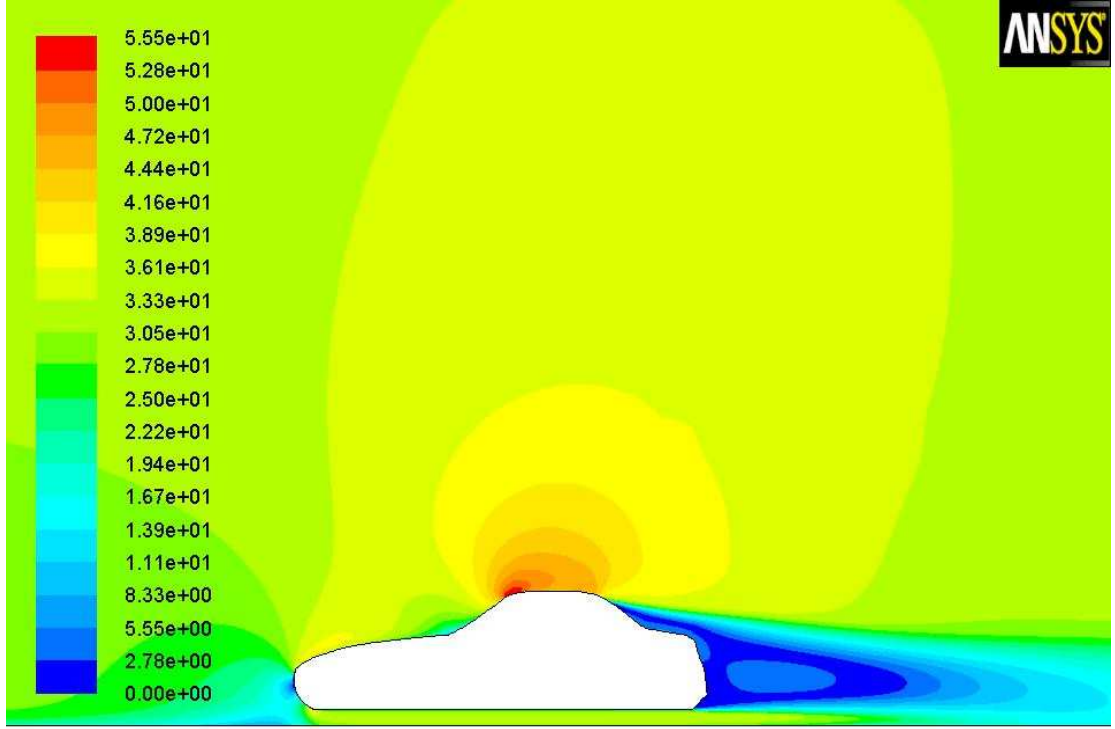
Modelin etrafındaki hız dağılımını serbest akım hızıyla kıyaslandığında şekil 6.47 ve 6.48'de de görüldüğü gibi otomobilin ön tampon kısmı, ön cam alt kısmı ve arka bölgesindeki hızın serbest akım hızından düşük, diğer bölgelerde serbest akım hızından yüksek olduğu görülmektedir. Her iki otomobil de de tavan bölgesindeki hızın serbest akım hızının iki katına yaklaştığı ve hatchback tipi otomobilin arkasında oluşan düşük hız dağılımı bölgesinin sedaninkinden daha büyük olduğu görülmektedir.



Contours of Velocity Magnitude (m/s)

Jun 27, 2011
ANSYS FLUENT 12.0 (2d, dp, pbns, rke)

Şekil 6.47: Hatchback tipi otomobil üzerinde hız dağılımı

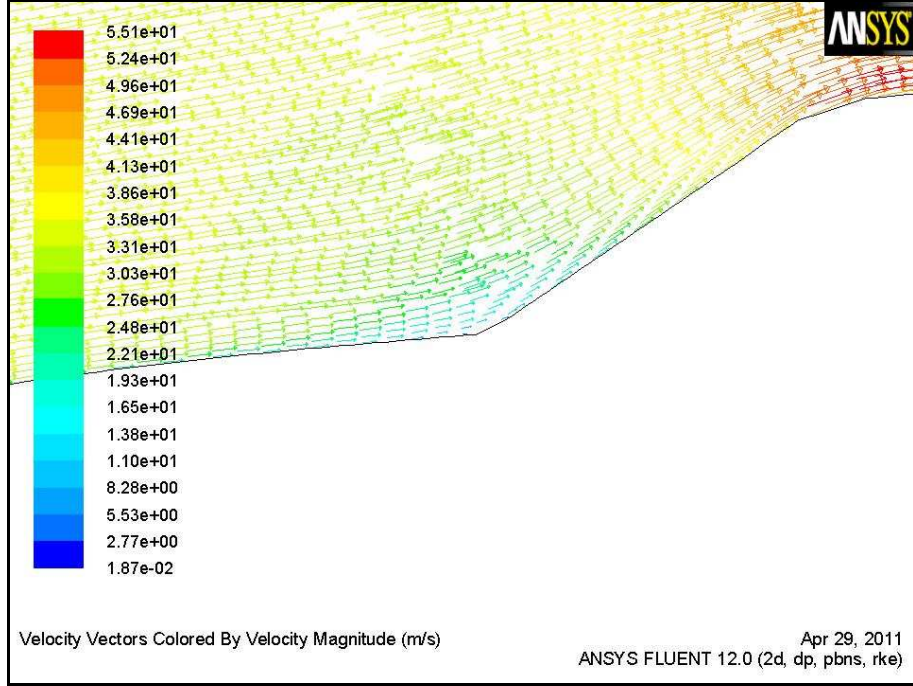


Contours of Velocity Magnitude (m/s)

