



FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

LİSANSÜSTÜ

**T.C.
YILDIZ TEKNİK ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ**

**NACA 0012 KANADIN RÜZGAR TÜNELİNDE SINIR TABAKA VE
AERODİNAMİK ANALİZİ**

CEM AYDURMAZ

**YÜKSEK LİSANS TEZİ
MAKİNE MÜHENDİSLİĞİ ANABİLİM DALI
ISI PROSES PROGRAMI**

**DANIŞMAN
PROF. DR. HASAN ALPAY HEPERKAN**

İSTANBUL, 2015

T.C.
YILDIZ TEKNİK ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

**NACA 0012 KANADIN RÜZGAR TÜNELİNDE SINIR TABAKA VE
AERODİNAMİK ANALİZİ**

Cem AYDURMAZ tarafından hazırlanan tez çalışması 30.01.2015 tarihinde aşağıdaki jüri tarafından Yıldız Teknik Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Makine Mühendisliği Anabilim Dalı'nda **YÜKSEK LİSANS TEZİ** olarak kabul edilmiştir.

Tez Danışmanı

Prof. Dr. Hasan Alpay HEPERKAN
Yıldız Teknik Üniversitesi

Jüri Üyeleri

Prof. Dr. Hasan Alpay HEPERKAN
Yıldız Teknik Üniversitesi

Prof. Dr. Zeynep Düriye BİLGE
Yıldız Teknik Üniversitesi

Yrd. Doç. Dr. Mustafa Alper ÖZPINAR
İstanbul Ticaret Üniversitesi

ÖNSÖZ

Bu çalışmam süresince her türlü yardım ve fedakarlığı sağlayan, bilgi, tecrübe ve güler yüzü ile çalışmama ışık tutan, ayrıca bana bu çalışmayı vererek kendimi geliştirmeye yönelik de birkaç adım ileride olmamı sağlayan, çalışmamın yöneticisi Sayın Hocam Prof. Dr. Hasan Alpay Heperkan'a

Tezimin hazırlanması sırasında beni cesaretlendiren ve manevi destek sağlayan, yetişmemde emeği geçen ve benden maddi, manevi hiçbir desteği esirgemeyen aileme teşekkürü bir borç bilirim.

Mart, 2014

Cem AYDURMAZ

İÇİNDEKİLER

	Sayfa
SİMGE LİSTESİ.....	vii
KISALTIMA LİSTESİ.....	ix
ŞEKİL LİSTESİ.....	x
ÇİZELGE LİSTESİ.....	xiii
ÖZET.....	xiv
ABSTRACT.....	xvi
BÖLÜM 1	
GİRİŞ	1
1.1 Literatür Özeti	1
1.2 Tezin Amacı.....	3
1.3 Hipotez	4
BÖLÜM 2	
RÜZGAR TÜNELİ	5
2.1 Rüzgar Tüneli	5
2.2 Rüzgar Tünelinin Tarihçesi.....	6
2.3 Türkiyedeki Rüzgar Tüneli Çalışmaları	6
2.4 Rüzgar Tüneli İçin Gerekli Şartlar	7
2.5 Rüzgar Tünellerinin Kullanım Amaçları	8
2.5.1 Havacılık.....	8
2.5.2 Otomotiv	8
2.5.3 Şehircilik	8
2.5.4 Aerostatik	9
2.5.5 Diğer	9
2.6 Rüzgar Tünelleri Sınıflandırılması.....	10
2.6.1 Çevrim Tipine Göre Sınıflandırma.....	10
2.6.1.1 Açık Çevrimli Rüzgar Tüneli	10

2.6.1.2	Kapalı Çevrimli Rüzgar Tüneli	11
2.6.2	Hızlara Göre Sınıflandırma.....	11
2.7	Açık Rüzgar Tüneli Ana Elemanların Tasarımı	13
2.7.1	Deney Odası Tasarımı.....	13
2.7.2	Kollektör Tasarımı	14
2.7.3	Dinlenme Odası Tasarımı.....	14
2.7.4	Difüzör Tasarımı	15
2.7.5	Fan.....	15
2.8	Açık Rüzgar Tüneli Ana Elemanların Tasarımı	16
2.8.1	Hava Tüneli Akım Düzenleyicisi Olan Bal Peteğ.....	16
2.9	DeneySEL Olarak İncelenen Rüzgar Tüneli Bölümleri	17
2.10	Rüzgar Tüneli Kalibrasyonu	18
2.11	Rüzgar Tüneli Ölçüm Verileri	19

BÖLÜM 3

NACA.....	34	
3.1	DeneySEL Kanatlar	34
3.2	Aerodinamik Karakteristikler.....	35
3.2.1	Naca Kanadı Açıklamaları	36
3.3	Aerodinamik Kuvvetler ve Kavramlar.....	36
3.3.1	Naca Kanadı Açıklamaları	36
3.3.2	Kaldırma, Sürüklenme ve Boyutsuz Parametreler.....	38
3.3.2.1	Kaldırma Kuvveti.....	38
3.3.2.2	Sürüklenme Kuvveti	39
3.3.2.3	Yunuslama Momenti.....	40
3.4	Boyutsuz Parametreler.....	40
3.5	Aerodinamik Performansı Arttırma Yöntemleri	41
3.5.1	Hücum Açısı	42
3.5.2	Kamburluk	44
3.5.3	Yüksek Kaldırma Aygıtları	44
3.5.3.1	Flaplar.....	45
3.5.3.2	Slot ve Slatlar	46
3.6	Sınır Tabaka.....	48
3.6.1	Sınır Tabaka Gelişimini Etkileyen Faktörler	49
3.6.1.1	Reynolds.....	49
3.6.1.2	Basınç Gradyantı	50
3.6.1.3	Yüzey Pürüzlülüğü.....	50
3.6.1.4	Serbest Akım Türbülansı	50
3.7	İz Bölgesi.....	50
3.8	Sürtünmesiz Akım Yaklaşımı.....	51
3.9	Laminer ve Türbülanslı Sınır Tabaka, Geçiş Bölgesi	51
3.10	Sayısal Analiz ve Hesaplamalar.....	53
3.10.1	Sayısal Çözümleme İçin Kullanılan FLUENT Programı	53
3.11	Türbülans Benzeşim Modelleri	54
3.12	Uygun Ağ Yapısı Belirlenmesi	54
3.13	Sınır Tabakaların Analiz Edilmesi	56

3.13.1	2° Derece Hücüm Açısındaki Naca 0012 Kanadı Sınır Tabaka Analizi	56
3.13.2	4° Derece Hücüm Açısındaki Naca 0012 Kanadı Sınır Tabaka Analizi	61
3.13.3	6° Derece Hücüm Açısındaki Naca 0012 Kanadı Sınır Tabaka Analizi	66
3.13.4	Belirlenen Hızlarda ve Hücüm Açısında İnceleme	69
3.13.4.1	Hızı 3,4 m/s de 2° Derece Hücüm Açısındaki Hız Grafiği	69
3.13.4.2	Hızı 3,4 m/s de 4° Derece Hücüm Açısındaki Hız Grafiği	72
3.13.4.3	Hızı 3,4 m/s de 6° Derece Hücüm Açısındaki Hız Grafiği	75
3.13.4.4	Hızı 5,9 m/s de 2° Derece Hücüm Açısındaki Hız Grafiği	77
3.13.4.5	Hızı 5,9 m/s de 4° Derece Hücüm Açısındaki Hız Grafiği	79
3.13.4.6	Hızı 5,9 m/s de 6° Derece Hücüm Açısındaki Hız Grafiği	82
3.13.4.7	Hızı 15 m/s de 2° Derece Hücüm Açısındaki Hız Grafiği	84
3.13.4.8	Hızı 15 m/s de 4° Derece Hücüm Açısındaki Hız Grafiği	87
3.13.4.9	Hızı 15 m/s de 6° Derece Hücüm Açısındaki Hız Grafiği	89
3.14	Basınç Katsayı Dağılımları	92

BÖLÜM 4

SONUÇ VE ÖNERİLER.....	101
KAYNAKLAR.....	103
ÖZGEÇMİŞ.....	106

SİMGE LİSTESİ

Re	Reynolds sayısı
Hz	Frekans
Δp	Basınç farkı (Pa)
ρ	Akışkan yoğunluğu (kg/m^3)
U_o	Akışkanın başlangıç hızı (m/s)
U	Akışkan hızı(m/s)
P_o	Akışkanın başlangıçtaki basıncı (Pa)
p	Akışkan basıncı (Pa)
P_{ref}	Referans basıncı (Pa)
V_{ref}	Referans hız (m/s)
α	Kanatın hücum açısı
μ	Dinamik akma viskozitesi (kg/m.s.)
C_L	Kaldırma kuvveti katsayısı
C_M	Moment katsayısı
C_D	Sürüklenme kuvveti katsayısı
M	Moment (N.m)
Z_w	Cidar kayma gerilmesi
c	Veter uzunluğu(m)
D	Sürüklenme kuvveti
L	Kaldırma kuvveti
t	Kanat kalınlığı (m)
t_{max}	Max kanat kalınlığı (m)
l_{max}	Max kamburluk(m)
k	Türbülans kinetik enerjisi
ϵ	Türbülans yayılma oranı
H	Kanal genişliği(m)
L	Kanal uzunluğu(m)
δ	Sınır tabaka
Θ_d	Genişleme açısı
A	Referans Alan

τ_m Kayma Gerilmesi
 U_e Sürtünmesiz akım hız

KISALTMA LİSTESİ

NASA	The Chartered Institution of Building Services Engineers
ART	Ankara Rüzgar Tüneli
SATA	Subsonic Aerodynamic Testing Association
MEB	Milli Eğitim Bakanlığı
NACA	National Advisory Committee for Aeronautics
HAD	Hesaplamalı akışkanlar mekaniği
RANS	Reynolds ortalamalı navier-stokes

ŞEKİL LİSTESİ

	Sayfa
Şekil 2. 1 Rüzgar tüneli kayakçı sürtünme katsayısı ve şehir hava kirliliği yayılması.....	9
Şekil 2. 2 Otomobilin aerodinamik çalışmalar ve uçak testlerinde kullanılan tünel	9
Şekil 2. 3 Açık rüzgar tüneli	10
Şekil 2. 4 Kapalı rüzgar tüneli	11
Şekil 2. 5 Açık rüzgar tüneli elemanları	13
Şekil 2. 6 Rüzgar tüneli bal peteği elemanları	16
Şekil 2. 7 Deneysel rüzgar tüneli.....	17
Şekil 2. 8 Deney düzeneği rüzgar tüneli test bölümü	18
Şekil 2. 9 Test bölümü 4 Hz de düzlem 1 ve düzlem 3 deki hız ölçüm grafiği.....	29
Şekil 2. 10 Test bölümü 5 Hz de düzlem 1 ve düzlem 3 deki hız ölçüm grafiği.....	30
Şekil 2. 11 Test bölümü 6 Hz de düzlem 1 ve düzlem 3 deki hız ölçüm grafiği.....	30
Şekil 2. 12 Test bölümü 7 Hz de düzlem 1 ve düzlem 3 deki hız ölçüm grafiği.....	31
Şekil 2. 13 Test bölümü 8 Hz de düzlem 1 ve düzlem 3 deki hız ölçüm grafiği.....	31
Şekil 2. 14 Test bölümü 9 Hz de düzlem 1 ve düzlem 3 deki hız ölçüm grafiği.....	31
Şekil 2. 15 Test bölümü 10 Hz de düzlem 1 ve düzlem 3 deki hız ölçüm grafiği	32
Şekil 2. 16 Test bölümü 20 Hz de düzlem 1 ve düzlem 3 deki hız ölçüm grafiği	32
Şekil 2. 17 Test bölümü 30 Hz de düzlem 1 ve düzlem 3 deki hız ölçüm grafiği.....	32
Şekil 2. 18 Test bölümü 40 Hz de düzlem 1 ve düzlem 3 deki hız ölçüm grafiği.....	33
Şekil 2. 19 Test bölümü 50 Hz de düzlem 1 ve düzlem 3 deki hız ölçüm grafiği.....	33
Şekil 3. 1 Kanat profili geometrisi	35
Şekil 3. 2 Kanat profili geometrisi	35
Şekil 3. 3 Küçük hücum açısına sahip bir kanat profili etrafındaki basınç dağılımı	37
Şekil 3. 4 Basınç katsayısının veter uzunluğu boyunca değişimi	37
Şekil 3. 5 Basınç katsayısının veter uzunluğu boyunca değişimi	38
Şekil 3. 6 Kanat kesiti üzerinde oluşan aerodinamik kuvvetler.....	38
Şekil 3. 7 Kanat kesiti üzerinde oluşan basınç ve hız kuvvetleri oluşturur	39
Şekil 3. 8 Kanat kesiti üzerinde hücum açıları	42
Şekil 3. 9 Kanat kesiti üzerinde serbest akım yönü	43
Şekil 3. 10 Kanat kesiti üzerindeki sürüklenme ve kaldırma kuvveti.....	43
Şekil 3. 11 Kanat kesiti üzerindeki tanımlar	44
Şekil 3. 12 Kanat kesiti kaldırma katsayısı.....	44
Şekil 3. 13 Flap çeşitleri; düz flap, yarıklı flap, kayan flap, kayan yarıklı flap	46
Şekil 3. 14 Slat kullanımı ile kanat profili etrafındaki akışın kontrolü	47
Şekil 3. 15 Değişik kanat profilleri için kaldırma katsayısının hücum açısı ile değişimi	48

Şekil 3. 16	Sınır tabaka gösterimi	48
Şekil 3. 17	Laminer ve türbülans sınır tabaka gösterimi	50
Şekil 3. 18	İz bölgesi gösterimi	51
Şekil 3. 19	Sınır tabaka geçiş bölgesi.....	52
Şekil 3. 20	Slat kullanımı ile kanat profili etrafındaki akışın kontrolü	53
Şekil 3. 21	Rüzgar tüneli ve NACA 0012 kanadı ölçüleri	55
Şekil 3. 22	Kanal ve kanat profili için oluşturulan ağ yapısı	55
Şekil 3. 23	Kanat profili yakın görünüm ağ yapısı.....	55
Şekil 3. 24	Kanat profili üzerinde çizilen analiz çizgileri.....	56
Şekil 3. 25	Hücum açısı 2° derece, NACA 0012'nin girişten 20 cm uzaklıktaki hız	57
Şekil 3. 26	Hücum açısı 2° derece, NACA 0012'nin girişten 25 cm uzaklıktaki hız	57
Şekil 3. 27	Hücum açısı 2° derece, NACA 0012'nin girişten 30 cm uzaklıktaki hız	58
Şekil 3. 28	Hücum açısı 2° derece, NACA 0012'nin girişten 45 cm uzaklıktaki hız.....	58
Şekil 3. 29	Hücum açısı 2° derece, NACA 0012'nin girişten 46 cm uzaklıktaki hız	59
Şekil 3. 30	Hücum açısı 2° derece, NACA 0012'nin girişten 50 cm uzaklıktaki hız	59
Şekil 3. 31	Hücum açısı 2° derece, NACA 0012'nin girişten 60 cm uzaklıktaki hız	60
Şekil 3. 32	Hücum açısı 2° derece, olan NACA 0012'nin hız konturları gösterimi	60
Şekil 3. 33	Hücum açısı 4° derece, NACA 0012'nin girişten 20 cm uzaklıktaki hız	61
Şekil 3. 34	Hücum açısı 4° derece, NACA 0012'nin girişten 25 cm uzaklıktaki hız	61
Şekil 3. 35	Hücum açısı 4° derece, NACA 0012'nin girişten 30 cm uzaklıktaki hız	62
Şekil 3. 36	Hücum açısı 4° derece, NACA 0012'nin girişten 45 cm uzaklıktaki hız	62
Şekil 3. 37	Hücum açısı 4° derece, NACA 0012'nin girişten 45 cm uzaklıktaki hız	63
Şekil 3. 38	Hücum açısı 4° derece, NACA 0012'nin girişten 47cm uzaklıktaki hız	63
Şekil 3. 39	Hücum açısı 4° derece, NACA 0012'nin girişten 48 cm uzaklıktaki hız	64
Şekil 3. 40	Hücum açısı 4° derece, NACA 0012'nin girişten 50 cm uzaklıktaki hız	64
Şekil 3. 41	Hücum açısı 4° derece, NACA 0012'nin girişten 60 cm uzaklıktaki hız	65
Şekil 3. 42	Hücum açısı 4° derece olan NACA 0012'nin hız konturları gösterimi	65
Şekil 3. 43	Hücum açısı 4° derece, NACA 0012'nin girişten 46 cm uzaklıktaki hız	66
Şekil 3. 44	Hücum açısı 6° derece, NACA 0012'nin girişten 35 cm uzaklıktaki hız	66
Şekil 3. 45	Hücum açısı 6° derece, NACA 0012'nin girişten 42 cm uzaklıktaki hız	67
Şekil 3. 46	Hücum açısı 6° derece, NACA 0012'nin girişten 43 cm uzaklıktaki hız	67
Şekil 3. 47	Hücum açısı 6° derece, NACA 0012'nin girişten 55 cm uzaklıktaki hız	68
Şekil 3. 48	Hücum açısı 6° derece, NACA 0012'nin girişten 60 cm uzaklıktaki hız	68
Şekil 3. 49	Hücum açısı 6° derece olan NACA 0012'nin hız konturları gösterimi	69
Şekil 3. 50	Hücum açısı 2° derece , NACA 0012'nin girişten 20 cm uzaklıktaki hız	69
Şekil 3. 51	Hücum açısı 2° derece , NACA 0012'nin girişten 25 cm uzaklıktaki hız	70
Şekil 3. 52	Hücum açısı 2° derece , NACA 0012'nin girişten 30 cm uzaklıktaki hız	70
Şekil 3. 53	Hücum açısı 2° derece , NACA 0012'nin girişten 42 cm uzaklıktaki hız	71
Şekil 3. 54	Hücum açısı 2° derece , NACA 0012'nin girişten 60 cm uzaklıktaki hız	71
Şekil 3. 55	Hücum açısı 2° derece olan 3,4 m/s hızda NACA 0012'nin basınç konturu .	72
Şekil 3. 56	Hücum açısı 4° derece , NACA 0012'nin girişten 30 cm uzaklıktaki hız	72
Şekil 3. 57	Hücum açısı 4° derece , NACA 0012'nin girişten 42 cm uzaklıktaki hız	73
Şekil 3. 58	Hücum açısı 4° derece , NACA 0012'nin girişten 45 cm uzaklıktaki hız	73
Şekil 3. 59	Hücum açısı 4° derece , NACA 0012'nin girişten 60 cm uzaklıktaki hız	74
Şekil 3. 60	Hücum açısı 4° derece, olan 3,4 m/s hızda NACA 0012'nin basınç konturu	74
Şekil 3. 61	Hücum açısı 6° derece, NACA 0012'nin girişten 30 cm uzaklıktaki hız	75

Şekil 3. 62	Hücum açısı 6° derece, NACA 0012'nin girişten 42 cm uzaklıktaki hız	75
Şekil 3. 63	Hücum açısı 6° derece , NACA 0012'nin girişten 60 cm uzaklıktaki hız	76
Şekil 3. 64	Hücum açısı 6° derece olan 3,4 m/s hızda NACA 0012'nin basınç konturu .	76
Şekil 3. 65	Hücum açısı 2° derece , NACA 0012'nin girişten 30 cm uzaklıktaki hız	77
Şekil 3. 66	Hücum açısı 2° derece , NACA 0012'nin girişten 42 cm uzaklıktaki hız	77
Şekil 3. 67	Hücum açısı 2° derece , NACA 0012'nin girişten 45 cm uzaklıktaki hız	78
Şekil 3. 68	Hücum açısı 2° derece , NACA 0012'nin girişten 60 cm uzaklıktaki hız	78
Şekil 3. 69	Hücum açısı 2° derece, olan 5,9 m/s hızda NACA 0012'nin basınç konturu	79
Şekil 3. 70	Hücum açısı 4° derece, NACA 0012'nin girişten 30 cm uzaklıktaki hız	79
Şekil 3. 71	Hücum açısı 4° derece , NACA 0012'nin girişten 42 cm uzaklıktaki hız	80
Şekil 3. 72	Hücum açısı 4° derece , NACA 0012'nin girişten 45 cm uzaklıktaki hız	80
Şekil 3. 73	Hücum açısı 4° derece , NACA 0012'nin girişten 60 cm uzaklıktaki hız	81
Şekil 3. 74	Hücum açısı 4° derece olan 5,9 m/s hızda NACA0012'nin basınç konturu ..	81
Şekil 3. 75	Hücum açısı 6° derece , NACA 0012'nin girişten 30 cm uzaklıktaki hız	82
Şekil 3. 76	Hücum açısı 6° derece , NACA 0012'nin girişten 42 cm uzaklıktaki hız	82
Şekil 3. 77	Hücum açısı 6° derece , NACA 0012'nin girişten 45 cm uzaklıktaki hız	83
Şekil 3. 78	Hücum açısı 6° derece , NACA 0012'nin girişten 60 cm uzaklıktaki hız	83
Şekil 3. 79	Hücum açısı 6° derece olan 5,9 m/s hızda NACA 0012'nin basınç konturu .	84
Şekil 3. 80	Hücum açısı 2° derece , NACA 0012'nin girişten 30 cm uzaklıktaki hız	84
Şekil 3. 81	Hücum açısı 2° derece , NACA 0012'nin girişten 42 cm uzaklıktaki hız	85
Şekil 3. 82	Hücum açısı 2° derece , NACA 0012'nin girişten 45 cm uzaklıktaki hız	85
Şekil 3. 83	Hücum açısı 2° derece , NACA 0012'nin girişten 60 cm uzaklıktaki hız	86
Şekil 3. 84	Hücum açısı 2° derece olan 15 m/s hızda NACA 0012'nin basınç konturu ..	86
Şekil 3. 85	Hücum açısı 4° derece , NACA 0012'nin girişten 30 cm uzaklıktaki hız	87
Şekil 3. 86	Hücum açısı 4° derece , NACA 0012'nin girişten 42 cm uzaklıktaki hız	87
Şekil 3. 87	Hücum açısı 4° derece , NACA 0012'nin girişten 45 cm uzaklıktaki hız	88
Şekil 3. 88	Hücum açısı 4° derece , NACA 0012'nin girişten 60 cm uzaklıktaki hız	88
Şekil 3. 89	Hücum açısı 4° derece, olan 15 m/s hızda NACA 0012'nin basınç konturu .	89
Şekil 3. 90	Hücum açısı 6° derece , NACA 0012'nin girişten 30 cm uzaklıktaki hız	90
Şekil 3. 91	Hücum açısı 6° derece , NACA 0012'nin girişten 42 cm uzaklıktaki hız	90
Şekil 3. 92	Hücum açısı 6° derece , NACA 0012'nin girişten 45 cm uzaklıktaki hız	90
Şekil 3. 93	Hücum açısı 6° derece , NACA 0012'nin girişten 60 cm uzaklıktaki hız	91
Şekil 3. 94	Hücum açısı 6° derece olan 15 m/s hızda NACA 0012'nin basınç konturu ..	91
Şekil 3. 95	Hücum açısı 2° derece, 3,4 m/s hız, NACA 0012'nin basınç katsayısı	92
Şekil 3. 96	Hücum açısı 4° derece, 3,4 m/s hız, NACA 0012'nin basınç katsayısı	93
Şekil 3. 97	Hücum açısı 6° derece, 3,4 m/s hız, NACA 0012'nin basınç katsayısı	94
Şekil 3. 98	Hücum açısı 2° derece, 5,9 m/s hız, NACA 0012'nin basınç katsayısı	95
Şekil 3. 99	Hücum açısı 4° derece, 5,9 m/s hız, NACA 0012'nin basınç katsayısı	96
Şekil 3. 100	Hücum açısı 6° derece, 5,9 m/s hız, NACA 0012'nin basınç katsayısı	97
Şekil 3. 101	Hücum açısı 2° derece, 15 m/s hız, NACA 0012'nin basınç katsayısı	98
Şekil 3. 102	Hücum açısı 4° derece, 15 m/s hız, NACA 0012'nin basınç katsayısı	99
Şekil 3. 103	Hücum açısı 6° derece, 15 m/s hız, NACA 0012'nin basınç katsayısı	100

ÇİZELGE LİSTESİ

	Sayfa
Çizelge 2. 1	Mach numaralarına dayalı akış sınıflandırması.....12
Çizelge 2. 2	4 Hz deki boş rüzgar tüneli verileri.....19
Çizelge 2. 3	5 Hz deki boş rüzgar tüneli verileri.....20
Çizelge 2. 4	6 Hz deki boş rüzgar tüneli verileri.....21
Çizelge 2. 5	7 Hz deki boş rüzgar tüneli verileri.....22
Çizelge 2. 6	8 Hz deki boş rüzgar tüneli verileri.....23
Çizelge 2. 7	9 Hz deki boş rüzgar tüneli verileri.....24
Çizelge 2. 8	10 Hz deki boş rüzgar tüneli verileri.....25
Çizelge 2. 9	20 Hz deki boş rüzgar tüneli verileri.....26
Çizelge 2. 10	30 Hz deki boş rüzgar tüneli verileri.....27
Çizelge 2. 11	40 Hz deki boş rüzgar tüneli verileri.....28
Çizelge 2. 12	50 Hz deki boş rüzgar tüneli verileri.....29

NACA 0012 KANADIN RÜZGAR TÜNELİNDE SINIR TABAKA VE AERODİNAMİK ANALİZİ

Cem AYDURMAZ

Makine Mühendisliği Anabilim Dalı
Yüksek Lisans Tezi

Tez Danışmanı: Prof. Dr. Hasan Alpay HEPERKAN

Sunulan tez çalışmasındaki sonuçlar ışığında kanat profilleri etrafındaki düşük Re sayılı hava akışının basınç ve hız değişimi incelenmiştir. Rüzgar tüneli ve Naca0012 kanadının tasarım parametreleri belirlenmiştir. Fluent paket programı yardımıyla aerodinamik esasların elde edilmesi amaçlanmıştır.

Rüzgar tünelinin deneysel analizlere uygunluğunun test edilmesi için tünel içerisinde herhangi bir model olmadan, Frekans Konvertör cihazı üzerinde gösteren 4 Hz ile 50 Hz değeri aralığında, rüzgar tüneli test bölümünün içerisindeki, dikey doğrultusunda her 1 cm deki havanın basınç değerleri basınç fark cihazı ile ölçülmüştür. Bernolli denklemi yardımıyla basınç değerleri hız değerlerine dönüştürülmüştür. Hava akımının analizi grafikler halinde sunulmuştur. Grafikler neticesinde rüzgar tünelinde model test edilebilirliği ve tünel kalibrasyonunun uygunluğu ortaya konmuştur.

Deneysel olarak kalibrasyonu yapılan rüzgar tünelinin içerisine, model olarak Naca012 kanadı yerleştirilmiş, bilgisayar destekli simülasyon yazılımı GAMBİT™ programı ile kanat profilinin sınır şartları belirlenmiş, en iyi çözümü alabilmek amacıyla da 5000 hücre sayısı kullanılmıştır. Fluent programında ağ yapısının belirlenmesi ile çalışacak olan parametrelerden bağımsız bir ağ yapısı oluşturulmuştur. Türbülans benzeşim modeli olan Realizable k-ε modeli kullanılmıştır. Ağ örgüsü oluşturulan kanat profilinin FLUENT™ programında sayısal çözümü yapılmıştır.

Sayısal çözümlere uygun olmayan hız aralığını belirlemek için 2° derece, 4° derece ve 6° derece hücum açısındaki Naca0012 kanadı ile rüzgar tüneli test bölümünün sınır

tabakalarının, test bölümü üzerindeki hangi çizgi (line) üzerindeki kesiştiği belirlenmiştir. Rüzgar tüneli test bölümündeki hava hızının 0,1 m/s de iken sınır tabakaların kesişmesi grafiksel olarak ortaya konulmuştur. Sayısal analizlere uygun olan frekans konvertör cihazındaki 4 Hz, 5 Hz, 6 Hz, 7 Hz, 8 Hz, 9 Hz, 10 Hz, 20 Hz, 30 Hz, 40 Hz, 50 Hz, değerlerinde test bölümünde basınç fark ölçer cihazı yardımıyla basınç değerleri ölçülmüş. Ölçülen basınç değerleri, Bernolli denklemleri yardımıyla hız değerlerine dönüştürülmüştür. Hız değerleri içerisinde seçilen 3,4m/s, 5,9m/s ve 15m/s ($Re=0,35 \times 10^5$), ($Re=0,609 \times 10^5$) ve ($Re=1,548 \times 10^5$), 2° derece, 4° derece ve 6° derece hücum açılarında statik basınç konturları görsel olarak incelenmiştir. Basınç farklılıkları, basınç katsayıları da grafiksel olarak sunulmuştur. Çözümlerden elde edilen basınç katsayı dağılımı grafiklerine göre hücum açısını arttırdığımız zaman kanadın alt ve üst basınç farkları artış göstermiştir. Basınç farkı sebebiyle oluşan kaldırma kuvveti literatür incelemesiyle uyuşma göstermiştir.

Anahtar Kelimeler: Rüzgar tüneli, Naca0012 kanadı, aerodinamik kuvvet, basınç değeri, hız değeri

**THE BOUNDARY LAYER AND AERODINAMIC ANALYSIS OF NACA 0012
AIRFOIL IN WIND TUNNEL**

Cem AYDURMAZ

Department of Machine Engineering

MSc. Thesis

Advisor: Prof. Dr. Hasan Alpay HEPERKAN

In the light of results of the thesis, low Re numbered around wing profiles is examined pressure and speed change of air-flow. Wind tunnel and design parameters of airfoil of Naca 0012 is determined and it is intended to obtain aerodynamic principles by courtesy of fluent software package.

The values of pressure is measured to control whether the wind tunnel is suitable for analysis without any model in the tunnel. The values of pressure is changed value of speed with helping Bernoulli Equation. Analysis of airflow is showned in graphs. As a result in graphs, testable model and convenience of calibration tunnel is presented in wind tunnel. As a result in graphs, testable model and convenience of calibration tunnel represented in wind tunnel.

Wing of Naca 0012 is placed in an empirical calibration the wind tunnel as a model, boundry conditions of airfoil profile is determined by supporting simulated software GAMBIT and it is used 5000 cells to obtain the best solution. An independence structure of network is far from parameters is created via determining structure of network in Fluent programme. It is used Realizable k- ϵ w which is a turbulence similarity model.

Test section channel and NACA0012 wing 2° degrees, 4° degrees and 6° degrees angle of attack in the boundary layers interact with each other and which and analysis are

not suitable for speeds at which point in the boundary layer at the intersection of spots is determined. The air velocity in the test section of the wind tunnel 0,1 m/s while the intersection of the boundary layer is demonstrated graphically.

In speed of the value of the selected, 3,4 m/s, 5,9 m/s and 15 m/s ($Re=0,35 \times 10^5$, ($Re=0,609 \times 10^5$), ($Re=1,548 \times 10^5$) speed values 2° degrees, 4° degrees and 6° degrees angle of attack in the static pressure contours is examined visually. Pressure differences is examined, pressure coefficients graphically is revealed. The pressure coefficient distribution graph obtained from the solution according to the angle of attack increases when the pressure difference above and below the blades are increased. The lift force caused by the pressure difference is in agreement with the literature review.

Keywords: Wind tunnel, Naca0012 wing, aerodynamic forces, pressure value, speed value

1.1 Literatür Özeti

Rüzgar tünellerinde yapılmış olan çalışmaları incelendiğinde, tünel içerisine analiz edilmek üzere birçok çalışma yapılmıştır. Cisimlerin aerodinamik analizlerini deneysel olarak yapılan çalışmalarda, havanın cisme olan etkilerini dinamik halde incelemelerin, statik halde inceleme olanağı sağlamıştır.

Aygün ve Başkaya (2001) bir çok katlı bir bina modeli ile rüzgar tüneline deneyler yapılarak binanın etrafında değişik hız ve açılardan esen rüzgar akışının oluşturduğu basınç dağılım profilleri çıkartılmış ve rüzgarın pencere mahallerine uyguladığı kuvvetler hesaplanmıştır [1].

Park ve Lee (2002), atmosferik sınır tabaka içine yerleştirilmiş silindirik bir bina modelinin etrafındaki akış alanını deneysel olarak incelemişlerdir [2].

Bak ve diğerleri (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 artırdığı gözlemlenmiştir [3].

Jun, Z. Et al. (2009) bildirdiğine göre iş jetleri için hazırlanan rüzgar tüneline düşük sürüklemeli yüksek hızlı doğal laminar akışın aerodinamik karakteristiklerinin deneysel olarak incelenmesi konulu çalışmalarında, yüksek hız uçuşlarında düşük hücum açısı, uzun laminar akışların desteklenmesi, hücum kenarı kanat kök kısmından arkaya doğru oluşacak vortekslerin önlenmesinde yararlı olabildiğini ortaya koymuşlardır [4].

Md. Arifuzzaman, Mohammad Mashud (2012), 0.90 m × 0.90 m kare kesit tipte 1.35 m test bölümü uzunluğuna sahip rüzgar tüneline, performans ölçümleri yapmışlardır. Maksimum 28 m/s rüzgar hızında test bölümünün genişliği boyunca sınır tabaka halinde oluşan dört yan duvarlarda % 12 kayıp olduğu bulunmuşlardır [5].

Uçaklarda, uçağı havaya kaldıran ve havada tutan en önemli yapı kanattır. Kanatların aerodinamik yapılarının hava içerisindeki davranışını literatürde araştırılmıştır. Yapılmış olan araştırmalardan bazıları;

Shan ve arkadaşları [6] yaptıkları çalışmada 4° hücum açısında ve 100.000 Re sayısında NACA0012 profili etrafındaki akış ayrılması, girdaplar, türbülans ve sınır tabaka için sayısal benzeşim yapmışlardır. Girdaplardaki serbest kayma tabakası ile Kelvin-Helmholtz değişkenine katkıda bulunmuşlardır.

Lian ve arkadaşları [7] düşük Reynolds sayısında mikro hava aracının aerodinamik performansı üzerinde çok fazla çalışma incelemiş ve literatüre sunulmak için derlemişlerdir. Çalışmalarında Re sayısının 10^6 'dan 10^4 'e düşüşü ile akım ayrılmasının etkisinin arttığını ve aerodinamik performansın düştüğü sonucuna varmışlar.

Cebeci ve arkadaşları [8] tek parçalı kanat profili ile düşük ve orta ölçekli Reynolds sayılarında sürüklemenin hesaplanması için Cebeci-Smith türbülans modelini kullanarak azami taşıma katsayısı konusunda çalışmışlardır. Ayrıca sıkıştırılabilirliğin ve türbülans modelinin tutunma kaybı üzerindeki etkisi ile ilgili sonuçlar elde etmişlerdir. Hamdani ve Sun ise [9] NACA 0012 kanat profilinin kararsız hareketi ve düşük Reynolds sayılarında aerodinamik kuvvetleri ve akış yapısını Navier-Stokes denklemleriyle çözmüşler ve profilin kararsız hareketi sonucu kanat profilinin serbest akım bölgesindeki hızının artması ve azalmasını incelemiştir. Yapmış oldukları çalışmada, düşük Re sayılarında kanat profilinin bir hızdan diğer bir hıza aniden hızlanmasının büyük aerodinamik kuvvetleri doğurduğunu göstermiştir.

Özdemir ve Onbaşıoğlu [10], 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 analiz etmiştir. Elde edilen sonuçların daha önce NACA (2003) tarafından rüzgar tünelleri kullanılarak elde edilen deneysel verilerle karşılaştırılması yapmışlardır.

Ünal ve arkadaşları [11] bir silindir etrafında, yüksek Re sayılarında girdap etkisinin kanat performansına olan değişimini farklı türbülans modellerinde inceleyip sonuçları gözlemlemiştir. Türbülanslı yapılan çalışmalarda, literatür sonuçlarına yakın olarak sonuçlar veren k-ε ve S-A modellerinin, k_ε modeline göre daha iyi sonuç verdiğini elde etmişlerdir.

Du ve Wu ise [12], düşük Reynolds sayılı k-ε modelini kullanılarak RAE 2822 ve NACA 4412 kanatları ile transonik difüzer üzerindeki akışı incelemiştir. Çözüm esnasında akış denklemlerinin konveksiyon-difüzyon kısmı sayısal, diğer kaynak kısmı ise analitik yöntemle çözülerek sayısal/analitik karışık çözüm metodu kullanılmıştır.

Yang [13], zamana bağlı Favre ortalama Navier-Stokes denklemlerini düşük Reynolds sayılı k-ε modeli ile çözerek hareketli kanatlar üzerinden akışı incelemiştir.

Mish ve Devenport [14] tarafından yapılan türbülans alanı içindeki bir kanat yapısının kararsız yüzey basıncının deneysel araştırılması isimli çalışmalarında, rüzgar tünelineki türbülanslı akış alanı içerisinde bulunan ve kanat kökünü simüle eden airfoil yapıda (0-20° hücum açıları NACA airfoil profil) kararsız yüzey basıncının elde edilmesinde alt yüzey ve üst yakınında mikrofonlar kullanılmışlardır. Ölçülen basınç spektrumları 5 Hz'den daha düşük frekanslara indirildiği durumlarda artan hücum açısıyla ortalama yük etkisinde bir düşüş olduğu belirlemiştir.

Munday ve arkadaşları [15] kavisli salınım yapan kanadın ayrılmasının aktif kontrolü isimli çalışmalarında NACA 4415 profilini 2.5×10^4 ve 5×10^5 Re sayılarında 9° yukarı ve 9° aşağı salınım hareketi verdirilerek ayrılmanın oluşumunu incelemiştir. İnceleme sonucunda ayrılma bölgesinde küçülme ve taşıma/sürüklenme (L/D) oranında artış elde etmişlerdir.

1.2 Tezin Amacı

Havacılık alanında uçak kanatları performansının analiz edilmesi önemli yer tutmaktadır. Uçak kanatlarının aerodinamik özelliklerinin belirlenmesi rüzgar tüneline denilen deney düzenekleri ile belirlenebilmektedir. Bu çalışmanın iki amacı vardır. Birincisi, Yıldız Teknik Üniversitesinde bulunan rüzgar tüneline deney setinde model cisim olmadan, elde edilecek deneysel verilerin gerçeğe en yakın veriler olması için deney setinin kalibrasyonu yapılmasıdır. İkinci amaç ise deneysel olarak kalibrasyonu yapılan

rüzgar tünelinin içerisine, model olarak Nasa'nın tasarımını oluşturmuş olduğu Naca 0012 kanadının prototip modeli yerleştirilip, ağ örgüsü oluşturulan kanat profilinin FLUENT programında sayısal çözümü yapılmasıdır. Rüzgar tüneli test bölümü ve Naca 0012 kanadının sınır tabakalarının keşişmesi, Naca 0012 kanadının hücum açısı ve hız parametrelerinin etkisi analiz edilmiştir. Statik basınç konturları, basınç farklılıkları, basınç katsayıları da grafiksel olarak sunulmuştur.

1.3 Hipotez

Bu araştırmada deneysel çalışmadan elde edilebilecek verilerin gerçek değerlere en yakın olabilmesi için prototip model cisim olmadan tünel içerisinde hava akımının hız değerleri grafik halinde sunulmuştur. Rüzgar tüneli kalibrasyonu yapılmıştır.

Frekans konvertör cihazı sayesinde rüzgar tüneli içerisindeki hava hızı değerini rüzgar tüneli içerisinde ayarlama olanağı sağlanmıştır. Deneysel olarak kalibrasyonu yapılan rüzgar tünelinin içerisine, model olarak Naca 0012 kanadı yerleştirilmiş, bilgisayar destekli simülasyon yazılımı GAMBIT™ programı ile kanat profilinin sınır şartları belirlenmiş, en iyi çözümü alabilmek amacıyla da 5000 hücre sayısı kullanılmıştır. Rüzgar tünel ile Naca 0012 kanadının sınır tabakaların keşişmesinden dolayı analiz doğruluğu uygun olayan hız değerleri belirlenmiştir.

Naca 0012 kanadının aerodinamik yapısından dolayı oluşan kaldırma kuvvetine etki eden hücum açısı ve hava hızı parametreleri incelenmiştir. Hava hızının arttırılması ve hücum açısının belirli derecelere kadar arttırılması kaldırma kuvvetine olumlu etki yapmıştır.

RÜZGAR TÜNELİ

2.1 Rüzgar Tüneli

Rüzgar tüneli içerisinde bulunan gazın, tünel içinde bulunan katı cisimlere, gazın uyguladığı etkinin incelenmesi araştırılması ve yorumlanması için tasarlanan tünellere denir [16]. Rüzgar tüneli deneyleri, içerisindeki hava hızının ayarlanması ve hareket ettirilmesi prensibine dayanır. Ayarlanan hızlara göre farklı deneysel düzenekler kullanılabilir.

Rüzgar Tünelinin görevi, deney prototipinin dinamik haldeki şartlarını statik halde, tünel içine yerleştirilen gerçek ya da küçültülmüş boyutlardaki parça ve araçların aerodinamik niteliklerinin araştırılabilmesine yardımcı olmaktır. Hava içerisinde hareket eden ya da hava akımına maruz kalan araç ve yapıların, akımdan dolayı üzerlerine etkiyen kuvvet ve momentlerin bulunması prototipin aerodinamik özelliklerinin hesaplanabilmesi için önemlidir [17]. Aerodinamik hesaplamaların gerçeğe en yakın hesaplamalar olabilmesi için rüzgâr tünelinin içine duman gönderilerek, ya da "Schlieren" fotoğrafı denen özel bir fotoğraf sayesinde maketin çevresindeki hava akımı görülebilir hale alır. Görüntülenen hava akımında tünelin içine bakan yüzey direnci ve test doğruluğunu etkileyebilecek türbülans deneySEL analizlerin en az etkilenmesi için prototipin rüzgar tünelinin merkezine yakın tutulması gerekmektedir.