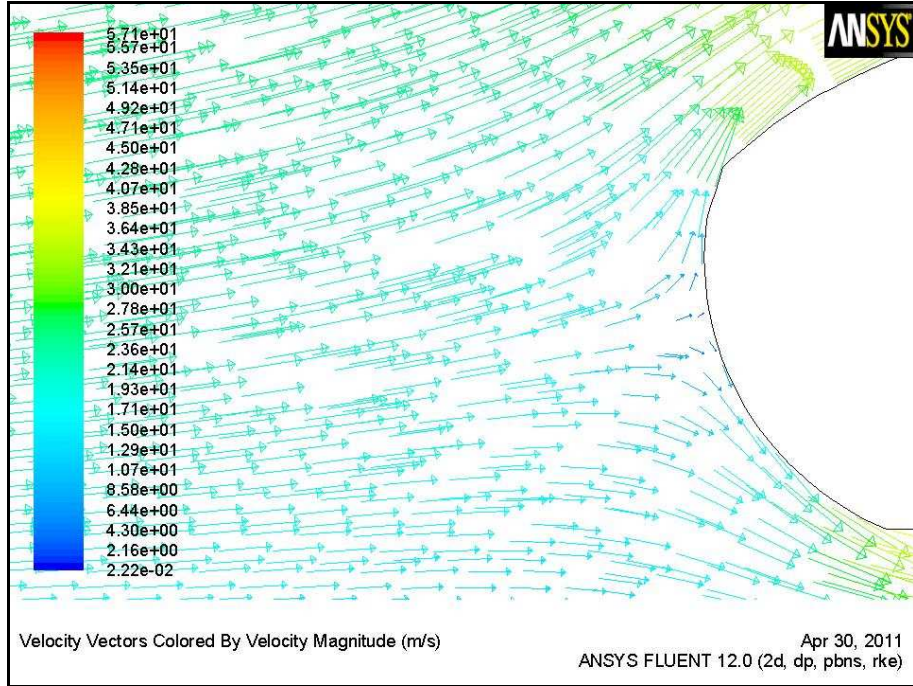
Jun 27, 2011
ANSYS FLUENT 12.0 (2d, dp, pbns, rke)

Şekil 6.48: Sedan tipi otomobil üzerinde hız dağılımı

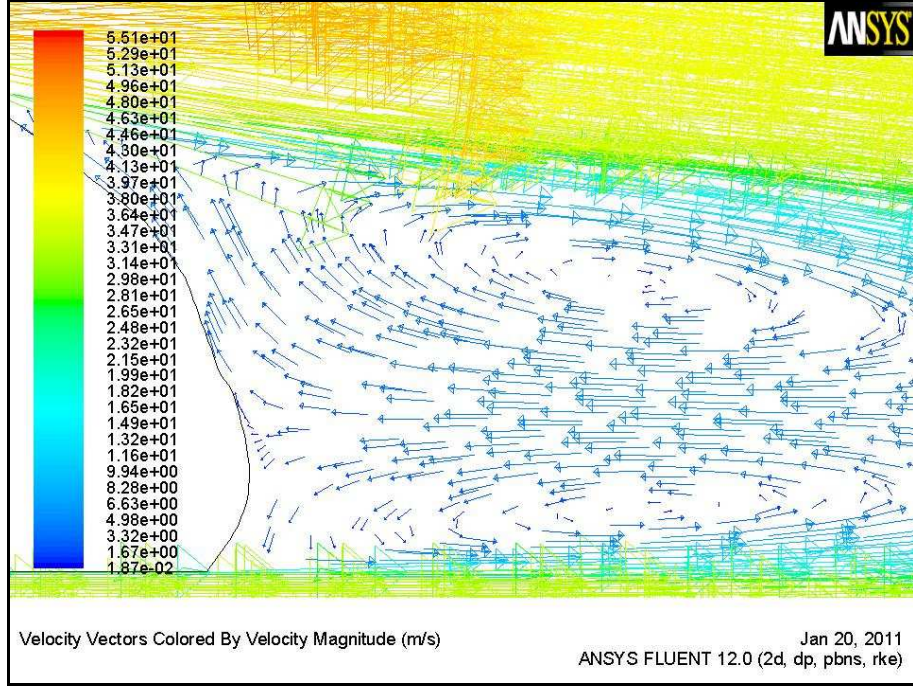
Otomobil modelleri etrafındaki sürüklenme kuvveti artışına neden olan kritik bölgelerdeki hız dağılımının vektörel gösterimi şekil 6.49-6.52'de görülmektedir. Otomobilin arka kısmında hız vektörleri, akış yönüne ters yönde hareket etmekte ve bunun sonucu olarak türbülanslı akış oluşmaktadır. Otomobilin üzerinden gelen hava ile altından gelen havanın otomobilin arkasına farklı hızlarda ulaşmasından dolayı çift bölgeli vorteksin oluşumu görülmektedir. Bu ise akımın laminar olması için daha geniş bir alana ihtiyaç olduğu şekil 6.53 ve 6.54'de görülmektedir. Daha geniş bir alan ise daha büyük bir sürüklenme kuvveti oluşturmaktadır.