2.2 Rüzgar Tünelinin Tarihçesi

İlk rüzgar tüneli çalışmaları 1746 yılında İngiliz kraliyeti tarafından gerçekleştirilmiş olup bu çalışmaları rüzgarın mekanik etkilerinin incelenmesi beraberinde hız ve basınç çalışmaları yönünden yapılan araştırmalar takip etmiştir. Francis Wenham tarafından 1871 yılında Greenwich (İngiltere) de imal edilmiş ve kullanılmış olan rüzgar tüneli, 46 cm x 46 cm'lik gözlem odası kesitine sahip ve fan yarımıyla çalışan yaklaşık 18 m/s hız üretebilen rüzgar tüneline düz levhaların taşıma ve sürüklenme kuvvetleri incelenmiştir [18]. Aerodinamikte, hızı ve nitelikleri bilinen bir hava akışının bir cisim üzerindeki etkisini incelemek üzere 1896'da Renard, bir hava tüneli yapmıştır. Rüzgâr tünellerindeki asıl gelişme ise 1900'lü yıllardan itibaren artan bir ivme ile başlamıştır. 1901 yılında Wright kardeşler imal ettikleri rüzgâr tüneli ile yaptıkları deneylerde hatalı sonuçlar elde etse de bu tünelden esinlenerek tasarladıkları 1,8 metre uzunluğundaki 40 cm x 40 cm kesitli deney odasına sahip kare kesitli rüzgar tüneli daha sonraki çalışmalarına esas teşkil etmiştir. 1930'lu yıllara kadar rüzgâr tünellerinin birçok ülkede kullanımı yaygınlaşmış. Özellikle NASA'nın çalışmalarıyla önemli adımlar atılmıştır. Bu tarihlerde ses altı rüzgâr tüneline ebatları da oldukça artmıştır. Öyle ki NASA 1931 de ilk defa yapım maliyeti milyon dolarları bulan 9 m x 18 m ebatlarında oval deney odası olan 57,6 m/s hıza sahip tüneline imal etmiştir. Ardından da halen dünyadaki en büyük rüzgâr tüneli olma özelliğini günümüzde de koruyan 12 m x 24 m ebatlarında 118,5 m /sn hıza sahip Kaliforniya'daki Ames Aeronautical Labrotary' de kurulmuştur. 1940'lı yıllarda V-2 roketlerinin havacılık teknolojisinde kullanılmaya başlanmasıyla birlikte süpersonik tüneller önem kazanmaya başlamıştır. 1974 yılındaki petrol krizinden sonra tüm dünyada taşıt tasarım ve imalatında yakıt tüketimi kriteri oldukça önem kazanmıştır. Taşıtların aerodinamik dirençlerini azaltmak için daha küçük ebatlarda ve daha yuvarlak hatlara sahip taşıtlar piyasaya hâkim olmaya başlamıştır. Bu sebeple özellikle Uzakdoğulu otomotiv firmaları rüzgâr tüneli testlerine ve rüzgâr tüneli imalatına büyük önem vermişlerdir.

2.3 Türkiyedeki Rüzgar Tüneli Çalışmaları

Cumhuriyet'in ilk yıllarında kurulmakta olan ulusal havacılık sanayimiz için gerekli altyapının sağlanması, başka ülkelere muhtaç olmadan kendi hava savunma

kabiliyetimizin oluşturulması gerektiğinden ülkemizde de bir rüzgâr tünelinin yapımına karar verilmiş, ama proje Atatürk'ün ölümünden önce bir türlü hayata geçirilememiştir. 1941 yılında, üniversitelerde uçak mühendisliği eğitimine başlanması ile Ankara'da bu kuruluşlara hizmet verecek bir Araştırma-Geliştirme (ARGE) Enstitüsü'nün temelini oluşturacak bir Aerodinamik Araştırma Merkezinin kurulması kararları alınmıştır. 1944 yılında bir İngiliz şirketiyle anlaşılmasının ardından Ankara Rüzgar Tüneli (ART)'nin yapımına 1947 yılında Milli Eğitim Bakanlığı (MEB) tarafından başlanmış, mekanik ve motor aksamaları 1950 yılında monte edilen tünel, kısmen işler duruma gelmiştir. 1994' te ART'nin içinin temizlenmesi, boyutlandırma çalışmaları, pervane ve motor sistemlerinin bakımı, modernizasyonu ve bazı bölümlerin revizyonu tamamlanmıştır. Rüzgar tünelinin altyapı çalışmaları tamamlandıktan sonra, teknolojinin gerisinde kalan ölçüm sistemlerinin geliştirilmesi ve yenilenmesi amacıyla bir dizi çalışma yapılmıştır. Bu çalışmalar 1998 yılı ortasında bitirildiğinde ülkemiz, deneysel aerodinamik alanında hizmet verebilecek bir yapıya kavuşmuştur. Ankara Rüzgar Tüneli (ART), 3.05 m x 2.5 m x 6.00 m boyutlarındaki test odası, 100 m/s hızıyla ve çok düşük türbülans seviyesi ile bugün bile Avrupa'nın sayılı rüzgar tünellerinden biridir. Dünyadaki düşük ses altı rüzgar tünellerinin oluşturduğu bir grup olan Subsonic Aerodynamic Testing Association (SATA) grubuna 2000 yılında kalitesi ve teknik donanımı ile üye olmayı başarmıştır [16]. Ankara Rüzgar Tüneli (ART) günümüze dek, hem sivil sektöre hem de savunma sanayine büyük hizmetlerde bulunmuştur. Bunların arasında roket deneyleri, uçak harici yük denemeleri, savaş uçağı kararlılık denemeleri, akım görüntüleme çalışmaları, basınçölçer kalibrasyonu, havaalanlarında bulunan rüzgar güllerinin kalibrasyonu, doğal havalandırma ve bina aerodinamiği, çevresel etkilerin incelenmesi, hava kirliliği, rüzgar enerjisinin kullanım alanları, uydu anteni ve vericilerin rüzgar dayanımının incelenmesi gibi birçok değişik alandaki çalışmalar sayılabilir.

2.4 Rüzgar Tüneli İçin Gerekli Şartlar

Rüzgar tünellerinde deneysel olarak ölçülen ve hesaplanan kuvvet, momentleri, yerel akışkan hızı ve basıncın gerçek değerlerine en yakın biçimde olabilmesi için havanın akışı deney odasından geçerken, model etrafında ilave türbülans oluşmamasıdır. Deney odasının balansları ve tesisatı model üzerindeki basınç, sıcaklık gibi ölçümlerin hassas

bir biçimde yapılmasına imkan vermelidir. Bir rüzgar tüneline, en az iki kuvvet bileşeni ile bir moment bileşeni ölçülebilmelidir. Araştırma projesi sürdürülen prototipin modelinin boyutlarının, tüneline deney odası ölçülerine uygun olmalıdır. Model imal edilirken boyutları; modelin kesit alanının tüneline deney odasının kesit alanına oranı % 10'a eşit veya daha küçük olacak şekilde seçilirse, analizler için "deney odası blokajı" problemi meydana gelmez [19].

2.5 Rüzgar Tünellerinin Kullanım Amaçları

2.5.1 Havacılık

- Bir hava aracının ölçekli modelleri üzerinde aerodinamik başarımının incelenmesi ve aerodinamik katsayıların çıkarılması.
- Hava aracının üzerine eklenmesi düşünülen parçaların (bombalar, yakıt tankları, anten, vb) aracın başarısına etkisinin incelenmesi.
- Alt bütün tasarımlarının veya tasarım değişikliklerinin incelenmesi.
- Özel amaçlı deneyler yapılması (uçaktan bomba veya yakıt bırakılması, pilot fırlatma incelemeleri, vb).

2.5.2 Otomotiv

- Bir motorlu kara taşıtının aerodinamik başarımının incelenmesi (aracın yakıt tüketimi ve yol tutuş özellikleri, vb).
- Ek parçalar kullanılarak yakıt tüketimini azaltma, yol tutuş özelliklerini iyileştirme, araç kirlenme probleminin giderilmesi konularında inceleme yapılması.
- Motor soğutma ve havalandırma-ısıtma sistemleri gibi alt bütünlerin aerodinamik incelemesi.

2.5.3 Şehircilik

- Ölçekli şehir modelleri üzerinde hava kirliliğini önleyebilmek için doğal havalandırma sistemlerinin incelenmesi.

2.5.4 Aerostatik

- Rüzgar enerjisini elektrik enerjisine çeviren rüzgar jeneratörü gibi cihazların tasarımının veya verimliliğinin ölçülmesi.
- Hava ile etkileşime giren her türlü sabit ayaklı sistemin (anten, radar kulesi, köprü, çadır, şemsiye, vb) aerodinamik açıdan incelenmesi.

2.5.5 Diğer

- Sayısal akışkanlar dinamiği yöntemleriyle aerodinamik inceleme yapılması.
- Rüzgar tüneli deney sonuçlarıyla sayısal akışkanlar dinamiği sonuçlarının karşılaştırılması ve doğrulanması.



Şekil 2. 1 Rüzgar tüneli kayakçı sürtünme katsayısı ve şehir hava kirliliği yayılması



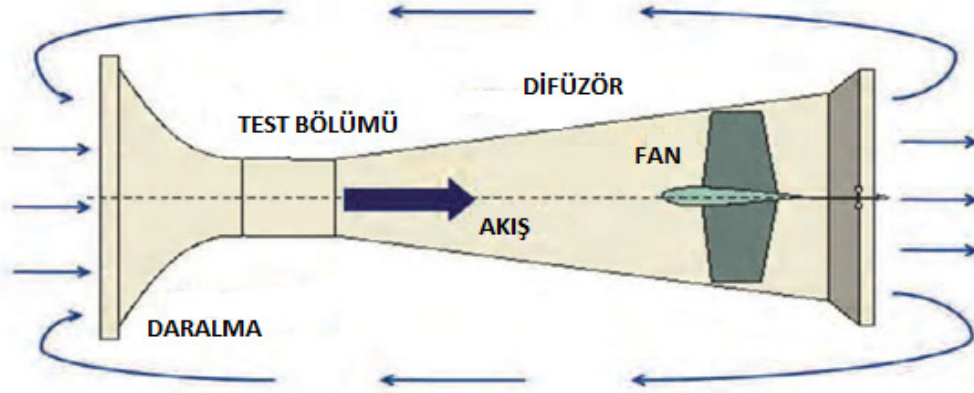
Şekil 2. 2 Otomobilin aerodinamik çalışmaları ve uçak testlerinde kullanılan tüneller

2.6 Rüzgar Tünelleri Sınıflandırılması

Rüzgar tünelleri iki farklı kriter kullanılarak sınıflandırılabilir.

2.6.1 Çevrim Tipine Göre Sınıflandırma

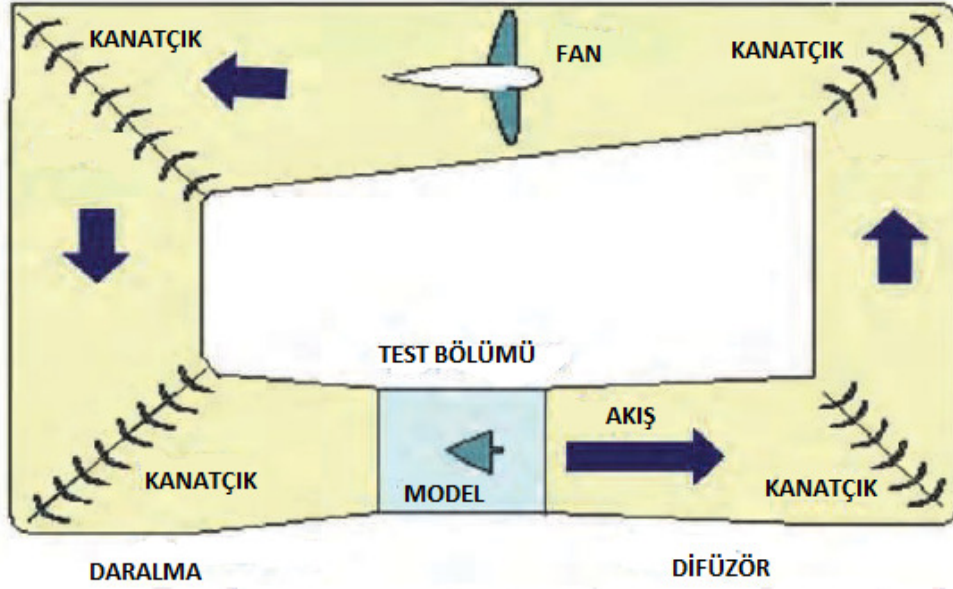
2.6.1.1 Açık Çevrimli Rüzgar Tüneli



Şekil 2. 3 Açık rüzgar tüneli

Açık çevrimli rüzgâr tünellerinde deney şartlarının oluşması için gerekli olan hava atmosferden temin edilir ve tekrar atmosfere verilir. Tünelin içerisinde hava akışının sağlanması için fan kullanılır. Açık çevrimli rüzgâr tünelleri hava akışının sağlanması için iki şekilde dizayn edilebilirler. Birincisi fan ve motorun deney odasından önce yerleştirildiği üfleme tipi (blower-type), ikincisi ise hava akışının deney odasından sonraki bir bölüme yerleştirilmiş bir fan tarafından sağlandığı emme tipidir (suction-type). İki tünelde de atmosferden rüzgar tüneline giren havanın hızı kollektörün (daralma konisi) akış yönünde daralan geometrik yapısı nedeniyle artar ve deney odasının girişinde maksimum seviyeye ulaşır. Deney odasında akım kalitesinin iyi olabilmesi için kollektörün geometrik yapısı uygun şekilde tasarlanmalıdır. Emme tipi rüzgar tünellerinde fan sebebiyle oluşan bozuntunun test odasındaki akış üzerindeki etkisi ihmal edilebilecek kadar düşüktür. Bu sebepten dolayı genellikle tüneller emme tipi olarak tasarlanmıştır [20].

2.6.1.2 Kapalı Çevrimli Rüzgar Tüneli



Şekil 2. 4 Kapalı rüzgar tüneli

Açık rüzgar tünellerindeki dışarıya atılan hava akımı başka bir kanalla kontrollü bir şekilde giriş kısmına verildiği zaman Kapalı rüzgar tünellerine dönüştürülmektedir. Kapalı rüzgar tünellerinin açık rüzgar tünellerinden farkı, çevrimde hep aynı havanın olmasıdır. Bu nedenle dışarıya her hangi bir enerjinin dışarıya atılması söz konusu değildir. Ancak köşelerden hava akımı geçerken bir takım kayıplar meydana gelir. Bu da rüzgar tüneli tasarımı ile büyük ölçüde önlenmektedir. Kapalı rüzgar tünelinin diğer avantajları kurulumda daha az yer kaplaması, daha az enerji tüketmesi ile daha yüksek hızlara çıkması, gürültü seviyesinin daha az olması. Bu avantajlara rağmen kurulması ve imalatı zor maliyeti yüksek olması, köşelerin, hava akımı karakteristiğini bozacağı için tasarımın önemi büyük olması dezavantajları olarak kabul edilir.

2.6.2 Hızlara Göre Sınıflandırma

Hızlara göre sınıflandırmada tünele gönderilen yapay hava akımı hızının, kriter ses hızına ulaşip ulaşmadığı incelenir. İncelemedeki hız, ses hızı oranına göre sınıflandırılır. Bu oranda mach sayısı denir. Mach sayısı adını, 19. yüzyıl fizikçi Ernst Mach dan alır. Rüzgar tüneli ile elde edilen maksimum hız, sesin havadaki hız (oda sıcaklığı) 343 m/s,

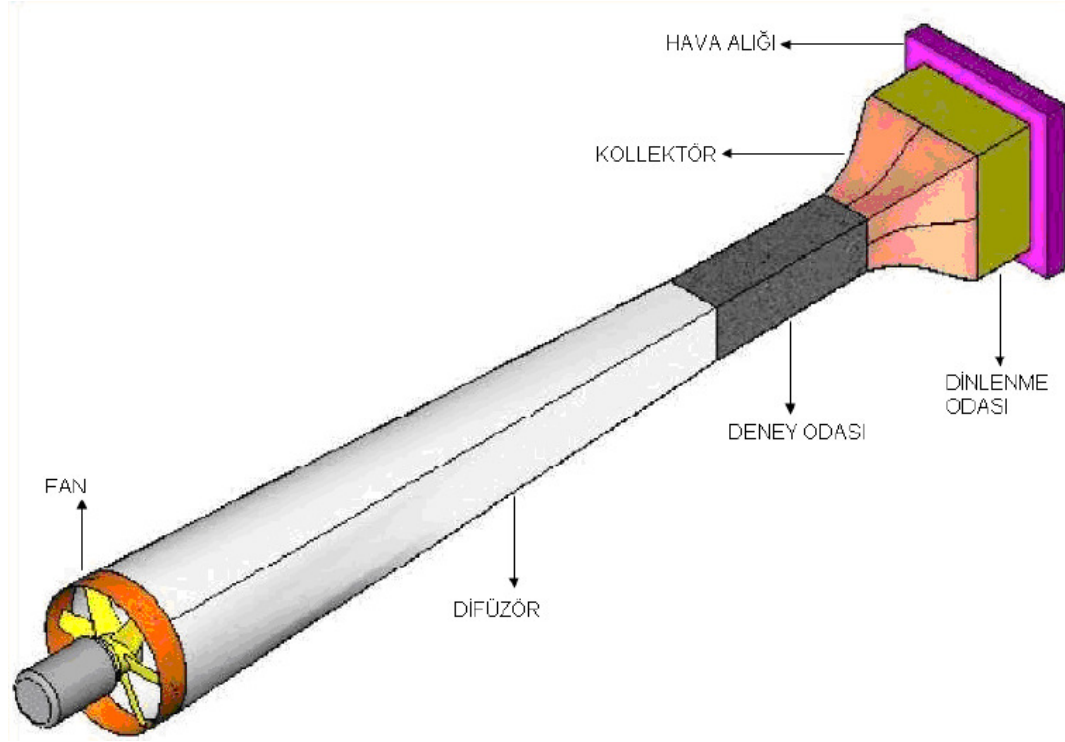
ya da 1235 km/h ya da 767 mile/hr. dan küçük ise subsonic tüneller (ses altı rüzgar tüneli) denir. Mach sayısı oranına göre tabloda diğer sınıflandırma gösterilmiştir [21].

Çizelge 2. 1 Mach numaralarına dayalı akış sınıflandırılması [7]

MACH SAYISI ARALIĞI, M	AKIŞ ADI
$M < 1$	SES ALTI (SUBSONIC)
$M = 1$	SES ÖTESİ (TRANSONIC)  Transonik Mach = 1.0
$1 < M < 3$	SES ÜSTÜ (SUPERSONIC)  Süpersonik Mach > 1.0
$3 < M < 5$	YÜKSEK SES ÜSTÜ (HIGH SUPERSONIC)
$M > 5$	SESTEN ÇOK HIZLI (HİPERSONIC)  Hipersonik Mach > 5.0
$M \gg 5$	SESTEN ÇOK ÇOK HIZLI (HIGH HİPERSONIC)

Rüzgar tünelineki hızlara göre sınıflandırma amacı, incelenen hızın, ses hızını aştığı durumda deneysel şartların ve tünel tasarımının değişmesidir.

2.7 Açık Rüzgar Tüneli Ana Elemanların Tasarımı



Şekil 2. 5 Açık rüzgar tüneli ana elemanları

Emmeli tip rüzgar tünellerinde, atmosferden emilen hava deney odasından sonra kinetik enerjiyi basınç enerjisine dönüştüren difüzöre, buradan da tünelin sonuna yerleştirilen ve akım hızının ayarlanmasını sağlayan aksel fana, fan vasıtasıyla da dışarıya atılmaktadır [22].

2.7.1 Deney Odası Tasarımı

Deney odası, içerisine modelin konulduğu, ölçümlerin yapıldığı, model etrafında meydana gelen aerodinamik olayların gözlemlendiği, incelendiği bölüm olup rüzgar tüneli tasarımında büyük bir öneme sahiptir. Deney odası rüzgar tünelinin karakteristik özelliklerini belirleyen bölüm olduğundan, tünelin boyutlandırması deney odası şartları referans alınarak yapılmaktadır. Deney odası duvarları üzerinde oluşan sınır tabaka, deney odası boyunca kalınlaşma gösterdiğinden akım hızında artış ve statik basınçta azalma meydana gelir ve üniform akım şartları bozulur. Bu sorunu giderme yollarından birisi deney odasının kesit alanını akım yönünde sınır tabaka kalınlığının etkisini telafi edecek miktarda arttırmaktır [23], [24]. Deney odası duvarlarına uygulanacak

genişleme açısını belirleyen parametre Reynolds sayısıdır (Re). Genişleme açısı 10^7 - 10^8 gibi büyük Reynolds sayılarında 0.1° - 0.25° , 10^5 - 10^6 gibi küçük Reynolds sayılarında ise 0.25° - 0.5° arasında alınmalıdır. Deney odası duvarlarında oluşan sınır tabakanın kalınlaşmasını gidermenin bir başka yolu da deney odasının köşelerine köşebentler yerleştirilmesidir. Üçgen şeklindeki bu köşebentler aynı zamanda deney odası boyunca köşe içlerindeki akım bozulmalarını da azaltır. Deney odası boyu, hidrolik çapla ilişkilendirilebilir. Deney odası boyu arttıkça deney odasındaki akım hızının büyüklüğüne bağlı olarak enerji kayıpları artacaktır. Bu nedenle deney odası boyu çok uzun tutulmamaktadır. Kaldı ki, deney odası boyu hidrolik çapın 3-4 katını geçtiği zaman, duvarlar üzerinde oluşan sınır tabaka kalınlığının aşırı artmasından dolayı difüzörde akım ayrılması riski olabilir [26]. Bununla birlikte, çok kısa bir deney odası da model önünde üniform akım şartlarının oluşturulamaması bakımından uygun değildir. Önerilen deney odası boyu hidrolik çapın 3 katı civarındadır.

2.7.2 Kolektör Tasarımı

Rüzgar tünellerinde deney odasından önce bir kolektör kullanılmasının amacı akımın kısa mesafede uniform olarak hızlandırmaktır. Açık devreli bir rüzgar tüneline durgun atmosferden alınan havanın hızı düşük olduğundan, deney odasında istenilen hıza erişilmesi için daralan bir kanal kullanılmalıdır. Kolektörün akım hızında yarattığı artışın büyüklüğü daralma oranı ile ilgilidir [23]. Kolektördeki daralmanın ayrıca kolektör girişinde akımda muhtemelen mevcut olan hız farklılıklarını ve türbülans veya benzeri düşük frekanslı başka çalkantıları da azalttığı bilinmektedir. Bu azalmanın miktarı kolektörün daralma oranıyla yakından ilgilidir. Kolektördeki daralma genel olarak türbülansı azaltıcı önemli bir etkiye de sahiptir. Kolektörün daralma oranı ne kadar arttırılırsa deney odasındaki kritik Reynolds sayısı değeri de o kadar artar. Bu bakımdan rüzgar tünellerinde önerilen daralma oranı 6 ile 9 arasındadır.

2.7.3 Dinlenme Odası Tasarımı

Dinlenme odası, rüzgar tüneline kolektörden önce yer alan ve akımın kolektöre olabildiğince üniform olarak girmesini sağlamak üzere yavaşlatıldığı bir kısımdır. Paralel duvarlı, genellikle genişliğine kıyasla boyu çok uzun olmayan kanal içerisinde akımı

paralel hale getirmeye yarayan bal petekleri ve türbülansı küçültmeye yarayan elekler yer alır. Araştırmalar genel olarak dinlenme odası boyunun giriş çapının yarısı mertebesinde alınmasının uygun olacağını göstermektedir [23].

2.7.4 Difüzör Tasarımı

Difüzör, rüzgar tüneline deney odasının hemen ardında yer alan, genişleyen bir kanal olup görevi deney odasında yüksek hıza sahip olan akımın yavaşlamasını sağlamaktır. İdeal bir difüzörden beklenen, deney odasından çıkan akımı yavaşlatırken, kinetik enerjisinin de hiçbir kayba neden olmaksızın basınç enerjisine dönüştürmesidir [25]. Ancak bu mümkün olmadığından tasarım probleminde hedef, kayıpların minimum olmasını sağlayacak difüzör geometrisinin elde edilmesidir. Difüzör performansı, kinetik enerjiyi basınç enerjisine kayıpsız olarak dönüştürebilme kapasitesiyle ölçülür. Öte yandan, ses altı akımlarda oluşan bozuntuların akımın geliş yönünde de yayılabildiğinden difüzör içerisindeki akımda meydana gelebilecek herhangi bir bozulmanın deney odasındaki akım şartlarını etkilediğinden difüzörler dikkatli bir şekilde dizayn edilmelidir. Difüzörün performansı, deney odasından difüzöre giren akım kalitesiyle doğru orantılıdır. Difüzör içerisinde akımın gelişimi difüzörün geometrisine bağlı olup, bu hususla ilgili önemli parametrelerin, difüzörün genişleme oranı, genişleme açısı ve dik kesit şekli olduğu belirtilebilir. Difüzör genişleme açısı (Θ_d) ise 7° olarak tavsiye edilmektedir. (Θ_d) 8° 'den fazla olması difüzör boyunca oluşacak ters basınç gradyanı difüzör duvarı üzerindeki sınır tabakanın ayrılmasına, performansının ve deney odası akım kalitesinin düşmesine neden olur. (Θ_d)'nin küçük olması ise, seçilmiş bir difüzör genişleme oranı için difüzör boyunun gereksiz yere artmasına bağlı olarak sınır tabaka kalınlaşmasıyla enerji kaybına neden olur.

2.7.5 Fan

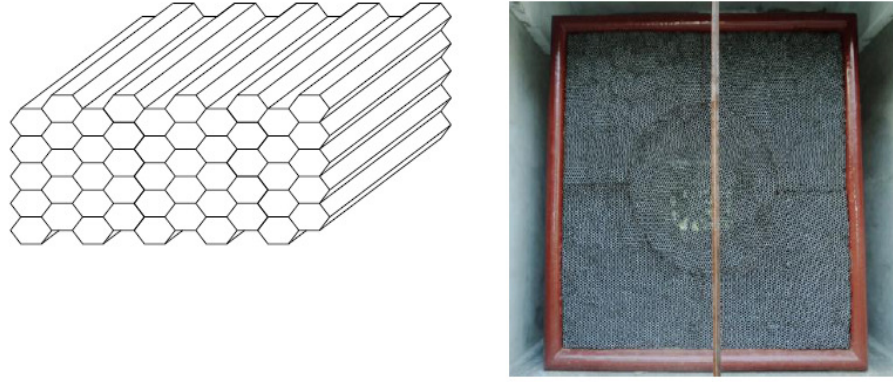
Rüzgar tünellerinin geometrik yapısından, sürtünmeden, kinetik enerjiden basınç enerjisine veya basınç enerjisinden kinetik enerjiye dönüşümünün istenen şartlarda olmamasından dolayı bir miktar enerji kayıplarının olması söz konusu olduğundan daimi-üniform akım şartlarının sağlanması için dışarıdan bir güç verilmesi zorunludur. Ses altı rüzgar tünellerinde gerekli akımın sağlanması için ihtiyaç duyulan bu enerji,

tünelin belli bir bölgesine yerleştirilen fan tarafından elde edilir. Fan seçiminde dikkate alınması gereken en önemli kriter fan gücüdür. Fan gücü, kayıplar da göz önüne alınarak deney odasındaki debiyi karşılayacak şekilde seçilmelidir.

2.8 Açık Rüzgar Tüneli Ana Elemanların Tasarımı

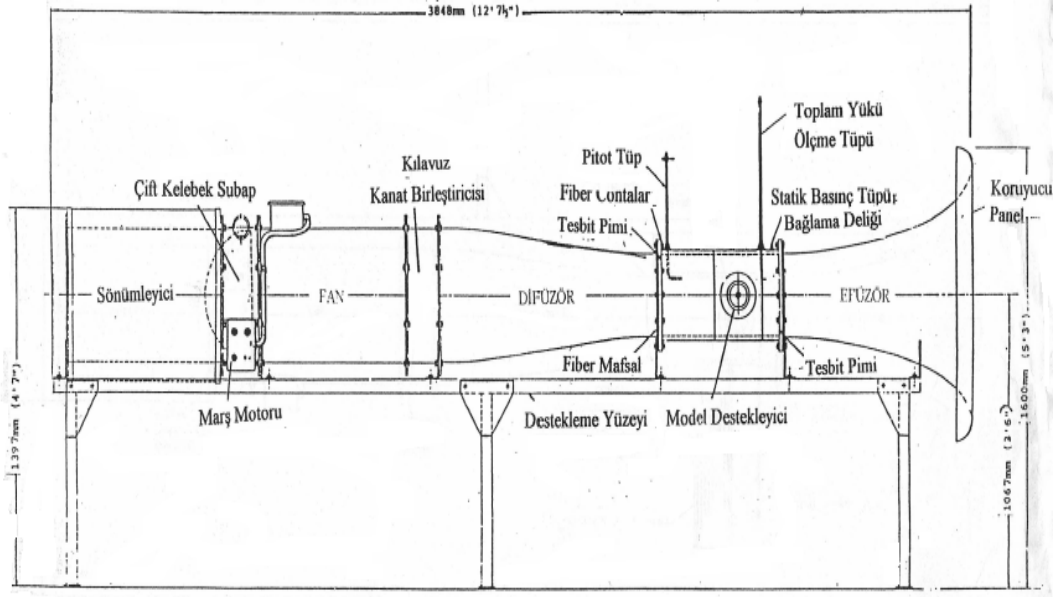
2.8.1 Hava Tüneli Akım Düzenleyicisi Olan Bal Peteği

Akım düzenleyicisi olarak kullanılan bal peteği, hava tüneli içinde istenen akışın sahip olduğu şartları iyileştirmek ve akışın paralel olmasını temin etmek aynı zamanda türbülansı azaltmak için tünelin giriş kollektörüne yerleştirilir. Bal peteği, altıgen olarak kollektörün tüm kesitini kaplayacak bir yapıya sahiptir. Hız dağılımının daha düzgün olmasını temin eder, aynı zamanda yabancı cisimlerin tünele girmesine mani olur.



Şekil 2. 6 Rüzgar tüneli bal peteği elemanı

2.9 Deneysel Olarak İncelenen Rüzgar Tüneli Bölümleri



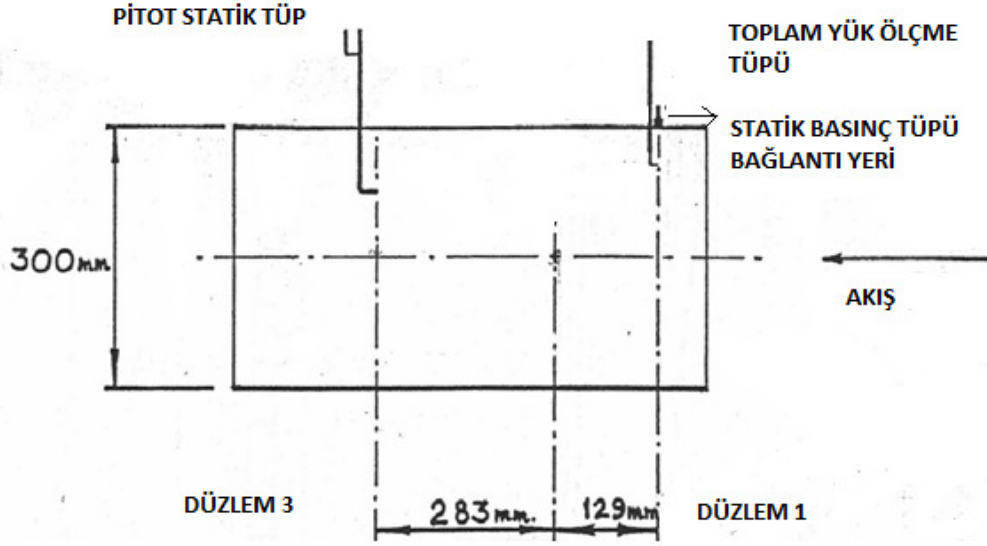
Şekil 2. 7 Deneysel rüzgar tüneli

- Efüzör (Kesit olarak daralan) kısmı
- 30cm-30 cm kesitli ve şeffaf plastikten yapılmış test bölge
- Difüzör (kesiti genişleyen kısım)
- Difüzör kısmını izleyen ve tünelden geçen havanın sisteme emilmesini sağlayan bir fan

Tünelde ek olarak bulunan ekipmanlar

- Bir adet toplam yükü ölçme tüpü
- Bir adet pitot –statik tüp
- Frekans konvertör 50 Hz' ye kadar çıkabilen hız kontrol ünitesi
- Testo 510 marka basınç fark ölçer

2.10 Rüzgar Tüneli Kalibrasyonu



Şekil 2. 8 Deney düzeneği rüzgar tüneli test bölümü

Boş rüzgar tünelin kalibrasyonunu yapılabilmesi statik, dinamik, toplam basınç ve sınır tabakası gelişimi kavramlarının anlaşılmasına hizmet eder. Şekil 2.8 de verilen kesitte gösterilmiş olduğu gibi, pitot-statik tüpü kullanarak 3 düzlemi üzerinde ve toplam basınç yükünü ölçme tüpü ile statik basınç ölçme tüpü bağlantı ucunu kullanarak 1 düzlemi üzerinde test bölgesinin tüm yüksekliği boyunca hız dağılımını kontrol etmektedir. Hız dağılımının frekans konvertör yardımıyla 5 Hz den 10 Hz'e kadar, 1 Hz aralıkla basınç fark ölçümü olarak 10 Hz'den sonra 50 Hz 10 Hz aralıkla çıkılarak basınç fark ölçümleri alındı. P kadar bir basınç farkının etkisi altında sükunetten itibaren serbestçe hızlanan ve yoğunluğu ρ olan bir gazın u hızı, p 'nin sıkışkanlık ihmal edilebilecek kadar ufak olması halinde aşağıdaki denklem verilmektedir.

$$\frac{\rho U^2}{2} = \Delta p = p \quad (1.1)$$

Sükunette bulunan ve yoğunluğu ρ olan bir gaz sükunetten itibaren Δp basınç farkının etkisi altında serbestçe hızlanan bir gazın basıncının p değerine ulaştığı andaki u hızı, sıkışkanlığı ihmal edildiği takdirde ve sıfır indisi halindeki değerleri göstermek üzere enerji denkleminde

$$\frac{P_0}{\rho} + \frac{U_0^2}{2} = \frac{P}{\rho} + \frac{U^2}{2} \quad (1.2)$$

$$U_0 = 0 \text{ için } \frac{P_0 - P}{\rho} = \frac{U^2}{2} ; \frac{\rho U^2}{2} = \Delta p \quad (1.3)$$

hesaplanabilir. Testo basınç fark ölçer ile düzlem 1 ve düzlem 3 üzerindeki basınç farklarını basınç fark ölçer cihazı ile akışkan olan havanın yoğunluğu 20°C de 1,204 kg/m³ olarak, (1.4) formülasyon yardımı ile de tünel içerisindeki hızların grafiksel değerleri ortaya kondu.

$$\sqrt{\frac{2\Delta p}{\rho}} = u \quad (1.4)$$

2.11 Rüzgar Tüneli Ölçüm Verileri

Çizelge 2. 2 4 Hz deki boş rüzgar tüneli hız verileri

DÜZLEM 1 BASINÇ DEĞERİ	BİRİM	DÜZLEM3 BASINÇ DEĞERİ	BİRİM	DÜZLEM 1 HIZ DEĞERİ	BİRİM	DÜZLEM3 HIZ DEĞERİ	BİRİM
1	pa	3	pa	1.28	m/s	2.23	m/s
3	pa	8	pa	2.23	m/s	3.64	m/s
2	pa	4	pa	1.82	m/s	2.57	m/s
4	pa	2	pa	2.57	m/s	1.82	m/s
4	pa	8	pa	2.57	m/s	3.64	m/s
2	pa	5	pa	1.82	m/s	2.88	m/s
3	pa	3	pa	2.23	m/s	2.23	m/s
5	pa	6	pa	2.88	m/s	3.15	m/s
3	pa	3	pa	2.23	m/s	2.23	m/s
4	pa	3	pa	2.57	m/s	2.23	m/s
6	pa	4	pa	3.15	m/s	2.57	m/s
4	pa	5	pa	2.57	m/s	2.88	m/s
4	pa	4	pa	2.57	m/s	2.57	m/s
4	pa	2	pa	2.57	m/s	1.82	m/s
2	pa	4	pa	1.82	m/s	2.57	m/s
4	pa	6	pa	2.57	m/s	3.15	m/s
3	pa	5	pa	2.23	m/s	2.88	m/s
3	pa	2	pa	2.23	m/s	1.82	m/s
4	pa	4	pa	2.57	m/s	2.57	m/s
4	pa	2	pa	2.57	m/s	1.82	m/s
4	pa	2	pa	2.57	m/s	1.82	m/s
5	pa	3	pa	2.88	m/s	2.23	m/s

Çizelge 2. 2 4 Hz deki boş rüzgar tüneli hız verileri (devamı)

3	pa	4	pa	2.23	m/s	2.57	m/s
5	pa	3	pa	2.88	m/s	2.23	m/s
4	pa	3	pa	2.57	m/s	2.23	m/s
4	pa	5	pa	2.57	m/s	2.88	m/s
4	pa	5	pa	2.57	m/s	2.88	m/s
4	pa	7	pa	2.57	m/s	3.40	m/s
4	pa	5	pa	2.57	m/s	2.88	m/s
5	pa	5	pa	2.88	m/s	2.88	m/s
4	pa	3	pa	2.57	m/s	2.23	m/s

Çizelge 2. 3 5 Hz deki boş rüzgar tüneli hız verileri

DÜZLEM 1 BASINÇ DEĞERİ	BİRİM	DÜZLEM 3 BASINÇ DEĞERİ	BİRİM	DÜZLEM 1 HIZ DEĞERİ	BİRİM	DÜZLEM 3 HIZ DEĞERİ	BİRİM
3	pa	6	pa	2.23	m/s	3.15	m/s
5	pa	5	pa	2.88	m/s	2.88	m/s
7	pa	4	pa	3.40	m/s	2.57	m/s
6	pa	2	pa	3.15	m/s	1.82	m/s
7	pa	6	pa	3.40	m/s	3.15	m/s
7	pa	7	pa	3.40	m/s	3.40	m/s
6	pa	9	pa	3.15	m/s	3.86	m/s
6	pa	6	pa	3.15	m/s	3.15	m/s
7	pa	8	pa	3.40	m/s	3.64	m/s
7	pa	7	pa	3.40	m/s	3.40	m/s
7	pa	6	pa	3.40	m/s	3.15	m/s
8	pa	8	pa	3.64	m/s	3.64	m/s
8	pa	8	pa	3.64	m/s	3.64	m/s
6	pa	7	pa	3.15	m/s	3.40	m/s
6	pa	7	pa	3.15	m/s	3.40	m/s
7	pa	7	pa	3.40	m/s	3.40	m/s
6	pa	7	pa	3.15	m/s	3.40	m/s
6	pa	7	pa	3.15	m/s	3.40	m/s
6	pa	7	pa	3.15	m/s	3.4	m/s
5	pa	5	pa	2.88	m/s	2.88	m/s
6	pa	5	pa	3.15	m/s	2.88	m/s
7	pa	3	pa	3.40	m/s	2.23	m/s
7	pa	6	pa	3.40	m/s	3.15	m/s
7	pa	7	pa	3.40	m/s	3.40	m/s
7	pa	5	pa	3.40	m/s	2.88	m/s
7	pa	8	pa	3.40	m/s	3.64	m/s

Çizelge 2. 3 5 Hz deki boş rüzgar tüneli hız verileri (devamı)

6	pa	6	pa	3.15	m/s	3.15	m/s
4	pa	6	pa	2.57	m/s	3.15	m/s
8	pa	7	pa	3.64	m/s	3.40	m/s
7	pa	7	pa	3.40	m/s	3.40	m/s
7	pa	1	pa	3.40	m/s	1.28	m/s

Çizelge 2. 4 6 Hz deki boş rüzgar tüneli hız verileri

DÜZLEM 1 BASINÇ DEĞERİ	BİRİM	DÜZLEM3 BASINÇ DEĞERİ	BİRİM	DÜZLEM 1 HIZ DEĞERİ	BİRİM	DÜZLEM 3 HIZ DEĞERİ	BİRİM
2	pa	9	pa	1.82	m/s	3.86	m/s
14	pa	15	pa	4.82	m/s	4.99	m/s
13	pa	18	pa	4.64	m/s	5.46	m/s
13	pa	19	pa	4.64	m/s	5.61	m/s
12	pa	12	pa	4.46	m/s	4.46	m/s
12	pa	10	pa	4.46	m/s	4.07	m/s
11	pa	15	pa	4.27	m/s	4.99	m/s
12	pa	12	pa	4.46	m/s	4.46	m/s
12	pa	16	pa	4.46	m/s	5.15	m/s
12	pa	17	pa	4.46	m/s	5.31	m/s
13	pa	12	pa	4.64	m/s	4.46	m/s
12	pa	11	pa	4.46	m/s	4.27	m/s
11	pa	15	pa	4.27	m/s	4.99	m/s
9	pa	14	pa	3.86	m/s	4.82	m/s
10	pa	18	pa	4.07	m/s	5.46	m/s
10	pa	20	pa	4.07	m/s	5.76	m/s
11	pa	17	pa	4.27	m/s	5.31	m/s
12	pa	17	pa	4.46	m/s	5.31	m/s
11	pa	16	pa	4.27	m/s	5.15	m/s
12	pa	17	pa	4.46	m/s	5.31	m/s
13	pa	17	pa	4.64	m/s	5.31	m/s
13	pa	18	pa	4.64	m/s	5.46	m/s
16	pa	19	pa	5.15	m/s	5.61	m/s
12	pa	14	pa	4.46	m/s	4.82	m/s
13	pa	12	pa	4.64	m/s	4.46	m/s
12	pa	14	pa	4.46	m/s	4.82	m/s
10	pa	9	pa	4.07	m/s	3.86	m/s
10	pa	9	pa	4.07	m/s	3.86	m/s
12	pa	13	pa	4.46	m/s	4.64	m/s
9	pa	12	pa	3.86	m/s	4.46	m/s
10	pa	9	pa	4.07	m/s	3.86	m/s