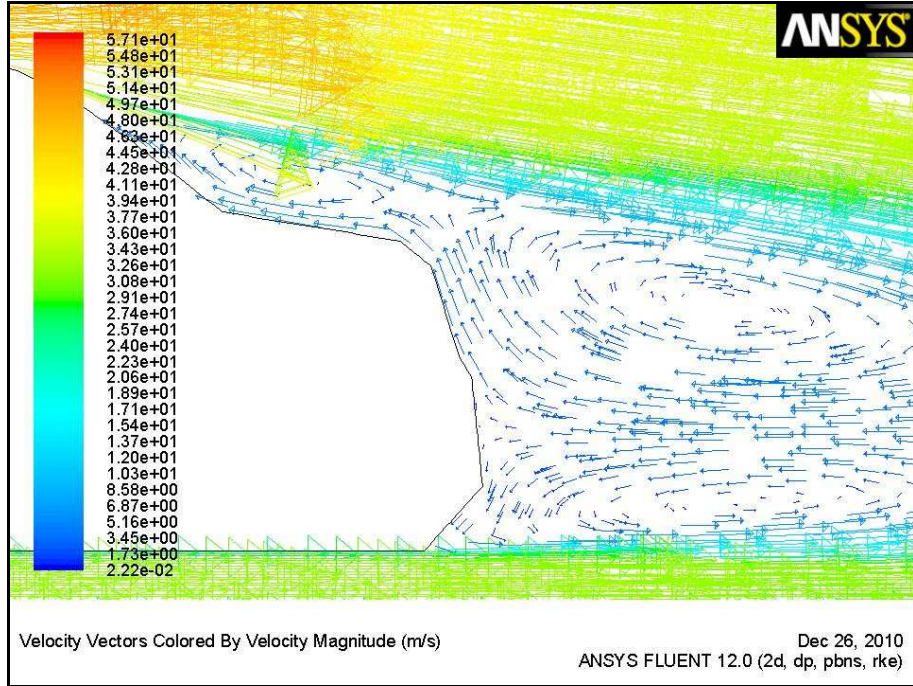
Şekil 6.49: Modellerin ön cam bölgesindeki hava akışı



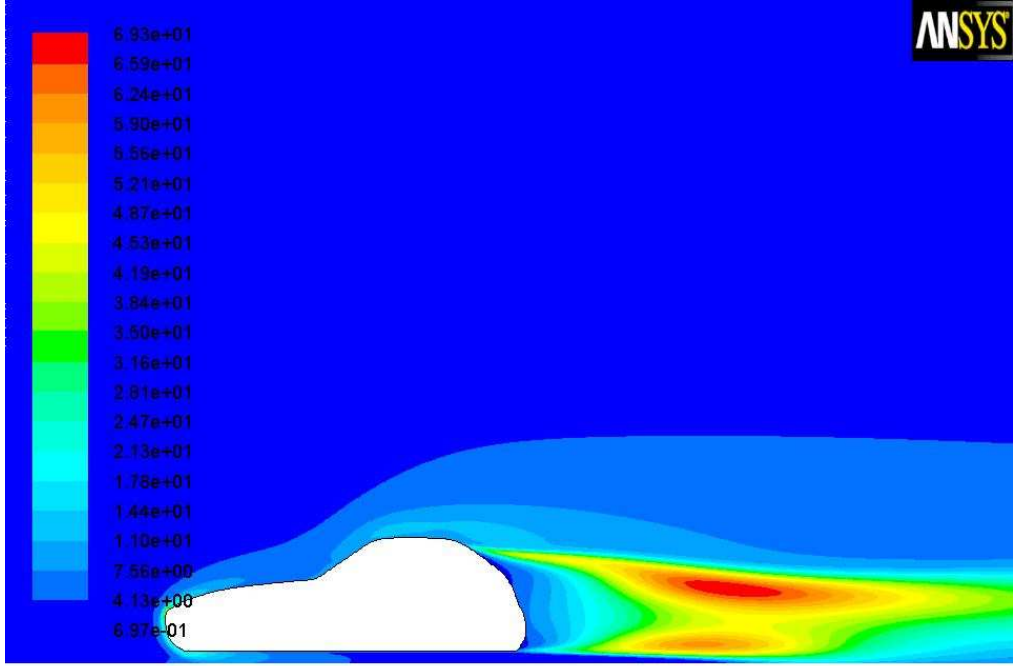
Şekil 6.50: Modellerin ön tampon bölgesindeki hava akışı



Şekil 6.51: Hatchback tipi otomobilde vektörel hız dağılımı



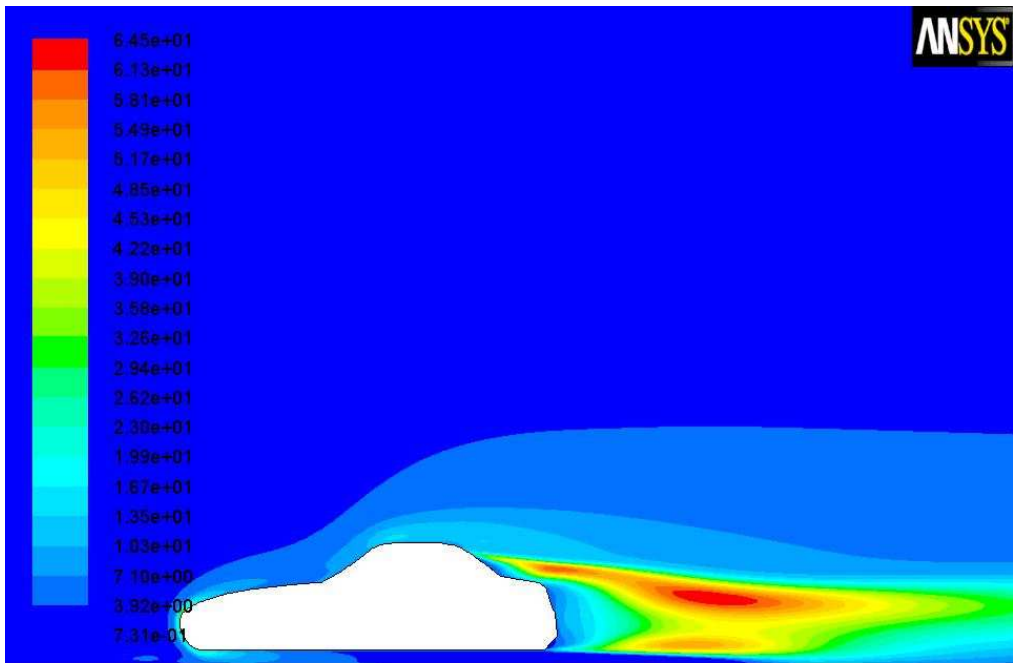
Şekil 6.52: Sedan tipi otomobilde vektörel hız dağılımı



Contours of Turbulent Kinetic Energy (k) (m2/s2)