Çizelge 2. 5 7 Hz deki boş rüzgar tüneli hız verileri

DÜZLEM 1 BASINÇ DEĞERİ	BİRİM	DÜZLEM3 BASINÇ DEĞERİ	BİRİM	DÜZLEM 1 HIZ DEĞERİ	BİRİM	DÜZLEM 3 HIZ DEĞERİ	BİRİM
10	pa	13	pa	4.07	m/s	4.64	m/s
15	pa	17	pa	4.99	m/s	5.31	m/s
16	pa	17	pa	5.15	m/s	5.31	m/s
17	pa	16	pa	5.31	m/s	5.15	m/s
17	pa	19	pa	5.31	m/s	5.61	m/s
17	pa	20	pa	5.31	m/s	5.76	m/s
17	pa	16	pa	5.31	m/s	5.15	m/s
17	pa	18	pa	5.31	m/s	5.46	m/s
16	pa	17	pa	5.15	m/s	5.31	m/s
17	pa	15	pa	5.31	m/s	4.99	m/s
15	pa	17	pa	4.99	m/s	5.31	m/s
17	pa	16	pa	5.31	m/s	5.15	m/s
17	pa	14	pa	5.31	m/s	4.82	m/s
15	pa	14	pa	4.99	m/s	4.82	m/s
15	pa	18	pa	4.99	m/s	5.46	m/s
15	pa	15	pa	4.99	m/s	4.99	m/s
16	pa	15	pa	5.15	m/s	4.99	m/s
16	pa	15	pa	5.15	m/s	4.99	m/s
16	pa	16	pa	5.15	m/s	5.15	m/s
15	pa	15	pa	4.99	m/s	4.99	m/s
17	pa	13	pa	5.31	m/s	4.64	m/s
16	pa	17	pa	5.15	m/s	5.31	m/s
16	pa	16	pa	5.15	m/s	5.15	m/s
15	pa	16	pa	4.99	m/s	5.15	m/s
15	pa	15	pa	4.99	m/s	4.99	m/s
15	pa	15	pa	4.99	m/s	4.99	m/s
15	pa	17	pa	4.99	m/s	5.31	m/s
16	pa	15	pa	5.15	m/s	4.99	m/s
16	pa	15	pa	5.15	m/s	4.99	m/s
14	pa	20	pa	4.82	m/s	5.76	m/s
13	pa	10	pa	4.64	m/s	4.07	m/s

Çizelge 2. 6 8 Hz deki boş rüzgar tüneli hız verileri

DÜZLEM 1 BASINÇ DEĞERİ	BİRİM	DÜZLEM 3 BASINÇ DEĞERİ	BİRİM	DÜZLEM 1 HIZ DEĞERİ	BİRİM	DÜZLEM 3 HIZ DEĞERİ	BİRİM
10	pa	21	pa	4.07	m/s	5.90	m/s
22	pa	21	pa	6.04	m/s	5.90	m/s
22	pa	21	pa	6.04	m/s	5.90	m/s
21	pa	22	pa	5.90	m/s	6.04	m/s
23	pa	26	pa	6.18	m/s	6.57	m/s
21	pa	26	pa	5.90	m/s	6.57	m/s
22	pa	26	pa	6.04	m/s	6.57	m/s
21	pa	21	pa	5.90	m/s	5.90	m/s
21	pa	21	pa	5.90	m/s	5.90	m/s
21	pa	23	pa	5.90	m/s	6.18	m/s
20	pa	25	pa	5.76	m/s	6.44	m/s
22	pa	20	pa	6.04	m/s	5.76	m/s
21	pa	20	pa	5.90	m/s	5.76	m/s
22	pa	21	pa	6.04	m/s	5.90	m/s
21	pa	24	pa	5.90	m/s	6.31	m/s
22	pa	19	pa	6.04	m/s	5.61	m/s
22	pa	20	pa	6.04	m/s	5.76	m/s
21	pa	21	pa	5.90	m/s	5.90	m/s
21	pa	21	pa	5.90	m/s	5.90	m/s
22	pa	21	pa	6.04	m/s	5.90	m/s
21	pa	25	pa	5.90	m/s	6.44	m/s
23	pa	25	pa	6.18	m/s	6.44	m/s
21	pa	28	pa	5.90	m/s	6.81	m/s
20	pa	24	pa	5.76	m/s	6.31	m/s
20	pa	27	pa	5.76	m/s	6.69	m/s
21	pa	24	pa	5.90	m/s	6.31	m/s
20	pa	23	pa	5.76	m/s	6.18	m/s
23	pa	24	pa	6.18	m/s	6.31	m/s
22	pa	12	pa	6.04	m/s	4.46	m/s
21	pa	21	pa	5.90	m/s	5.90	m/s
20	pa	20	pa	5.76	m/s	5.76	m/s

Çizelge 2. 7 9 Hz deki boş rüzgar tüneli hız verileri

DÜZLEM 1 BASINÇ DEĞERİ	BİRİM	DÜZLEM 3 BASINÇ DEĞERİ	BİRİM	DÜZLEM 1 HIZ DEĞERİ	BİRİM	DÜZLEM 3 HIZ DEĞERİ	BİRİM
19	pa	29	pa	5.61	m/s	6.94	m/s
26	pa	26	pa	6.57	m/s	6.57	m/s
27	pa	31	pa	6.69	m/s	7.17	m/s
27	pa	25	pa	6.69	m/s	6.44	m/s
26	pa	27	pa	6.57	m/s	6.69	m/s
26	pa	30	pa	6.57	m/s	7.05	m/s
28	pa	27	pa	6.81	m/s	6.69	m/s
26	pa	32	pa	6.57	m/s	7.29	m/s
26	pa	28	pa	6.57	m/s	6.81	m/s
28	pa	27	pa	6.81	m/s	6.69	m/s
28	pa	26	pa	6.81	m/s	6.57	m/s
28	pa	27	pa	6.81	m/s	6.69	m/s
27	pa	30	pa	6.69	m/s	7.05	m/s
27	pa	31	pa	6.69	m/s	7.17	m/s
26	pa	28	pa	6.57	m/s	6.81	m/s
24	pa	29	pa	6.31	m/s	6.94	m/s
26	pa	26	pa	6.57	m/s	6.57	m/s
26	pa	28	pa	6.57	m/s	6.81	m/s
26	pa	27	pa	6.57	m/s	6.69	m/s
26	pa	26	pa	6.57	m/s	6.57	m/s
27	pa	34	pa	6.69	m/s	7.51	m/s
26	pa	27	pa	6.57	m/s	6.69	m/s
27	pa	27	pa	6.69	m/s	6.69	m/s
26	pa	27	pa	6.57	m/s	6.69	m/s
25	pa	30	pa	6.44	m/s	7.05	m/s
26	pa	27	pa	6.57	m/s	6.69	m/s
24	pa	28	pa	6.31	m/s	6.81	m/s
28	pa	27	pa	6.81	m/s	6.69	m/s
26	pa	27	pa	6.57	m/s	6.69	m/s
22	pa	27	pa	6.04	m/s	6.69	m/s
24	pa	23	pa	6.31	m/s	6.18	m/s

Çizelge 2. 8 10 Hz deki boş rüzgar tüneli hız verileri

DÜZLEM 1 BASINÇ DEĞERİ	BiRiM	DÜZLEM 3 BASINÇ DEĞERİ	BiRiM	DÜZLEM 1 HIZ DEĞERİ	BiRiM	DÜZLEM 3 HIZ DEĞERİ	BiRiM
31	pa	27	pa	7.17	m/s	6.69	m/s
34	pa	33	pa	7.51	m/s	7.409	m/s
34	pa	33	pa	7.51	m/s	7.40	m/s
34	pa	33	pa	7.51	m/s	7.40	m/s
32	pa	35	pa	7.29	m/s	7.62	m/s
33	pa	34	pa	7.40	m/s	7.51	m/s
33	pa	33	pa	7.40	m/s	7.40	m/s
33	pa	34	pa	7.40	m/s	7.51	m/s
34	pa	35	pa	7.51	m/s	7.62	m/s
34	pa	32	pa	7.51	m/s	7.29	m/s
34	pa	32	pa	7.51	m/s	7.29	m/s
31	pa	29	pa	7.17	m/s	6.94	m/s
33	pa	32	pa	7.40	m/s	7.29	m/s
33	pa	30	pa	7.40	m/s	7.05	m/s
30	pa	33	pa	7.05	m/s	7.40	m/s
33	pa	33	pa	7.40	m/s	7.40	m/s
32	pa	33	pa	7.29	m/s	7.40	m/s
34	pa	29	pa	7.51	m/s	6.94	m/s
33	pa	31	pa	7.40	m/s	7.17	m/s
34	pa	33	pa	7.5	m/s	7.40	m/s
31	pa	33	pa	7.17	m/s	7.40	m/s
33	pa	33	pa	7.40	m/s	7.40	m/s
33	pa	32	pa	7.40	m/s	7.29	m/s
34	pa	32	pa	7.51	m/s	7.29	m/s
33	pa	33	pa	7.40	m/s	7.40	m/s
34	pa	30	pa	7.51	m/s	7.05	m/s
27	pa	30	pa	6.69	m/s	7.05	m/s
34	pa	33	pa	7.51	m/s	7.40	m/s
35	pa	26	pa	7.62	m/s	6.57	m/s
31	pa	32	pa	7.17	m/s	7.29	m/s
28	pa	25	pa	6.81	m/s	6.44	m/s

Çizelge 2. 9 20 Hz deki boş rüzgar tüneli hız verileri

DÜZLEM 1 BASINÇ DEĞERİ	BİRİM	DÜZLEM 3 BASINÇ DEĞERİ	BİRİM	DÜZLEM 1 HIZ DEĞERİ	BİRİM	DÜZLEM 3 HIZ DEĞERİ	BİRİM
68	pa	125	pa	10.62	m/s	14.40	m/s
130	pa	132	pa	14.69	m/s	14.80	m/s
135	pa	121	pa	14.97	m/s	14.17	m/s
139	pa	140	pa	15.19	m/s	15.24	m/s
137	pa	136	pa	15.08	m/s	15.03	m/s
140	pa	131	pa	15.24	m/s	14.75	m/s
142	pa	131	pa	15.35	m/s	14.75	m/s
141	pa	135	pa	15.30	m/s	14.97	m/s
133	pa	134	pa	14.86	m/s	14.91	m/s
146	pa	136	pa	15.57	m/s	15.03	m/s
140	pa	122	pa	15.24	m/s	14.23	m/s
133	pa	132	pa	14.86	m/s	14.80	m/s
138	pa	143	pa	15.14	m/s	15.41	m/s
139	pa	127	pa	15.19	m/s	14.52	m/s
138	pa	138	pa	15.14	m/s	15.14	m/s
136	pa	139	pa	15.03	m/s	15.19	m/s
133	pa	136	pa	14.86	m/s	15.03	m/s
129	pa	133	pa	14.63	m/s	14.86	m/s
126	pa	138	pa	14.46	m/s	15.14	m/s
132	pa	119	pa	14.80	m/s	14.05	m/s
135	pa	108	pa	14.97	m/s	13.39	m/s
142	pa	139	pa	15.35	m/s	15.19	m/s
132	pa	136	pa	14.80	m/s	15.03	m/s
132	pa	140	pa	14.80	m/s	15.24	m/s
145	pa	130	pa	15.51	m/s	14.69	m/s
140	pa	135	pa	15.24	m/s	14.97	m/s
137	pa	137	pa	15.08	m/s	15.08	m/s
139	pa	134	pa	15.19	m/s	14.91	m/s
145	pa	134	pa	15.51	m/s	14.91	m/s
138	pa	138	pa	15.14	m/s	15.14	m/s
126	pa	135	pa	14.46	m/s	14.97	m/s

Çizelge 2. 10 30 Hz deki boş rüzgar tüneli hız verileri

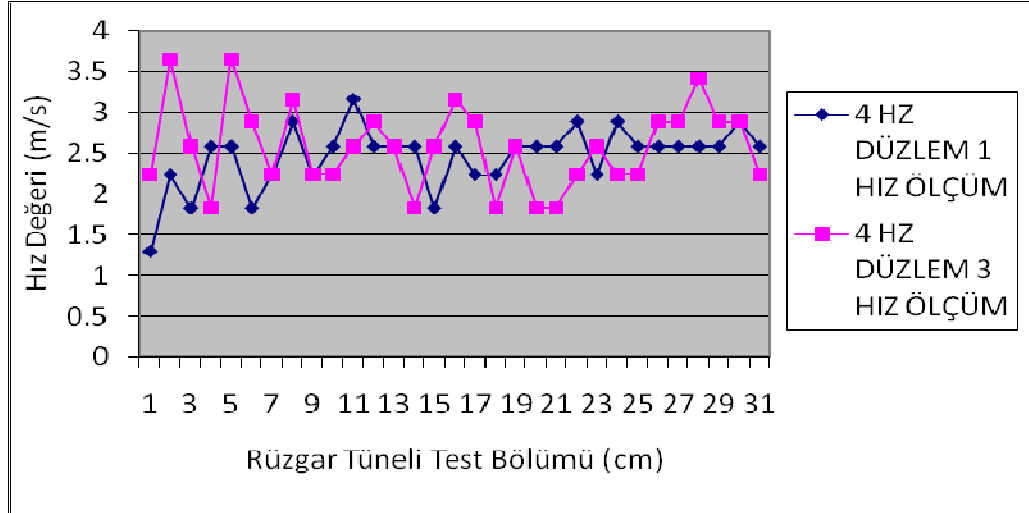
DÜZLEM 1 BASINÇ DEĞERİ	BiRiM	DÜZLEM 3 BASINÇ DEĞERİ	BiRiM	DÜZLEM 1 HIZ DEĞERİ	BiRiM	DÜZLEM 3 HIZ DEĞERİ	BiRiM
202	pa	300	pa	18.31	m/s	22.32	m/s
333	pa	317	pa	23.51	m/s	22.94	m/s
340	pa	318	pa	23.76	m/s	22.98	m/s
332	pa	316	pa	23.48	m/s	22.91	m/s
338	pa	322	pa	23.69	m/s	23.12	m/s
322	pa	318	pa	23.12	m/s	22.98	m/s
316	pa	323	pa	22.91	m/s	23.16	m/s
331	pa	322	pa	23.44	m/s	23.12	m/s
319	pa	322	pa	23.01	m/s	23.12	m/s
320	pa	321	pa	23.05	m/s	23.09	m/s
334	pa	323	pa	23.55	m/s	23.16	m/s
332	pa	318	pa	23.48	m/s	22.98	m/s
317	pa	322	pa	22.94	m/s	23.12	m/s
332	pa	319	pa	23.48	m/s	23.01	m/s
325	pa	321	pa	23.23	m/s	23.09	m/s
323	pa	322	pa	23.16	m/s	23.12	m/s
327	pa	324	pa	23.30	m/s	23.19	m/s
321	pa	322	pa	23.09	m/s	23.12	m/s
333	pa	318	pa	23.51	m/s	22.98	m/s
320	pa	322	pa	23.05	m/s	23.12	m/s
325	pa	319	pa	23.23	m/s	23.01	m/s
301	pa	315	pa	22.36	m/s	22.87	m/s
315	pa	319	pa	22.87	m/s	23.01	m/s
294	pa	320	pa	22.09	m/s	23.05	m/s
317	pa	323	pa	22.94	m/s	23.16	m/s
312	pa	322	pa	22.76	m/s	23.12	m/s
313	pa	323	pa	22.80	m/s	23.16	m/s
317	pa	320	pa	22.94	m/s	23.05	m/s
305	pa	324	pa	22.50	m/s	23.19	m/s
300	pa	322	pa	22.32	m/s	23.12	m/s
300	pa	298	pa	22.32	m/s	22.24	m/s

Çizelge 2. 11 40 Hz deki boş rüzgar tüneli hız verileri

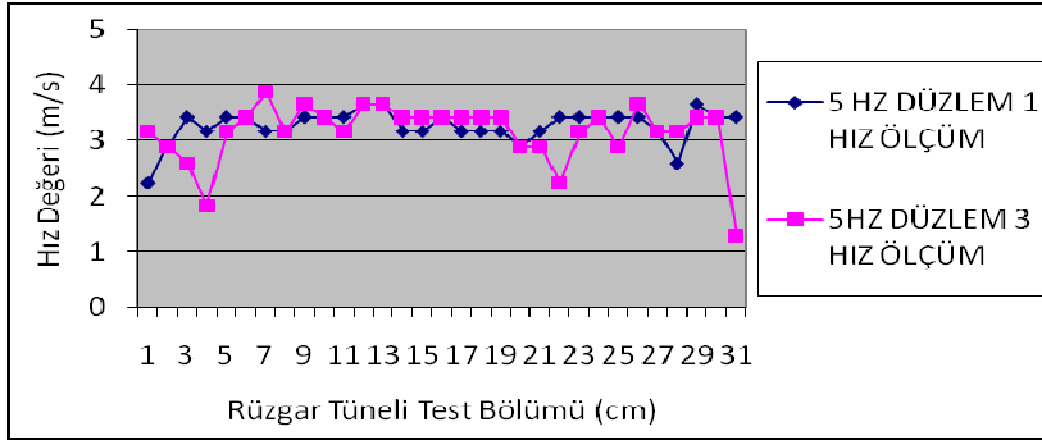
DÜZLEM 1 BASINÇ DEĞERİ	BİRİM	DÜZLEM 3 BASINÇ DEĞERİ	BİRİM	DÜZLEM 1 HIZ DEĞERİ	BİRİM	DÜZLEM 3 HIZ DEĞERİ	BİRİM
277	pa	486	pa	21.45	m/s	28.41	m/s
560	pa	520	pa	30.49	m/s	29.39	m/s
580	pa	557	pa	31.03	m/s	30.41	m/s
560	pa	558	pa	30.49	m/s	30.44	m/s
550	pa	561	pa	30.22	m/s	30.52	m/s
559	pa	565	pa	30.47	m/s	30.63	m/s
575	pa	553	pa	30.90	m/s	30.30	m/s
544	pa	560	pa	30.06	m/s	30.49	m/s
560	pa	559	pa	30.49	m/s	30.47	m/s
540	pa	560	pa	29.95	m/s	30.49	m/s
575	pa	563	pa	30.90	m/s	30.58	m/s
559	pa	560	pa	30.47	m/s	30.49	m/s
592	pa	551	pa	31.35	m/s	30.25	m/s
583	pa	558	pa	31.11	m/s	30.44	m/s
571	pa	563	pa	30.79	m/s	30.58	m/s
589	pa	536	pa	31.27	m/s	29.83	m/s
582	pa	558	pa	31.09	m/s	30.44	m/s
585	pa	553	pa	31.17	m/s	30.30	m/s
585	pa	561	pa	31.17	m/s	30.52	m/s
581	pa	563	pa	31.06	m/s	30.58	m/s
585	pa	560	pa	31.17	m/s	30.49	m/s
550	pa	564	pa	30.22	m/s	30.60	m/s
584	pa	565	pa	31.14	m/s	30.63	m/s
565	pa	569	pa	30.63	m/s	30.74	m/s
560	pa	570	pa	30.49	m/s	30.77	m/s
550	pa	570	pa	30.22	m/s	30.77	m/s
580	pa	572	pa	31.03	m/s	30.82	m/s
586	pa	575	pa	31.19	m/s	30.90	m/s
580	pa	555	pa	31.03	m/s	30.36	m/s
570	pa	581	pa	30.77	m/s	31.06	m/s
460	pa	250	pa	27.64	m/s	20.37	m/s

Çizelge 2. 12 50 Hz deki boş rüzgar tüneli hız verileri

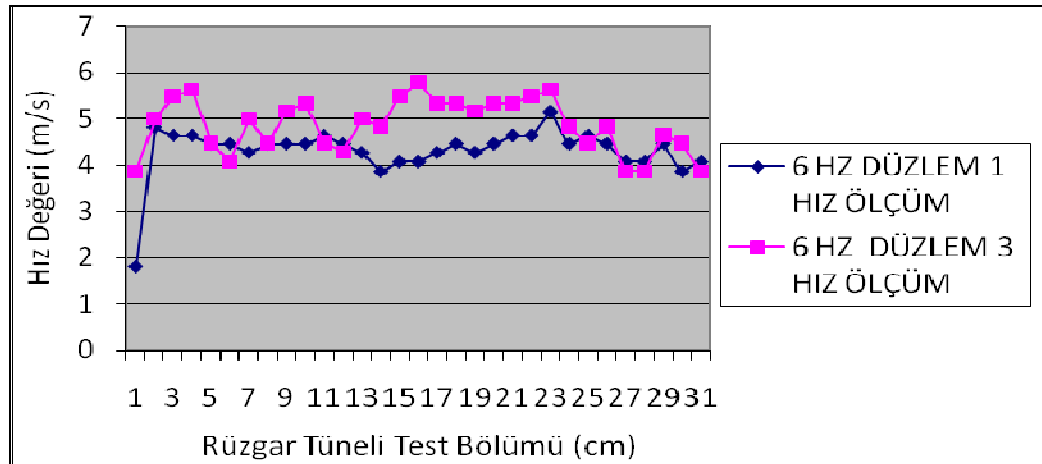
DÜZLEM 1 BASINÇ DEĞERİ	BİRİM	DÜZLEM 3 BASINÇ DEĞERİ	BİRİM	DÜZLEM 1 HIZ DEĞERİ	BİRİM	DÜZLEM 3 HIZ DEĞERİ	BİRİM
530	pa	640	pa	29.67	m/s	32.60	m/s
840	pa	880	pa	37.35	m/s	38.23	m/s
919	pa	877	pa	39.07	m/s	38.16	m/s
935	pa	891	pa	39.41	m/s	38.47	m/s
924	pa	881	pa	39.17	m/s	38.25	m/s
924	pa	880	pa	39.17	m/s	38.23	m/s
910	pa	888	pa	38.87	m/s	38.40	m/s
900	pa	874	pa	38.66	m/s	38.10	m/s
866	pa	847	pa	37.92	m/s	37.50	m/s
870	pa	880	pa	38.01	m/s	38.23	m/s
850	pa	871	pa	37.57	m/s	38.03	m/s
885	pa	885	pa	38.34	m/s	38.34	m/s
875	pa	886	pa	38.12	m/s	38.36	m/s
890	pa	876	pa	38.45	m/s	38.14	m/s
867	pa	892	pa	37.94	m/s	38.49	m/s
858	pa	884	pa	37.75	m/s	38.32	m/s
891	pa	891	pa	38.47	m/s	38.47	m/s
922	pa	893	pa	39.13	m/s	38.51	m/s
870	pa	888	pa	38.01	m/s	38.40	m/s
838	pa	896	pa	37.30	m/s	38.57	m/s
920	pa	815	pa	39.09	m/s	36.79	m/s
885	pa	897	pa	38.34	m/s	38.60	m/s
907	pa	845	pa	38.81	m/s	37.46	m/s
920	pa	869	pa	39.09	m/s	37.99	m/s
922	pa	897	pa	39.13	m/s	38.60	m/s
917	pa	898	pa	39.02	m/s	38.62	m/s
850	pa	894	pa	37.57	m/s	38.53	m/s
914	pa	900	pa	38.96	m/s	38.66	m/s
860	pa	904	pa	37.79	m/s	38.75	m/s
750	pa	783	pa	35.29	m/s	36.06	m/s
635	pa	519	pa	32.47	m/s	29.36	m/s



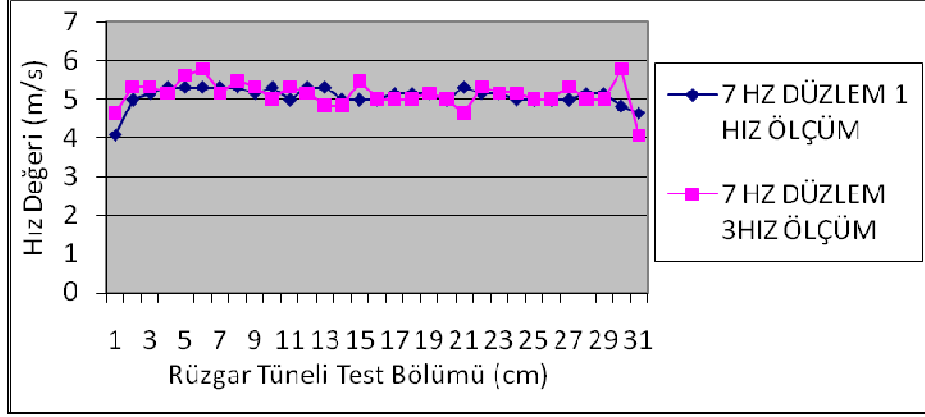
Şekil 2. 9 Test bölümü 4 Hz de düzlem 1 ve düzlem 3 deki hız ölçüm grafiği



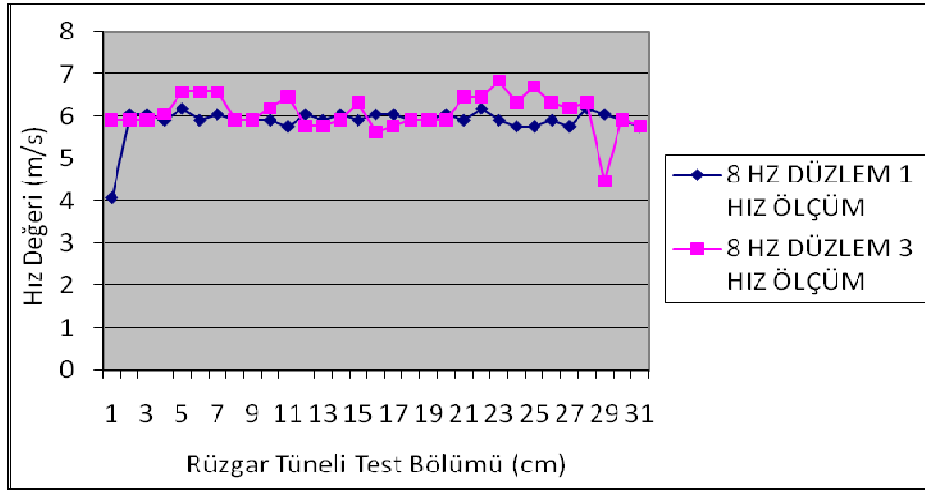
Şekil 2. 10 Test bölümü 5 Hz de düzlem 1 ve düzlem 3 deki hız ölçüm grafiği



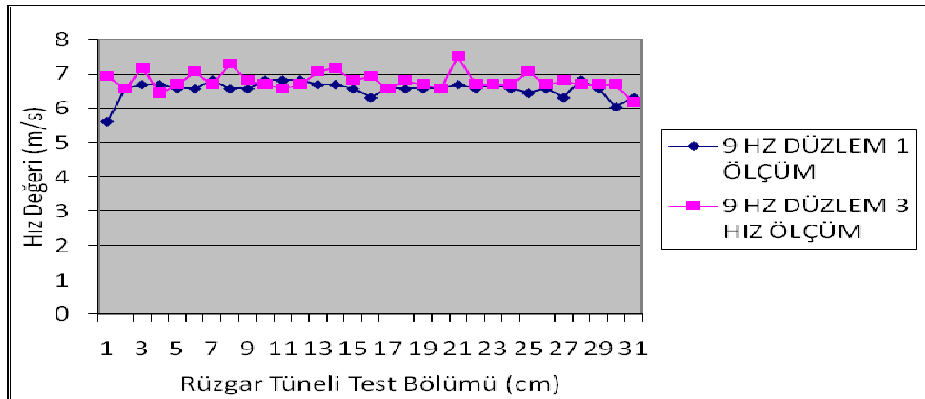
Şekil 2. 11 Test bölümü 6 Hz de düzlem 1 ve düzlem 3 deki hız ölçüm grafiği



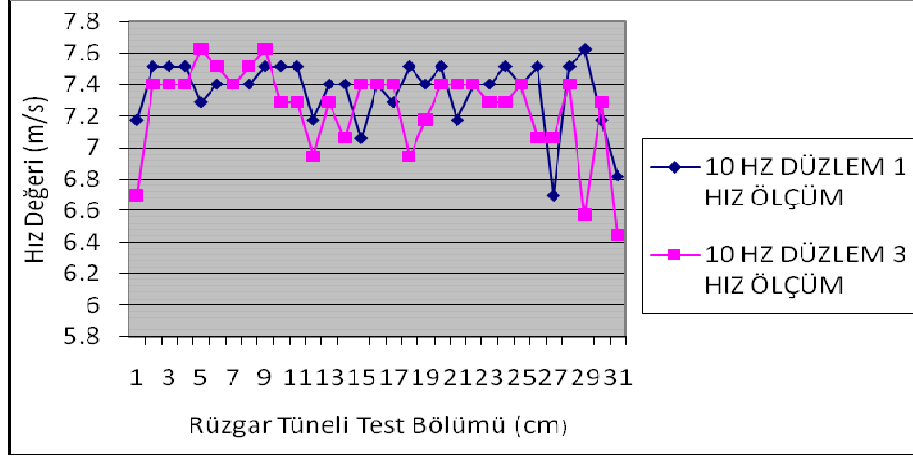
Şekil 2. 12 Test bölümü 7 Hz de düzlem 1 ve düzlem 3 deki hız ölçüm grafiği



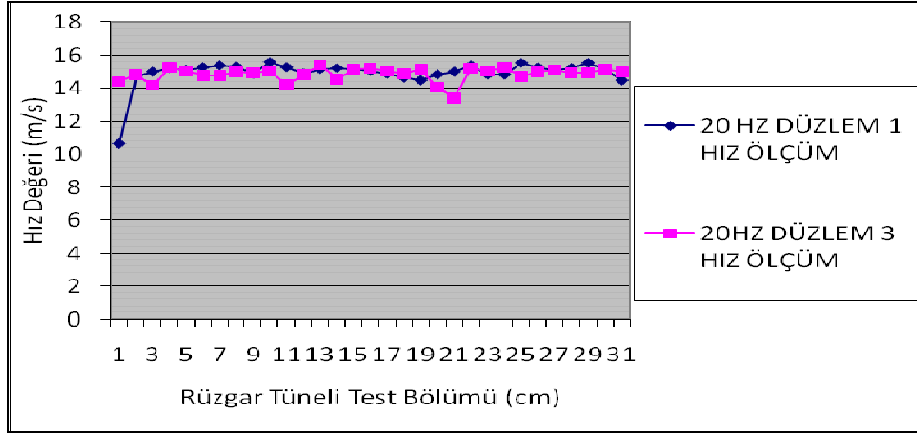
Şekil 2. 13 Test bölümü 8 Hz de düzlem 1 ve düzlem 3 deki hız ölçüm grafiği



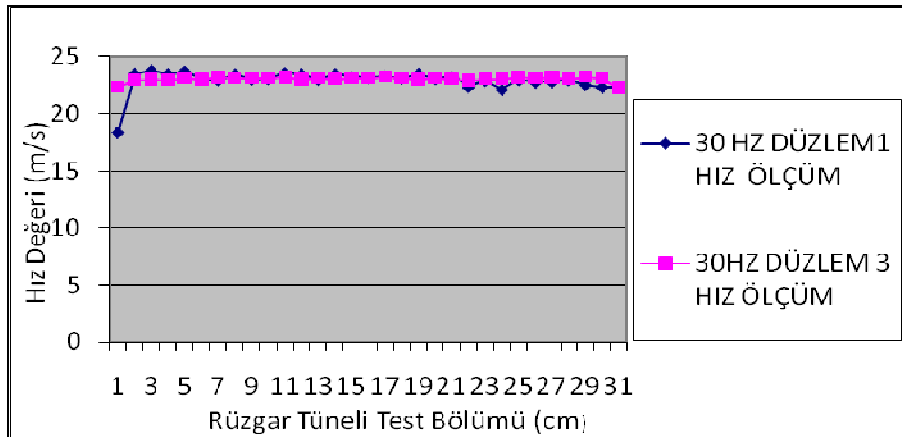
Şekil 2. 14 Test bölümü 9 Hz de düzlem 1 ve düzlem 3 deki hız ölçüm grafiği



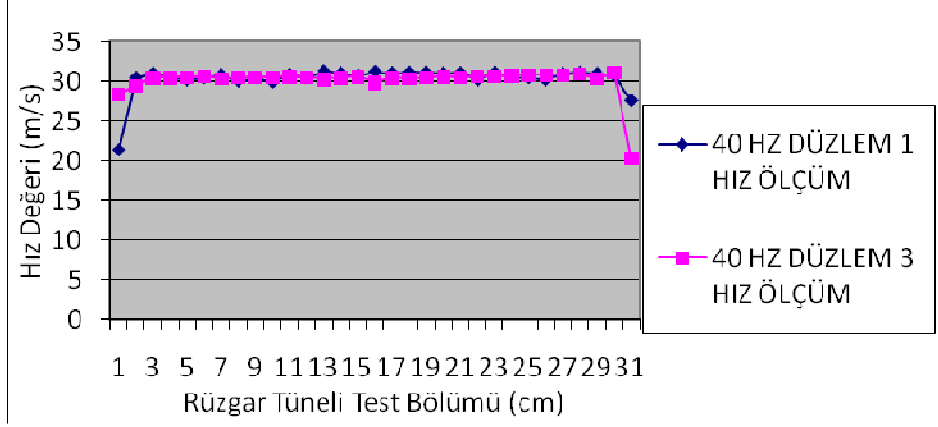
Şekil 2. 15 Test bölümü 10 Hz de düzlem 1 ve düzlem 3 deki hız ölçüm grafiği



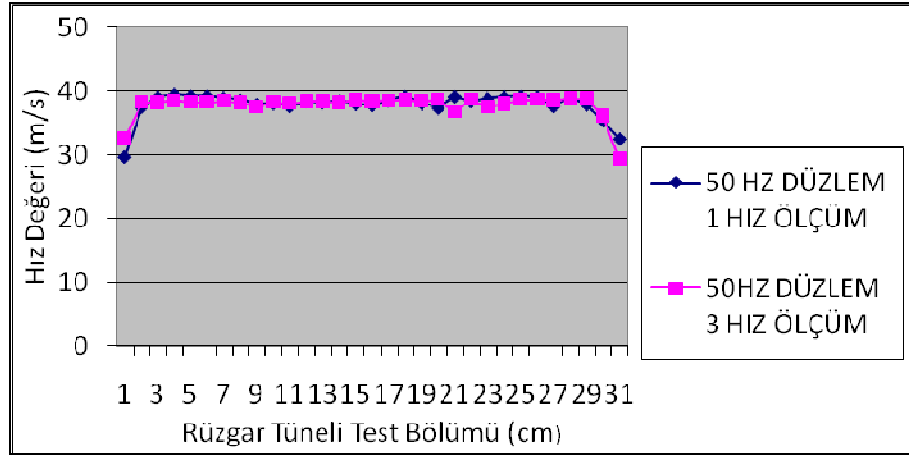
Şekil 2. 16 Test bölümü 20 Hz de düzlem 1 ve düzlem 3 deki hız ölçüm grafiği



Şekil 2. 17 Test bölümü 30 Hz de düzlem 1 ve düzlem 3 deki hız ölçüm grafiği



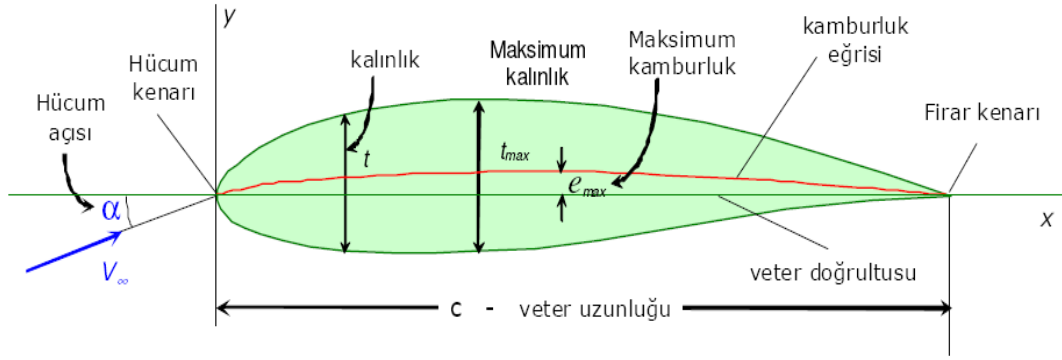
Şekil 2. 18 Test bölümü 40 Hz de düzlem 1 ve düzlem 3 deki hız ölçüm grafiği



Şekil 2. 19 Test bölümü 50 Hz de düzlem 1 ve düzlem 3 deki hız ölçüm grafiği

3.1 Deneysel Kanatlar

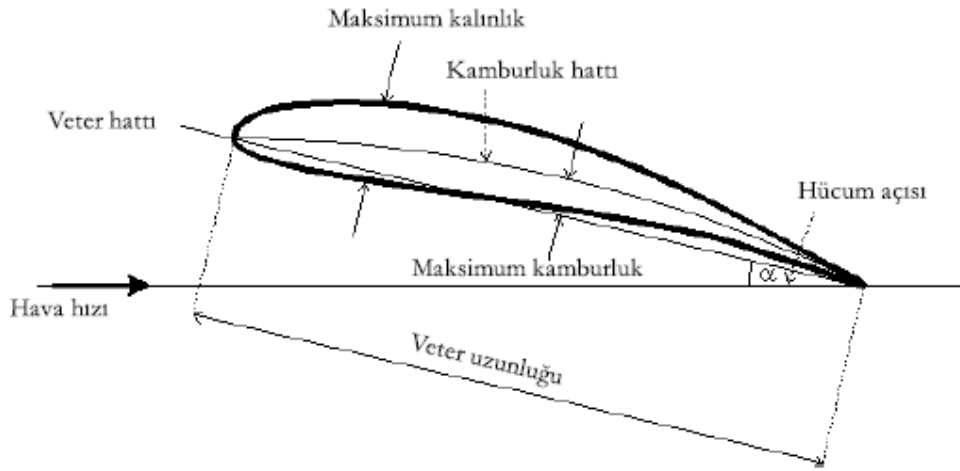
NASA'nın öncüsü olan NACA'nın kuruluş yılı 1915 dir. NACA (National Advisory Committee for Aeronautics / Havacılık Alanında Ulusal Danışma Komitesi) uçaklar üzerine çalışmalar yapan bir kurumdur. Uçak kanatları ve çeşitli cisimlerin hava ile etkileşimlerini araştırma amacı ile zaman içerisinde birçok rüzgar tüneli inşa etmiştir. Yıllar içerisinde ABD'nin bütün savaş uçaklarının tasarımlarını yönlendiren bir birim haline gelmiştir. Araştırmalar sonucu deneysel yollarla buldukları kanatların aerodinamik yapılarına göre çeşitli basamaklı seri (digit series) gösterimi yaparak adlandırmışlardır; Örneğin, analizlerini yapmış olduğumuz Naca 0012 kanadında, sağdan ilk iki basamak yani 12, kanadın maksimum kalınlığını belirtir. Buda veter uzunluğunun % de katı olarak belirtilir. Analiz edilen kanat için 0.12 katıdır. Soldan ilk basamak, kanadın maksimum kamburluğunu belirtir, soldan ikinci basamak ise kanadın maksimum kamburluğunun olduğu yeri tarif etmek için kullanılır ve bu tarif veter uzunluğunun katı cinsinden hücum kenarından uzaklığını belirtir [27].



Şekil 3. 1 Kanat profili geometrisi

3.2 Aerodinamik Karakteristikler

Kanat profili, göreceli olarak yüksek verimlilikle taşıma gücü üretebilen şekildir. Kanat profilinin tanımlanabilmesi için belirli karakteristikleri vardır ve bunlar Şekil 2.2'den görüldüğü gibi; veter hattı, azami kalınlık, azami kamburluk, hücüm açısı, hücüm kenarı, firar kenarı vs. dir.



Şekil 3. 2 Kanat profili geometrisi

- **Kanat veter hattı:** Kanat profili hücüm kenarı ile firar kenarını birleştiren hattır.
- **Hücüm kenarı:** Kanat profilinin en öndeki havayı karşılayan kenarıdır.

- **Fırar kenarı:** Kanat profilinin arkadaki kenarıdır.
- **Azami kalınlık:** Kanat profilinin alt ve üst yüzeyi arasındaki azami mesafedir ve veterin yüzdesi olarak verilir.
- **Hücum Açısı:** Veter hattı ile göreceli hava akımı arasındaki açıdır.
- **Bombe çizgisi:** Kanadın alt ve üst noktasını ikiye ayıran çizgi.

3.2.1 Naca Kanadı Açıklamaları

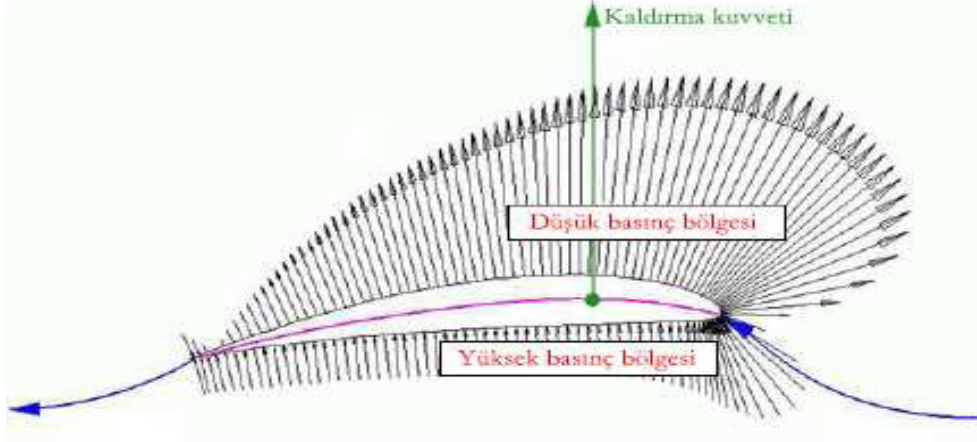
Kanat profiline kamburluk verilerek üst yüzeydeki alan artırılır ve bu alanın artırılmasıyla profil üzerinden geçen havanın hızının artırılması sağlanmaktadır. Hava hızının artması ile Bernoulli denklemine göre basınç da düşmektedir. Böylece alt yüzey ile üst yüzey arasında oluşan basınç farkı artmakta ve sonuç olarak taşıma kuvveti arttırılmaktadır. Taşıma kuvvetinin arttırılması da kanadın performansına arttırıcı yönde etkisi olmaktadır [28].