Jun 27, 2011
ANSYS FLUENT 12.0 (2d, dp, pbns, rke)

Şekil 6.53: Hatchback tipi otomobilde türbülans şiddeti



Contours of Turbulent Kinetic Energy (k) (m2/s2)

Jun 27, 2011
ANSYS FLUENT 12.0 (2d, dp, pbns, rke)

Şekil 6.54: Sedan tipi otomobilde türbülans şiddeti

7. SONUÇLAR VE ÖNERİLER

Bu çalışmada rüzgar tünellerinin çalışması, tasarımı ve akım alanıyla ilgili bilgiler verilmiş olup deney odasındaki akım karakteristiklerinin deneysel ve simülasyon çalışmaları yapılmıştır. Uçaklarda taşımayı oluşturan kanat profilleri ve kanat profilleri etrafındaki oluşan performans verileri incelenmiş olup NACA 4412 kanat profili etrafındaki performans değerlerinin simülasyonla elde edilmesi, elde edilen verilerin Pikerton'un yapmış olduğu deneysel çalışmalardan elde ettiği verilerle uyumluluğu incelenmiştir. Son olarak ta aynı tip aracın sedan ve hatchback modelleri etrafında oluşan aerodinamik kuvvetlerin simülasyon çalışmaları yapılmış olup elde edilen verilerin karşılaştırılması yapılmıştır. Yapılan deneysel ve simülasyon çalışmalardan elde edilen sonuçlar,

Rüzgar tüneli içindeki hızın girişten itibaren deney odasına doğru artarak, deney odası içerisinde en yüksek değerlere ulaştığı görülmüştür. Giriş ve çıkış bölgelerindeki en yüksek hızların ortalama 2.5 m/s civarında olduğu, deney odasında ise ortalama 9.5 m/s seviyelerine kadar çıktığı görülmüştür.

Rüzgar tüneline maksimum basınç, ters basınç gradyanı ve türbülansın etkisiyle giriş kesitinde, minimum basınç ise deney odasında meydana gelmektedir. Ayrıca deney odası giriş ve çıkış kesitlerinde basınç değişiminin çok küçük olduğu buna bağlı olarak deney odası duvarları boyunca çok az sınır tabaka kalınlaşmasının meydana geldiği görülmüştür.

Deneyden elde edilen hız dağılımları ile simülasyondan elde edilen hız dağılımlarının uyumlu olduğu görülmektedir.

Deney odası giriş ve çıkış kesitindeki hız dağılımı yüzeylere yakın bölgelerde sınır tabakanın etkisiyle azalmakta olup çıkış kesitinde sınır tabaka kalınlaşmasına bağlı olarak hız, giriş kesitine göre bir miktar artmıştır.

Uçak Kanat Profili analizinde, farklı hücum açılarında yapılan deney ve simülasyon çalışmalarında basınç katsayılarına ait sonuçların genel olarak uyumlu olduğu ancak profilin özellikle hücum kenarında viskoz etki nedeniyle simülasyon çalışmasında bir miktar sirkülasyon kaybı olduğu görülmektedir.

Simülasyon sonucu elde edilen taşıma katsayısı verilerinin, Pikerton tarafından elde edilen deneysel verilerle uyumluluğu görülmüştür. Simülasyon çalışmasında taşıma katsayısının sürüklenme katsayısına oranı olan fines değeri 4 derece hücum açısında maksimum değerine ulaşmıştır.

Hücum açısının sıfır veya sıfıra yakın pozitif küçük değerlerinde, hücum kenarı civarında ayrı bir basınç bölgesinin olduğu gözlenmiştir. Hücum açısının 16 derece gibi büyük değerlerinde ise laminer basınç bölgesi yerini türbülanslı bölgeye bırakmaktadır.

Kanadın hücum kenarı civarında meydana gelen durma noktası hücum açısının artmasına bağlı olarak hücum kenarının alt tarafına doğru kaydığı, hücum açısı arttıkça kanat profiline alt ve üst bölgelerindeki basınç farkının büyüdüğü görülmüştür.

45 m/s serbest akım hızıyla gelen hava fileleri sıfır derece hücum açısında kanat profiline üst kısmında 58 m/s hıza ulaşırken 16 derece hücum açısında ise 90 m/s 'ye kadar ulaştığı görülmüştür. Ayrıca hücum açısı arttıkça profilin firar kenarına doğru akım ayrılmasının başlamasıyla hızda büyük düşüşler meydana geldiği ve buna bağlı olarak taşıma kuvveti kaybının olduğu görülmüştür.

Otomobilin aerodinamik analizinde ise, model etrafındaki basınç dağılımının dış ortamdaki atmosfer basıncıyla kıyasladığımızda ön tampon bölgesi ve kaput-ön cam geçişi bölgesinde basıncın çok yükseldiği ve bu bölgelerde durma noktası olduğu görülmektedir. Ayrıca analizleri yapılan modellerde hatchback tipi otomobilin sedan tipi otomobile göre arka kısımda düşük basınç bölgesi, ayrılmış bölge daha büyüktür. Bunun ise hatchback tipi otomobilin sedan tipi otomobile göre daha fazla geri sürüklenme kuvveti oluşturduğu söylenebilir. Otomobillerin tavan bölgesindeki

kamburluklu yapı nedeniyle akış hızının en yüksek ve basıncın en düşük değere ulaştığı görülmektedir.

Otomobilin arka kısmında hız vektörlerinin, akış yönüne ters yönde ve yüzeye yakın bölgelerde yukarı yönde hareket etmesi türbülanslı akışa neden olmaktadır. Otomobilin üzerinden gelen hava ile altından gelen havanın otomobilin arkasına farklı hızlarda ulaşması çift bölgeli vorteksi oluşturmaktadır. Bu ise akımın laminer olması için daha geniş bir alana ihtiyaç olduğunu göstermektedir. Daha geniş bir alan ise daha büyük bir sürüklenme kuvveti oluşturmaktadır. Ayrıca hatchback tipi otomobilin arka kısmında meydana gelen türbülans şiddeti sedan tipi otomobile göre % 7.5 daha fazla olduğu görülmüştür.