3.3 Aerodinamik Kuvvetler ve Kavramlar

Aerodinamik performans, kanat profili etrafında oluşan taşıma ve sürüklenme kuvveti ve bunların oranları ile ilgilidir. Hava araçlarının daha verimli olabilmesi için taşıma kuvvetinin fazla, sürüklenme kuvvetinin ve bunların moment etkilerinin ise düşük olması gerektiği için aerodinamikte çalışmalar her zaman aerodinamik performansı arttırma üzerine olmuştur.

3.3.1 Basınç Dağılımı

Cisim etrafında çeşitli noktalardaki farklı hızlar, Bernoulli denklemine göre cisim etrafında her noktada değişen bir basınç dağılımına neden olur. Şekil 2.3'de verilen basınç dağılımında görüldüğü gibi üst yüzeyde düşük basınç bölgesi, alt yüzeyde ise yüksek basınç bölgesi oluşur. Kanadın hücum kenarında durma noktası oluşur ve durma noktasında havanın hızı sıfıra eşit olduğu için dinamik basınç sıfırdır ve toplam basınç statik basınca eşittir.

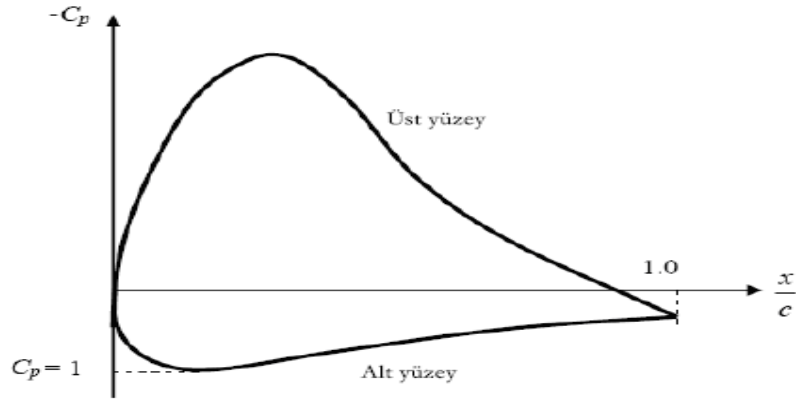


Şekil 3.3 Küçük hücum açısına sahip bir kanat profili etrafındaki basınç dağılımı

Kanat profili etrafındaki basınç dağılımı 2.1 nolu denklemde görüldüğü gibi boyutsuzlaştırılır ve bu boyutsuz sayıya basınç katsayısı adı verilir. Bu denklemde; p : statik basınç, p_{ref} : referans basıncı ve V_{ref} ise referans hızıdır.

$$C_p = \frac{p - p_{ref}}{\frac{1}{2} \rho V_{ref}^2} \quad (2.1)$$

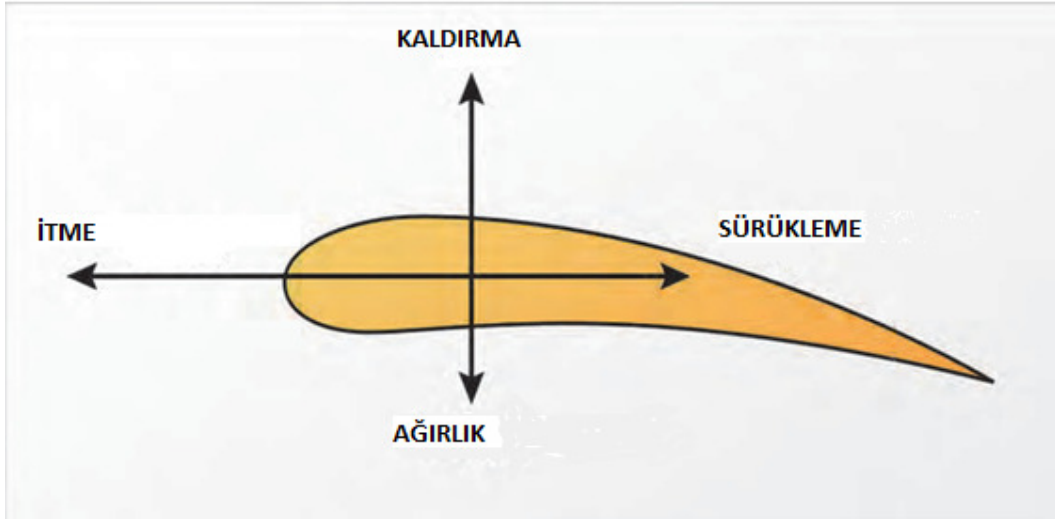
Şekil 3.4 de basınç katsayısının kanat profilinin veter uzunluğu boyunca değişim grafiği verilmiştir. Alt ve üst yüzeyler arasındaki basınç farkından meydana gelen basınç kuvvetlerinin ve hava ile cisim yüzeyi arasındaki sürtünme kuvvetlerinin bileşkesi cisim üzerinde bir bileşke kuvvet ile bir bileşke moment oluşturulur. İşte bu cisme etkiyen kuvvet ve momente aerodinamik kuvvet ve moment adı verilir.



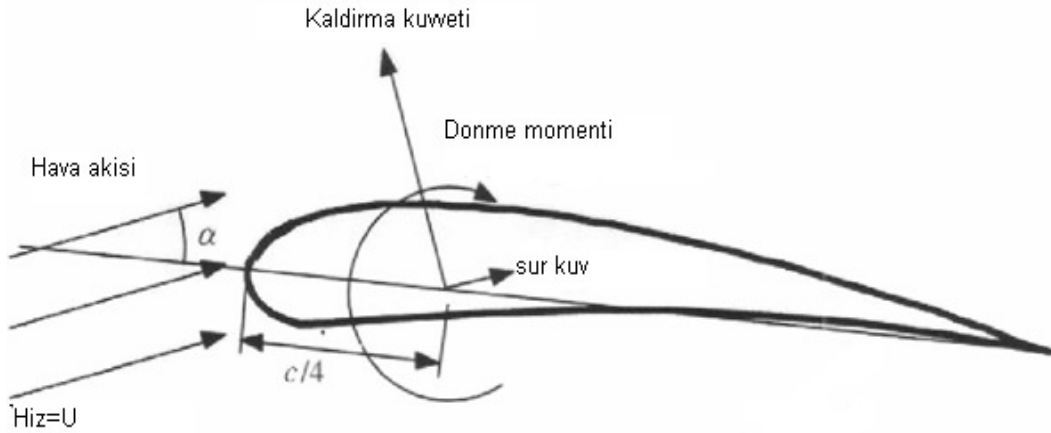
Şekil 3.4 Basınç katsayısının veter uzunluğu boyunca değişimi

3.3.2 Kaldırma, Sürüklenme ve Boyutsuz Parametreler

Kanatlarla ilgili incelemelerde aerodinamik kuvvet ve momentleri genellikle rüzgar doğrultusuna veya izafi olarak düşünülürse, Şekil 2.5'den görüldüğü gibi serbest akım doğrultusuna göre tanımlanmış bir eksen takımında: kaldırma kuvveti (L), sürüklenme kuvveti (D) ve yunuslama momenti (M) belirtilmiştir.



Şekil 3. 5 Basınç katsayısının veter uzunluğu boyunca değişimi



Şekil 3. 6 Kanat kesiti üzerinde oluşan aerodinamik kuvvetler

3.3.2.1 Kaldırma Kuvveti

Kanat yüzeyinin önüne çarpan hava akımı, kanadın üst yüzeyi daha kavisli olduğu için hızlı bir şekilde, alt yüzey ise üste göre daha az kavisli olduğundan yavaş hareket eder. Bu da, yüksek basınç oluşumuna neden olur ve kaldırma kuvveti meydana gelir.

Kaldırma kuvveti akışa dik olarak etmektedir. Taşıma kuvveti 2.2 nolu denklemde görüldüğü gibi kanat profili etrafındaki akışkan yoğunluğu ile serbest akışın hızına ve taşıma katsayısına bağlıdır. Referans alan, sürüklenme kuvvetindekinden farklı olarak kanadın dikey yöndeki izdüşümüne eşittir.

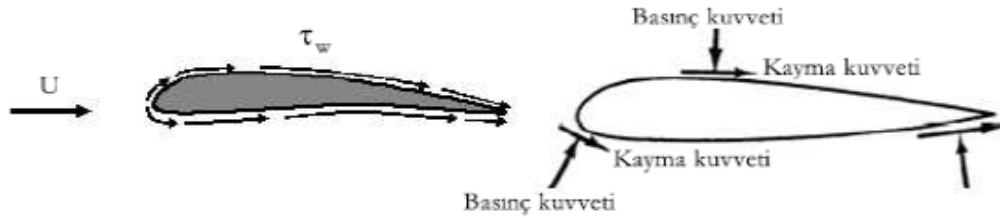
$$L = \frac{1}{2} C_L \rho_{\infty} V_{\infty}^2 \quad A = f(\alpha, Re, M_{\infty}) \quad (2.2)$$

3.3.2.2 Sürüklenme Kuvveti

Cismin üzerine akış yönünde meydana gelen bir kuvvettir. Örneğin düz bir plaka üzerinde meydana gelecek maksimum sürüklenme kuvveti, hava akışının cisim üzerine 90° derece dik geldiği durumda meydana gelirken, minimum sürüklenme kuvveti ise, hava akışı cismin yüzeyine paralelken meydana gelir. Sürüklenme, yüzeyin viskozitesine ve basınç farklılıklarından dolayı da cismin şekline bağlıdır. Sürüklenme kuvveti 2.3 nolu denklemde verildiği gibi sürüklenme katsayısının dinamik basınç ile referans alanın çarpımına eşittir. Referans alan, kanat profilinin yere izdüşümünden oluşan alandır. Dinamik basınç ise yoğunluk ile hızın karesinin çarpımının yarısına eşittir.

$$D = \frac{1}{2} C_D \rho_{\infty} V_{\infty}^2 \quad A = f(\alpha, Re, M_{\infty}) \quad (2.3)$$

Kanat profilinin aerodinamik katsayıları öncelikle profilin geometrik şekline ve hücum açısına ve daha sonra da Reynolds ve Mach sayılarına bağlıdır. Kanat profili etrafında hareket eden hava, akış halindeyken kanat profilinde Şekil 2.7'deki gibi basınç ve hız kuvvetleri oluşturur.



Şekil 3. 7 Kanat kesiti üzerinde oluşan basınç ve hız kuvvetleri oluşturur.

Akım yüzey civarında hareket ettiğinde yüzeye yapışan akımın sürtünme etkisiyle yüzeyde kayma gerilmesi meydana gelir. Kayma gerilmesi yüzeye teğetsel etkiyen ve bir alana karşılık gelen kuvvet olarak tanımlanır. Kayma gerilmesi, Z_w şeklinde gösterilir ve bir nokta özelliğidir. Ayrıca yüzey boyunca değişir ve yüzeyin kayma gerilmesi dağılımının dengelenmemiş net farkı da cisim üzerinde bir aerodinamik kuvvet yaratır. Bu oluşan kuvvet sürüklenme kuvvetine katkı sağlar. Sürüklenme kuvveti; parazit ve indüklenmiş sürüklenme kuvveti olmak üzere iki çeşittir. Parazit sürüklenme kuvveti; kanat sıfır derece hücum açısı ile uçtuğunda, var olan tek sürüklenme kuvvetidir. Yüzeydeki pürüzlülük arttıkça yüzey sürtünme kuvveti artacaktır, dolayısıyla parazit sürüklenme kuvveti de artacaktır. İndüklenmiş sürüklenme; taşıma kuvvetiyle oluşan ve arzu edilmeyen bir sürüklenme kuvvetidir. Kanat ucu girdaplarının aşağı ve yukarı akımları etkileyerek, taşıma kuvvet vektörüne geriye doğru bir bileşke eklemesine indüklenmiş sürüklenme denir. Kanat ucu girdapları, kanat civarında kanadın hem önünde hem de arkasında, dikey hız bileşenleri oluştururlar. Bu akımlar aşağı ve yukarı akımları kuvvetlendirerek etkin hücum açısını azaltırlar. Girdaplar kuvvetlendikçe etkin hücum açısındaki azalma da büyüyecektir. Etkin hücum açısının azalması sonucu kanadın ürettiği toplam taşıma kuvveti, kanatta enine basınç farklılığı olmadığı durumda üretilen toplam taşıma kuvvetine göre daha az olacaktır. Üretilen taşıma kuvvetindeki azalma da aslında taşıma kuvvetinin kendisinden kaynaklanmaktadır. Taşıma kuvvetinde oluşan kaybı karşılamak için kanadın daha yüksek bir hücum açısında uçurulması gerekecektir.

3.3.2.3 Yunuslama Momenti

Taşıma-sürüklenme düzlemi içerisinde etkiyen moment bileşenidir. Kanadın hücum açısı artacak şekilde etkimesi pozitif kabul edilir. Moment kuvveti, 2.4 denkleminde elde edilir.

$$M = \frac{1}{2} C_m \rho_\infty V_\infty^2 A.L = f(\alpha, Re, M_\infty) \quad (2.4)$$

3.4 Boyutsuz Parametreler

(2.2), (2.3) ve (2.4) nolu denklemlerin sağ tarafındaki bütün boyutlu büyüklükler sol tarafa bölen olarak geçirilirse, aerodinamik kuvvetler ve moment için

$$\frac{D}{\frac{1}{2}\rho_{\infty}V_{\infty}^2A} = C_D = f(\alpha, Re, M_{\infty}) \quad (2.5)$$

$$\frac{L}{\frac{1}{2}\rho_{\infty}V_{\infty}^2A} = C_L = f(\alpha, Re, M_{\infty}) \quad (2.6)$$

$$\frac{M}{\frac{1}{2}\rho_{\infty}V_{\infty}^2A} = C_M = f(\alpha, Re, M_{\infty}) \quad (2.7)$$

şeklinde boyutsuz birer ifade elde edilir. Bu ifadelerin sağ taraflarındaki boyutsuz büyüklükler sırasıyla aerodinamik kuvvet ve moment katsayıları olarak adlandırılır. Uçak ve benzeri araçlarla ilgili uygulamada birbirine yakın özelliklerdeki araçların kanat, kuyruk gibi elemanlarının geometrileri arasında farklılıklar vardır. Dolayısıyla bunlara etkileyen aerodinamik kuvvet ve momentler de farklı olacaktır. Aerodinamik kuvvet ve momentler yerine aerodinamik katsayıları birbiriyle karşılaştırarak cisimlerin aerodinamik performanslarını mukayese etmek daha doğru olacaktır.

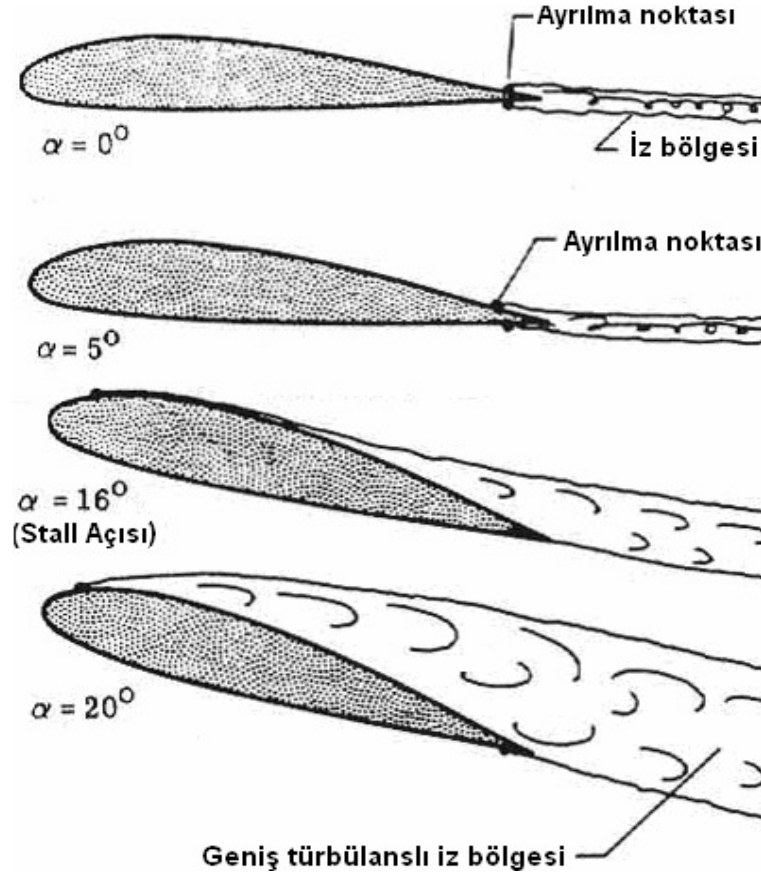
3.5 Aerodinamik Performansı Arttırma Yöntemleri

Aerodinamik performans arttırmak, kanat profili etrafında oluşan kaldırma kuvvetinin arttırılması ve sürüklenme kuvvetini azaltılması ile sağlanır. Kaldırma kuvvetini arttırmak kanat profili etrafındaki basınç dağılımını arttırmakla sağlanabildiği gibi aynı zamanda profil etrafındaki sınır tabaka kalınlığının düşürülmesi veya türbülanslı sınır tabakanın firar kenarı civarına taşınması ile sağlanabilir [28]. Aerodinamik performansı arttırmak için; hücum açısı arttırılabilir, kanat profiline kamburluk verilebilir veya yüksek kaldırma aygıtları kullanılabilir. Basınç gradyanı belirli bir mesafedeki hava basıncı değişimidir. İki nokta arasındaki basınç farklılığı büyüdükçe, gradyan da o ölçüde büyük olur. Ters basınç gradyanı, profilin üst yüzeyindeki asgari basınç noktası ve firar kenarındaki basınç farklılığı gibi havanın akış yönünde basıncın artması durumunda oluşur. Hücum

açısı arttırıldıkça bu ters basınç gradyanlarının etkisi ile ayrılma noktası, hücum kenarına yaklaşır ve hıza ve diğer parametrelere bağlı olarak klasik profiller için yaklaşık 12°-16°'lik hücum açısına ulaşıldığında akım ayrılması başlar. Bu durum tutunma kaybı olarak bilinir ve bu olayın başladığı açıya tutunma kaybı açısı denir. Bu açıdan sonra hücum açısının arttırılması halinde taşıma kuvveti azalır ve sürüklenme kuvveti artışı daha fazla olur. Artan hücum açılarına göre kanat arkasında oluşan iz bölgesi ve kanattan ayrılmalar Şekil 3.8 de görülmektedir.

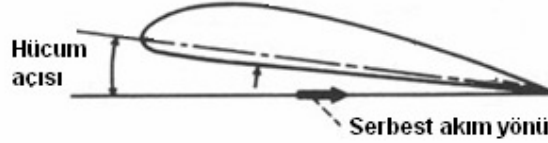
3.5.1 Hücum Açısı

Hücum açısı hava aracının hız vektörü ile kanat veter yönü arasında kalan açıdır (Şekil 3.8). Hücum açısı arttıkça kaldırma kuvveti de artar. Fakat bu açının belirli bir değeri geçmesi ile akım çizgileri kanat üzerinde tutunamayacaktır. 0°'lik hücum açısına sahip bir kanat profili firar kenarında akım ayrılmaları başlar ve kanat arkasında iz bölgesi oluşur.



Şekil 3. 8 Kanat kesiti üzerinde hücum açıları

Hücum açısı arttırıldıkça ayrılma noktası hücum kenarına yaklaşır ve yaklaşık 12°–16°'lik hücum açısına ulaşıldığında akım ayrılması (*stall*) başlar. Türbülansın başladığı bu açiya stall açısı denir. Bu açıdan daha fazla hücum açısının arttırılması halinde kaldırma kuvveti azalır ve sürükleme kuvveti hızla artar. Hücum açısının küçülmesi ile azalan kaldırma kuvveti uçak hızının arttırılması ile arttırılır.



Şekil 3. 9 Kanat kesiti üzerinde serbest akım yönü

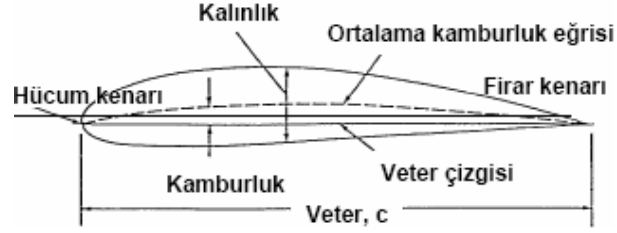
Şekil 3.10'de kaldırma katsayısının *stall* açısına kadar arttığı ve bu açı değerinden sonra düşmeye başladığı görülmektedir. Ayrıca hücum açısının artışı ile ayrılma noktasının hücum kenarına yaklaşması sonucu sürükleme katsayısı artmakta olduğu görülmektedir.