Otomobilin alt ve üst yüzeyine etki eden basınç farkı otomobillerde taşıma kuvveti meydana getirmekte olup, bu ise otomobilin tutunması açısından olumsuz bir etkendir. Sedan tipi otomobilde Hatchback tipi otomobile göre daha fazla kaldırma kuvveti oluşmuştur. Hatchback tipi otomobilde $C_D=0.435$ ve $F_{D_{toplam}}=249$ N, Sedan tipi otomobilde ise $C_D=0.385$ ve $F_{D_{toplam}}=220$ N bulunmuştur. Sonuçlardan da görüldüğü gibi hatchback tipi otomobil sedan tipi otomobilden daha fazla direnç kuvveti oluşturmaktadır.

Sonuç olarak, yapılan çalışmalarda geometrilerin oluşturulması, uygun mesh yapısının belirlenmesi, sınır şartlarının verilmesi, bunların ANSYS FLUENT 12.0 yazılımında uygulanması ve çıkan sonuçların gösterilmesi ile FLUENT yazılımıyla elde edilen verilerin deneysel çalışmalardan elde edilen verilerle uyumluluğu gösterilmiş olup, bu yolla elde edilen verilerin farklı yapısal hesaplarda kullanılmak üzere etkin bir şekilde hesaplanabileceği ortaya konulmuştur.

KAYNAKLAR

- [1]. Kaya, M., Ses Altı Rüzgar Tünelleri, Dizayn Esasları ve Emmeli Tip Ses Altı Rüzgar Tüneli Tasarımı, Yüksek Lisans Tezi, *İ.T.Ü. Fen Bilimleri Enstitüsü*, İstanbul, (2003)
- [2]. Özcan, O. A., Uçak Kanatlarının C.F.D. Analizi, Yüksek Lisans Tezi, *İ.T.Ü. Fen Bilimleri Enstitüsü*, İstanbul (2004)
- [3]. Punkhurst, R.C. and Holder, D.W., Wind Tunnel Technique, *Sir Isaac Pitman & Sons Comp.*, London, (1952)
- [4]. Bradshaw, P., The effect of wind tunnel screens on nominally two dimensional boundary layers, *journal of fluid mechanics*, 22, 679-687, (1965)
- [5]. Gorlin. S.M. and Slezinger, I.I., Wind Tunnels and their Instrumentations, *John Willey and sons*, Moskova, (1966)
- [6]. Bradshaw, P., Simple Wind Tunnel Design, *Aero report, No: 1258, N.P.L.*, (1968)
- [7]. Mehda, R.D. and Bradshaw, P., Design Rules for Small Low Speed Wind Tunnels, *Aeronautical Journal*, 433-449 (1979)
- [8]. Erim, M.Z., Atlı, V. ve Kavasoglu, Ş., Alçak Ses Altı Bir Hava Tünelinin İmalatı ve Deney Odasında Hız Profilinin Tayini, *VII. Bilim Kongresi* Tebliğ Özetleri, Tübitak, 29 Eylül-3 Ekim 633-664. (1980)
- [9]. Rae, W.H. and Pope, A., Low Speed Wind Tunnel Testing, *John Wiley & Sons , Inc.*, New York, USA, (1984)
- [10]. C. Kramer and H.J. Gerhardt, Wind Tunnels For Industrial Aerodynamics, *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, 16, 225 Elsevier Science Publishers B.V., Amsterdam, Printed in The Netherlands (1984)
- [11]. Metha, R.D., Turbulent Boundary Layer Perturbed by a Screen, *AIAA Journal*, 23, 9, Imperial College, London, England, UK (1985)
- [12]. Batill, S. M. and Hoffman, J. J., The Aerodynamic Design of Three-Dimensional, Subsonic Wind Tunnel Inlets, *AIAA Journal*, 24, No:2, 268-269 (1986)
- [13]. Anderson, J. D., Introduction to Flight, 3th Edition, *McGraw-Hill*, (2001)

- [14]. Farell C. and Youssef S., Experiments on Turbulence Management Using Screens and Honeycombs, *Journal of Fluids Engineering*, ASME, Vol. 118, 26-32 (1996)
- [15]. Dam, C. P. V., Recent Experience with Different Methods of Drag Prediction, *Progress in Aerospace Sciences*, 35, 751-798 (1999)
- [16]. Gregory, J. S. C., Computational Fluid Dynamics Testing For Drag Reduction of An Aircraft Laser Turret, *USAF* (2000)
- [17]. Filippone, A., Data and Performances of Selected Aircraft and Rotorcraft, *Progress in Aerospace Sciences*, 36, 629-654 (2000)
- [18]. Lindgren, B., Flow Facility Design and Experimental Studies of Wall-Bounded Turbulent Shear-Flows, *Technical Reports from Royal Institute of Technology Department of Mechanics SE-100 44 Stockholm, Sweden* (2002)
- [19]. İnan, A. T., Onat, A., Gül, M. Z., Çok Amaçlı Ses Altı Düşük Hızlı Hava Tüneli Tasarımı, İmalatı ve Hız Çalkantı Ölçümleri, *KSÜ Fen ve Mühendislik Dergisi*, 6(1), 47 (2003)
- [20]. Lazim, T. M., Mat S. ve Saint H. Y., Computational Fluid Dynamic Simulation (CFD) and Experimental Study on Wing-external Store Aerodynamic Interference of a Subsonic Fighter Aircraft, *Acta polytechnica*, Vol. 43, No. 5 (2003)
- [21]. Şenol, S., Emişli Tip Bir Sesaltı Rüzgar Tüneli Tasarımı ve Bilgisayar Destekli Simülasyonu, Yüksek Lisans Tezi, *Kocaeli Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü* (2006)
- [22]. Ishak, I. S. B., Computational Fluid Dynamics Simulation and Wind Tunnel Testing on Microlight Model, *Department of Aeronautics and Automotive, Universiti Teknologi Malaysia* (2006)
- [23]. Rasuo, B., On Boundary Layer Control Using Suction in the Wind Tunnels, *PAMM, Proc. Appl. Math. Mech.*, 6, 581-582 (2006)
- [24]. Owen, F. Kevin, Owen, Andrew K. , Measurement and Assessment of Wind Tunnel Flow Quality, *Progress in Aerospace Sciences*, 44, 315-348 (2008)
- [25]. Vooren, J. V. D., On Drag And Lift Analysis of Transport Aircraft from Wind Tunnel Measurements, *Aerospace Science and Technology*, 12, 337-345 (2008)
- [26]. Yang, Z. and Jia, Q., Assessment of Wind Tunnel Test Section Dimensions Using CFD, *46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, 352,7-10 January, Reno, Nevada (2008)

- [27]. Vakil, A., Green, S. I., Drag and lift coefficients of inclined finite circular cylinders at moderate Reynolds Numbers, *Computers & Fluids*, 38, 1771-1781 (2009)
- [28]. Soltani, M.R., Ghorbanian, K. and Manshadi, M.D., Application of Screens and Trips in Enhancement of Flow Characteristics in Subsonic Wind Tunnels, *Mechanical Engineering*, Vol. 17, No. 1, pp. 1-12 (2010)
- [29]. Kulkarni, V., Sahoo, N., Chavan, S. D., Simulation of Honeycomb-Screen Combinations for Turbulence Management in a Subsonic Wind Tunnel, *J. Wind Eng. Ind. Aerodyn.*, 99, 37-45 (2011)
- [30]. Pinkerton, R. M., (1937) Calculated and Measured Pressure Distributions over the Midspan Section of the N.A.C.A. 4412 Airfoil, www.NACA.central.cranfield.ac.uk/citations/cit.html, N.A.C.A. Report No: 563 (Ziyaret tarihi: 10.04.2010)
- [31]. Mabey, D.G., Review of The Normal Force Fluctuations on Aerofoils With Separated Flow, *Prog. Aerospace Science*, Vol. 29, pp. 43-80, (1992)
- [32]. Cebeci, T., Besnard, E., and Chen, H. H., Calculation Of Multielement Airfoil Flows, Including Flap Wells, *AIAA*, 56 (1996)
- [33]. Hamdani, H. ve Sun, M., Aerodynamic Forces and Flow Structures of an Airfoil in Some Unsteady Motions at Small Reynolds Number, *Acta Mechanica*, 145, 173-187 (2000)
- [34]. Bak, C., Fuglsang P., Johansen, J., Antoniou, I., Wind Tunnel Tests of the NACA 63-415 and a Modified NACA 63-415 Airfoil, *Riso National Laboratory*, Roskilde, Denmark, December (2000)
- [35]. Luo, H., Baum J. D. and Löhner R., Computation of Compressible Flows Using a Two-equation Turbulence Model on Unstructured Grids, *International Journal of Computational Fluid Dynamics*, Vol. 17 (1), pp. 87-93 (2003)
- [36]. Addy, Harold E. ve diğerleri, A Wind Tunnel Study of Icing Effects on a Business Jet Airfoil, NASA/TM, 212-124, *AIAA-0727* (2003)
- [37]. Özdemir, M.A., Onbaşıoğlu, S., F-4 Phantom II Uçağının Etrafındaki Akışın H.A.D. Analizi Kısım 1: Kanat Kök Profili NACA 0006, *Havacılık ve Uzay Teknolojileri Dergisi*, 1, 4, 1-6, (2004)
- [38]. Agarwal, R. K. and Vaddillo, J. L., Active Control of Shock/Boundary Layer Interaction in Transonic Flow Over Airfoils, *Mechanics of 21st Century*, ICTAM04 Proceedings (2004)
- [39]. Lee, T. and Gerontakos, P., Investigation of Flow Over an Oscillating Airfoil, *J. Fluid Mech.*, vol. 512, pp. 313-341 (2004)

- [40]. Selig, M. S. and McGranahan B. D., Wind Tunnel Aerodynamic Tests of Six Airfoils for Use on Small Wind Turbines, *AIAA*, 1188 (2004)
- [41]. Mercan, Z. ve Yükselen M. A., CASA CN 235 Uçağının Dış Aerodinamik Yüklerinin Hesaplanması, *Havacılık ve Uzay Teknolojileri Dergisi*, c. 2, s. 1 (9-17) (2005)
- [42]. Genç, M.S., Özışık, G., Kahraman, N., Düz Flaplı NACA 0012 Kanat Profilinin Aerodinamik Performansının İncelenmesi, *Isı Bilimi ve Tekniği Dergisi*, 28, 1, 1-8, (2008)
- [43]. Farsimadan,E. and Mokhtarzadeh-Dehghan, M.R., An Experimental Study of The Turbulence Quantities in The Boundary Layer and Near-Wake of an Airfoil Placed at Upstream of a 90 Bend, *Experimental Thermal and Fluid Science*, 34, 979-991 (2010)
- [44]. Yen,S. C. and Huang, L.-C., Reynolds Number Effects on Flow Characteristics and Aerodynamic Performances of a Swept-Back Wing, *Aerospace Science and Technology* (2011)
- [45]. Zhou Y., Md. Mahbub Alam, Yang H.X., Guo H., Wood D.H., Fluid Forces on a Very Low Reynolds Number Airfoil and Their Prediction, *International Journal of Heat and Fluid Flow*, 32, 329-339 (2011)
- [46]. Cooper, K. R. ve Campbell, W. F., An Examination of The Effects of Wind Turbulence on The Aerodynamic Drag of Vehicle, *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, 167-180 Elsevier Scientific Publishing Company, Amsterdam, Printed in The Nedherlands (1981)
- [47]. Ahmed, S.R., An Experimental Study of The Wake Structures of Typical Automobile Shapes, *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, 49-62 Elsevier Scientific Publishing Company, Amsterdam, Printed in The Nedherlands (1981)
- [48]. Perzon, S. ve Davidson L., On CFD and Transient Flow in Vehicle Aerodynamics, *SAE Technical* p. 01-0873, (2000)
- [49]. Aka, H. Y., Otomobillerin Aerodinamik Karakteristiğinin Bir Rüzgar Tünelinde İncelenmesi, Yüksek Lisans Tezi, *Gazi Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü*, Ankara (2003)
- [50]. Gümüüliol, Ü., Çetinkaya, T. A. ve Albayrak, K., Geçiş Durumundaki Taşıtların Aerodinamik Etkileşimlerinin Deneysel Olarak İncelenmesi, *Mühendislik ve Makine*, 47, 561, 28 (2006)
- [51]. Mezarcıöz, S., Bir Otobüs Modelinin Aerodinamiği, Yüksek Lisans Tezi, *Çukurova Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü*, Makina Mühendisliği Anabilim Dalı, ADANA (2006)

- [52]. Kieffer, W., Moujaes, S. and Armbya, N., CFD Study of Section Characteristics of Formula Mazda Race Car Wings, *Mathematical and Computer Modelling*, 43, 1275 (2006)
- [53]. Sarı, F. M., Hafif Ticari Taşıtlarda Taşıt Ön Formuna Etkiyen Hava Direncinin Aerodinamik Analizi ve Yakıt Sarfiyatına Etkisi, Yüksek Lisans Tezi, *Osmangazi Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü*, Makina Mühendisliği Anabilim Dalı, ESKİŞEHİR (2007)
- [54]. Corin, R.J., He, L., Dominy, R.G., A CFD Investigation Into The Transient Aerodynamic Forces On Overtaking Road Vehicle Models, *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, 96, 1390 (2008)
- [55]. Desai, M., Channiwala, S. A., Nagarsheth, H. J., Experimental and Computational Aerodynamic Investigations of a Car, *WSEAS Transactions on Fluid Mechanics*, 4, 3, 359 (2008)
- [56]. Batchelder, J. H., A CFD Investigation of Potential Aerodynamic Enhancements to a Microcar Class Vehicle, Master Of Engineering In Mechanical Engineering, *Rensselaer Polytechnic Institute Hartford*, Connecticut (2009)
- [57]. Ahmad, N. E., Abo-Serie, E. and Gaylard, A., Mesh Optimization for Ground Vehicle Aerodynamics, *Mechanical and Automotive Engineering Department*, Faculty of Engineering and Computing, Coventry University, UK (2010)
- [58]. Damjanovic, D., Kozak, D., Ivandic, Z. and Kokanovic, M., Car Design As A New Conceptual Solution And CFD Analysis in Purpose of Improving Aerodynamics, *Mato Josip Juraj Strossmayer University Of Osijek*, Mechanical Engineering Faculty In Slavonski Brod, Croatia (2011)
- [59]. Temel Ü.N., Ağır A., Gürlek C., Güleren K.M., Pınarbaşı A., Bir Model Kara Taşıtı Etrafındaki Akış Yapısının Deneysel Olarak İncelenmesi, *X. Ulusal Tesisat Mühendisliği Kongresi*, İzmir (13-16 Nisan 2011)
- [60]. Özkan, M. N., Çeşitli şekillerde düzenlenmiş iki silindir etrafındaki akım alanının incelenmesi, Doktora Tezi, *İ.T.Ü. Fen Bilimleri Enstitüsü*, İstanbul, (1985)
- [61]. http://www.me.berkeley.edu/fml/research/wind_tunnel.html (Ziyaret Tarihi: 13 Nisan 2011)
- [62]. http://www.aerolab.com/Display_Pages/EWT.html (Ziyaret Tarihi: 19 Nisan 2011)
- [63]. http://cbs.grundfos.com/turkey/lexica/AC_Axial_fan.html#- (Ziyaret Tarihi: 19 Nisan 2011)
- [64]. http://en.wikipedia.org/wiki/Centrifugal_fan (Ziyaret Tarihi: 19 Nisan 2011)

- [65]. <http://insideracingtechnology.com/tech111windtunnel.htm> (**Ziyaret Tarihi: 19 Nisan 2011**)
- [66]. Çengel, Y. A. ve Cimbala, J. M., Akışkanlar Mekaniği, *Güven Bilimsel* (2008)
- [67]. Atlı, V. ve Erim, M. Z., İ.T.Ü. Aerodinamik Laboratuvarı'nda Dizayn ve İmal Edilen Bir Hava Tünelinin Dizayn ve Akım Koşulları, *IV. Ulusal Mekanik Kongresi*, Bayramoğlu, İstanbul, Eylül 201-213 (1985)
- [68]. Von Karman, T., Turbulance and Skin Friction, *J. Ae. S.*, 1, 1. (1935)
- [69]. Prandtl, L. and Tietjens, Fundamentals of Hydro and Aeromechanics, *Dover Publ. Ltd.*, New York, USA (1957)
- [70]. Mikhail, M. N. and Rainbird, J., Optimum Design of Wind Tunnel Contractions, *AAIA 10 th Aerodynamic Testing Conference*, 78-819, 376-384 (1978).
- [71]. Thwaites, B., On the Design of Contractions for Wind Tunnel, A. R. C., *R&M*, 2278 (1946)
- [72]. Libby, P. A. and Deiss, H. R., The Design of Two Dimentional Contraction Sections, *Quarterly Applied Mathematics*, IXB, 95-98 (1951)
- [73]. Morel, T., Comprehensive Design of Axisymmetric Wind Tunnel Contractions, *Journal of Fluid Engineering*, 225-233 (1975)
- [74]. Sansar, M., Rüzgar Tüneli Kollektöründe Üç Boyutlu Akımın Sonlu Farklar Yöntemiyle Analizi, Yüksek Lisans Tezi, *İ.T.Ü. Fen Bilimleri Enstitüsü*, İstanbul (1992)
- [75]. Downie, J. H., Jordinsen, R. and Barnes, F. H., On the Design of Three-Dimensional Wind Tunnel Contractions, *Aeronautical Journal*, 88, 287-295 (1984)
- [76]. Su, Y., Flow Analysis and Design of Three-Dimensional Wind Tunnel Contractions, *Aeronautical Journal*, 29, No.11, 1912-1920 (1991)
- [77]. http://www.grc.nasa.gov/www/k-/windtunnel/wandering_windtunnel.htm (**Ziyaret tarihi: 19 Nisan 2011**)
- [78]. http://f1-dictionary.110mb.com/wind_tunnel.html (**Ziyaret tarihi: 19 Nisan 2011**)
- [79]. Loehrke, R. I. and Nagib, H. M., Control of Free Stream Turbulence by Means of Honeycombs a Balance Between Suppression and Generation, *Aeronautical Journal*, November, 433-449 (1976)

- [80]. Albayrak, K., Investigation of the Boundary Layer Transition, the Turbulent Boundary Layer Development and the Recovery Length of the Turbulent Boundary Layer Behind Three Dimensional Roughness-Elements, Doktora Tezi, **METU (ODTÜ) Fen Bilimleri Enstitüsü**, Ankara (1984)
- [81]. Mehta, R.D. and Hoffmann, P.H., Boundary Layer Two-Dimensionality in Wind Tunnels, **Experiments in Fluids** 5, 358-360 (1987)
- [82]. Weighardt, K. E. G., On the Resistance of Screens, **Aeronautical Quarterly**, 4, 186 (1953)
- [83]. Collar, A. R., The Effect of a Gauze on the Velocity Distribution in a Uniform Duct, **R&M**, No:1867 (1939)
- [84]. De Vahl, D. G., The Flow of Air Through Wire Screens, **Hydraulics and Fluid Mechanics**, pp. 191-212, R. Sylvester, Pergamon, New York (1964)
- [85]. Jakipse, D., and Baines, N.C., Diffuser Design Technology, **Edward Brothers Inc.**, New York, USA (1998)
- [86]. Doğan, Z., Ses Altı Hızlarda Kanat Profili Etrafında Akışın İncelenmesi, Yüksek Lisans Tezi, **Erciyes Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü**, Kayseri (2008)
- [87]. Yüksel, A. N., Uçak Kanat Elemanları, Ders Notu, **İ.T.Ü. Makine Mühendisliği**, (1983)
- [88]. Yükselen, A., Aerodinamik Ders Notları, İ.T.Ü., 2006-2007 http://www3.itu.edu.tr/~yukselen/Uck351/UCK351_Index.htm (**Ziyaret tarihi: 10.03.2010**)
- [89]. KLM UK Engineering, JAR 66 Category B1 Module 8, Basic Aerodynamics, **Kington University** (2002)
- [90]. <http://www.gokhanturkyilmaz.com/yayin/proje.htm> (**Ziyaret tarihi: 17.03.2011**)
- [91]. Demircioğlu, T. K., Bir Araç Modelinin Aerodinamik Analizi ve Sonlu Elemanlar Yöntemi ile Simülasyonu, Yüksek Lisans Tezi, **Balıkesir Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü**, Balıkesir (2007)
- [92]. Açıkgöz, A., Gelişli, M. Ö., Öztürk, E., Otomotiv Endüstrisinde Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği Uygulamaları, www.anova.com.tr (**Ziyaret tarihi: 15.02.2011**)
- [93]. www.hpwizard.com (**Ziyaret tarihi : 12.01.2011**)
- [94]. <http://www.uubf.itu.edu.tr/icerik.aspx?sid=3026> (**Ziyaret tarihi: 05.04.2011**)
- [95]. Ansys Fluent 12.0 User Guide, Ansys, Inc (2009)

- [96]. Bhaskaran, R., 2002, Flow over an Airfoil, Cornell University
<http://courses.cit.cornell.edu/fluent/airfoil/index.htm>, (**Ziyaret tarihi: 15.01.2010**)
- [97]. Ansys Fluent Inc., Tutorial 3: Modeling External Compressible Flow (2009)
- [98]. Spalart, P., Allmaras, S.R., A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flow, *AIAA*, 92-0439, (1990)
- [99]. Seber, G., İnsuyu, E.T., Özgen, S., Şahin, M., Yaman, Y., Değişken Kambura Sahip NACA 4412 Kanat Kesitinin 2-Boyutlu Aerodinamik Analizi, *II. Ulusal Havacılık ve Uzay Konferansı, UHUK-2008-012*, İ.T.Ü., İstanbul, 15-17 Ekim (2008)
- [100]. Stack, J., Lindsey, W. F., Littell, R. E., 1939, The Compressibility Burble and the Effect of Compressibility on Pressures and Forces Acting on an Airfoil, www.NACA.central.cranfield.ac.uk/citations/cit.html, N.A.C.A. Report No: 646 (**Ziyaret tarihi: 10.04.2010**)

ÖZGEÇMİŞ

1977 yılında İzmit' te doğdu. İlk, orta ve lise öğrenimini İzmit' te tamamladı. 1994 yılında girdiği Anadolu Üniversitesi Sivil Havacılık Yüksek Okulu Uçak Gövde Bakım Bölümünden 1999 yılında mezun oldu. 2003 yılında Kocaeli Üniversitesi Sivil Havacılık Yüksek Okulu Uçak Gövde Motor Bakım Bölümünde öğretim görevlisi olarak göreve başladı. Halen buradaki görevine devam etmekte olup, evli ve bir çocuk babasıdır.