Şekil 3. 10 Kanat kesiti üzerindeki sürükleme ve kaldırma kuvveti

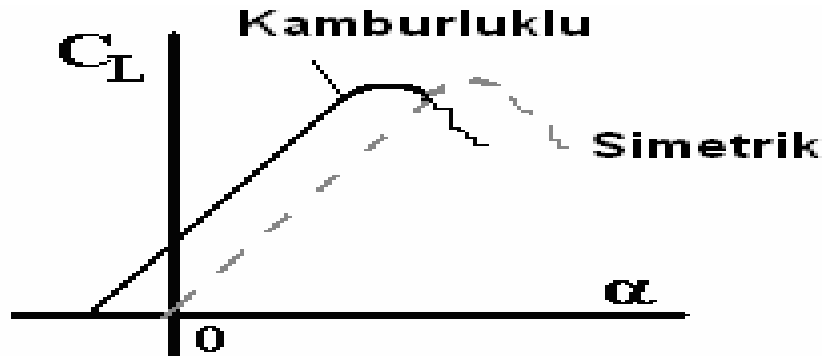
3.5.2 Kamburluk

Uçak kanatlarında % 0-5 arasında kamburluğa rastlanır. Türbin ve kompresörlerde ise daha kambur profiller görmek mümkündür. Şekil 2.11'de ; veter çizgisi, hücum kenarı ile firar kenarını birleştiren doğrudur. Kamburluk eğrisi, kanat üst yüzeyi ile alt yüzeyi arasındaki orta noktaları birleştiren eğridir. Kamburluk ise kamburluk eğrisi ile veter doğrusu arasındaki maksimum mesafedir.



Şekil 3.11 Kanat kesiti üzerindeki tanımlar

Kanat profiline kamburluk verilerek üst yüzeydeki alan arttırılmakta ve bu alanın arttırılması ile profil üzerinden geçen havanın hızının arttırılması sağlanmaktadır. Hava hızının arttırılması ile Bernoulli denkleminde basınç daha fazla düşürülmektedir. Böylece alt yüzey ile üst yüzey arasında oluşan basınç farkı artmakta ve sonuç olarak kaldırma kuvveti arttırılmaktadır. Şekil 3.12 de kamburluklu ve simetrik kanat profillerinden elde edilen kaldırma katsayısının değişimi verilmiştir.



Şekil 3.12 Kanat kesiti kaldırma katsayısı

3.5.3 Yüksek Kaldırma Aygıtları

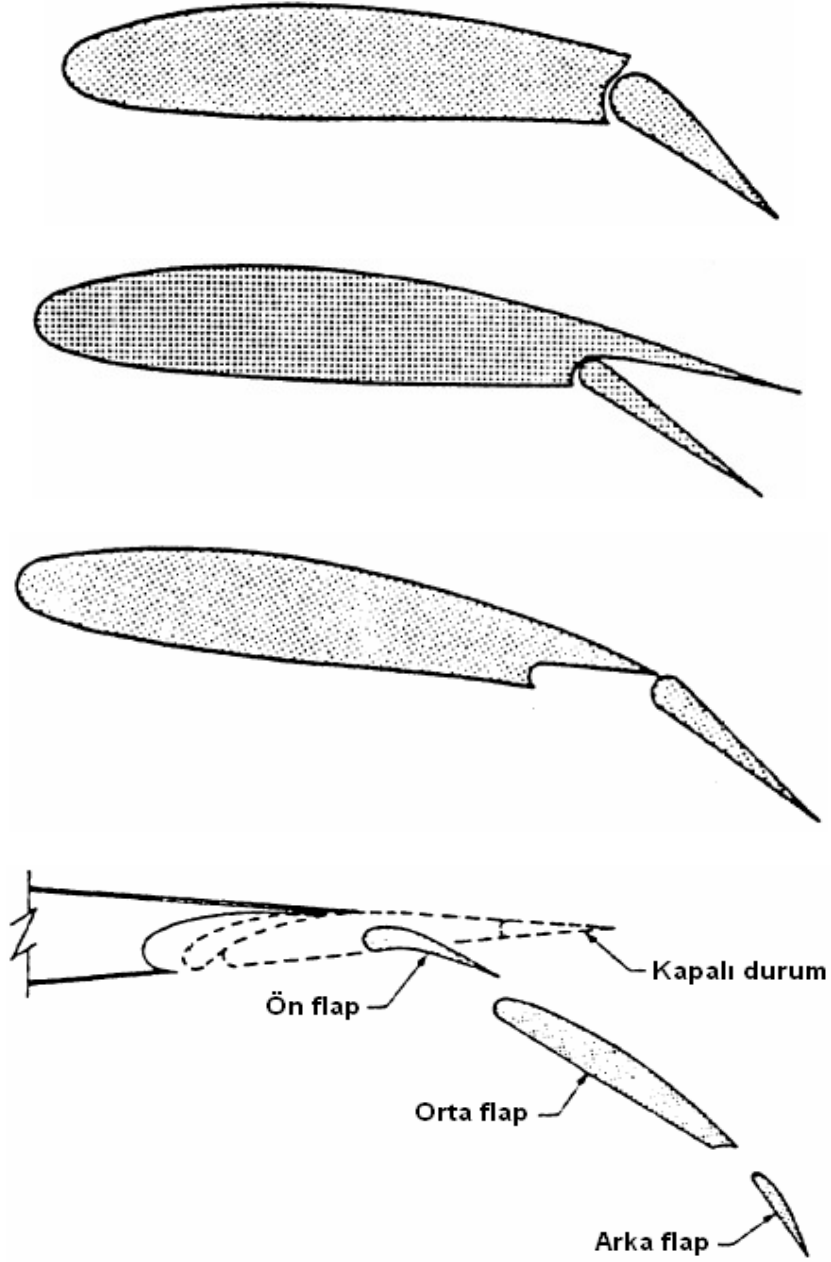
Kanat profili tasarımlarında yüksek kaldırma, düşük sürüklenme ve sağlam bir yapı olmasına çalışılır. 40-50 yıldır kullanılan klasik kanat profillerinde maksimum C_L 1.4 ile 1.5 ve C_D 0.01'dir. Bu kanat profillerinin hepsi üretim kusurlarından dolayı pürüzlülük

açısından oldukça az hassastır. Bunların C_m 'leri oldukça düşüktür öyle ki kanat yüksek hızda çok büyük bükme dayanamaz.

3.5.3.1 Flaplar

Maksimum kaldırmayı arttırmak için, kanat profilinin üst yüzeyini kambur yapmakla olduğu gibi kanat profilinin arkasını eğmek ile de yapılır ve bu eğilen parçaya *flap* denir. Kanat firar kenarına monte edilmiş bu flap sadece kanat profilin şeklinin değişmesini sağlar, kanat alanını artırmaz (Şekil 2.13). 15° hücum açısı ile bu flaplar kullanıldığında kaldırmadaki artış orta seviyededir yani $CL=2.2$ olur. Bu değer bütün kanat genişliği boyunca düşünüldüğünde 1.9 dur. 15° hücum açısından sonraki açılarda üst yüzeyde bu flapda *stall* olur. Çünkü hava akımı, sınır tabaka nedeniyle meydana gelen doğrultudaki ani değişikliklerin üstesinden gelecek kadar yeterli momentuma sahip değildir. Sürüklenme artışı 15° 'den daha büyük hücum açılarında çok önemli olur ve kaldırma katsayısında artık artış olmaz. Düz ve yarıklı flapın bu sorunu daha gelişmiş olan kayan flap ile aşılar (Şekil 2.13). Kanat profilinin hücum kenarında bir boşluk oluşturan yarıklı flap huni şeklindeki bu boşluktan havanın hızlanmasını sağlar ve hızlanan bu hava üst yüzeyde oluşan sınır tabakaya doğru hareket ederek sınır tabakanın oluşmasını geciktirir. Böylece kanat profilinde flapların kullanılışı yaklaşık 25° 'lik hücum açısına kadar verimli hala gelir. Genellikle kayan flaplar döndürülmekle birlikte (dayanak noktası ile kanat profilinin altına yerleştirilmiş sistemler veya Cessna 152 ve 172 gibi uçaklardaki gibi karmaşık sistemler ile) ileri doğru ötelenir ve veter uzunluğunun artışı ile kanat alanı arttırılır. Bir diğer flap türü kayan yarıklı flapdır (Şekil 2.13). Kanadın kuyruk kısmının altında ayrı küçük bir veya birkaç kanat profilidir ve her zaman üst yüzey sınır tabaka etkisini azaltan huni etkisi ortaya çıkaracak şekilde mesnetlenir. Kayan yarıklı flap özellikle *aileron* olarak kullanılabilirler. Aileronlar kanadın arkasındaki flap kısmıdır ve bunlarla pilotlar birini aşağı indirirken diğerini yukarı kaldırarak roll kontrolünü yani uçağın sağa-sola hareketini sağlarlar. Genel sınır tabaka kanat profilinin arka kısmı üzerinde çok incedir ve aileronlar etkili olmak için belirli minimum dönmeye ihtiyaç duyar. Bu genellikle normal pozisyondan küçük etkisiz *roll* kontrol dönmesidir. Kayan yarıklı tipi *aileron*, dikkatli konstrüksiyon ve menteşe noktasının dikkatli tasarımı ile oluşturulan huni etkisinin bütün avantajları başarıldığı

bir durum değildir. Bu flapın dezavantajı yüksek hızda huni sürükme katsayısı klasik flap için olandan biraz daha yüksek olması için daima biraz enerji tüketir.

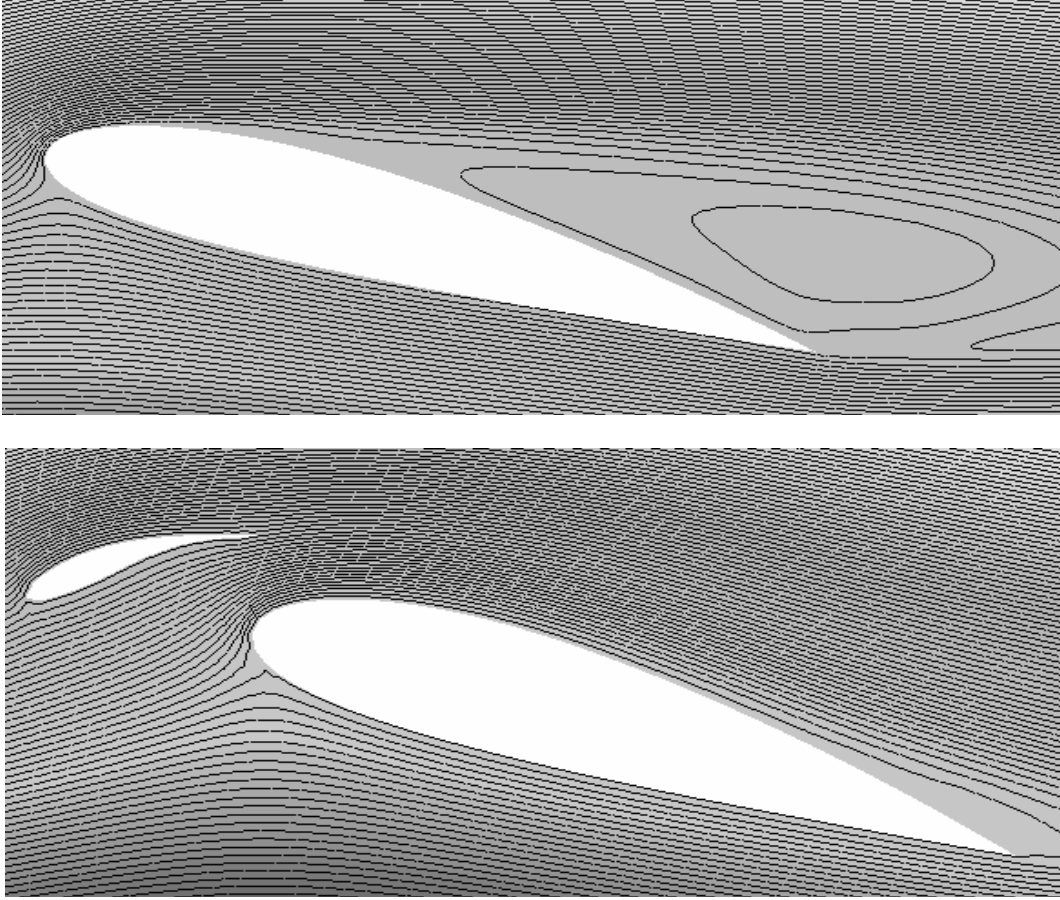


Şekil 3. 13 Flap çeşitleri; düz flap, yarıklı flap, kayan flap, kayan yarıklı flap.

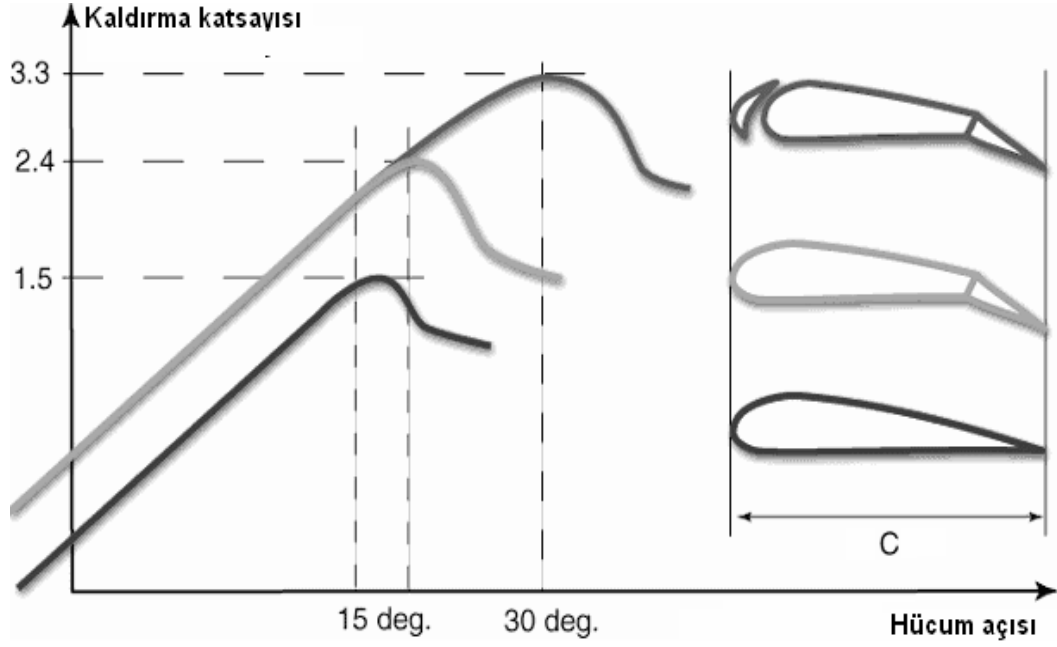
3.5.3.2 Slot ve Slatlar

Kanat profilinin hücum kenarında sabit olan açıklık kısma *slot* hareketli olan açık kısma da *slat* denir (Şekil 3.14). Bazı uçakların hücum kenarlarında sadece slat, bazılarında ise

hem slat hemde flap kullanılmaktadır. Slatlar firar kenarı flapları ile kullanılarak kanat profili şeklini değiştirir ve uğağın kaldırma kuvvetini arttırlar. Aynı zamanda flapların açılmasıyla birlikte uzayan kanat genişliği nedeniyle kanat üzerindeki türbülansın kaybolması için kanat üzerinde hava akışını yönlendirir. Slatların bir görevi de, uğağın hücum açısının artışı ile meydana gelebilecek stall olayını önlemektir. Slat kullanılarak sınır tabaka kontrolü sağlanır ve sınır tabaka üzerine hızlandırılmış hava gönderilerek sınır tabakayı kanat arkasına doğru iter, böylece akımı kanat profiline yapıştırmak için ekstra lokal türbülans olmaksızın hava akışına izin verilir.



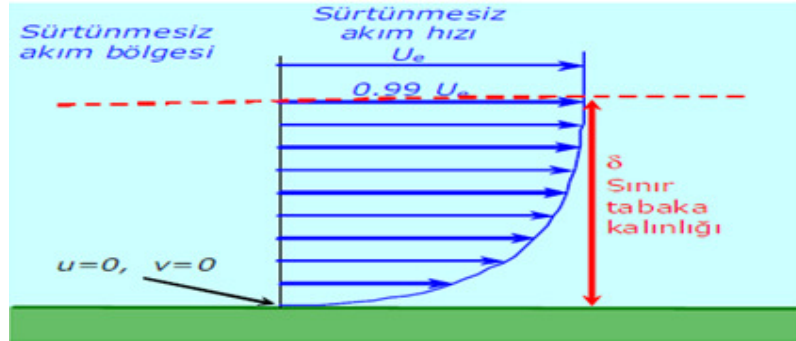
Şekil 3. 14 Slat kullanımı ile kanat profili etrafındaki akışın kontrolü



Şekil 3. 15 Değişik kanat profilleri için kaldırma katsayısının hücum açısı ile değişimi.

3.6 Sınır Tabaka

Viskozitenin, akışkan tabakalarının birbiri üzerinde kaymaya karşı gösterdikleri direncin bir tür ölçüsüdür. Cisme en yakın tabakalarda neredeyse durma hızlarında olan akışkan zerreleri daha üst tabakalardaki biraz daha hızlı komşu akışkan kitlelerine teğetsel kuvvetler etkitererek onların yavaşlamasına neden olurlar. Sınır tabaka genellikle akım hızlarının, viskoz olmayan bölgedeki akım hızının %99'u ve daha altındaki mertebelerde olduğu bölge olarak tarif edilir. Katı cidardan itibaren, akım hızının sürtünmesiz akım hızının %99'una eşit olduğu tabakaya kadar olan mesafe de sınır tabakanın kalınlığı olarak tanımlanır [29].



Şekil 3. 16 Sınır tabaka gösterimi

3.6.1 Sınır Tabaka Gelişimini Etkileyen Faktörler

Hava akımı içerisinde yer alan uçak gövdesi, kanadı gibi ve benzeri bir cisim üzerinde meydana gelen sınır tabakanın kalınlığı, laminer veya türbülanslı oluşu, laminer halden türbülanslı hale geçtiği noktanın konumu, ayrılma oluşumu ve ayrılma noktalarının yerleri gibi sınır tabaka ile ilgili birçok olay, akım alanı ve cismin geometrisiyle ilgili birçok faktörden önemli ölçüde etkilenir. Bu etkenler şunlardır:

- Reynolds sayısı
- Basınç gradyanı
- Yüzey pürüzlülüğü
- Serbest akım türbülansı

3.6.1.1 Reynolds Sayısı

Reynolds sayısı bir akışkan akımında atalet kuvvetleri ile viskoz kuvvetler (sürtünme kuvvetleri) arasındaki oranı gösteren çok önemli bir parametredir.

$$Re \propto \frac{\text{Atalet.Kuvvetler}}{\text{Viskoz.kuvvetler}} \quad Re = \frac{\rho VL}{\mu} \quad (2.8)$$

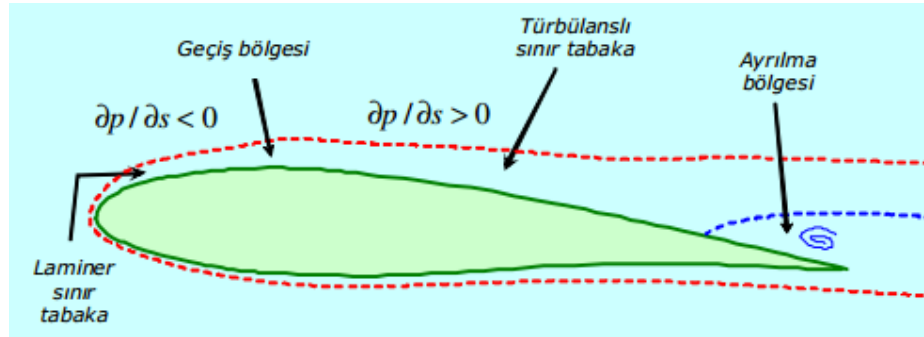
Reynolds sayısının çok küçük olması halinde bir akım alanının hemen tamamında viskoz kuvvetlerin hakim olacağını söyleyebiliriz. Buna karşılık Reynolds sayısı arttıkça atalet kuvvetlerinin viskoz kuvvetler yanında önem kazandığını görürüz. Reynolds sayısının yüksek değerlerinde ise akım alanının genelinde atalet kuvvetleri baskın olup, bu kuvvetler yanında sürtünme kuvvetlerinin etkisi ihmal edilebilir. Ancak bu halde, akışkanın katı cidarlarla temas halinde olduğu bölgelerde viskoz kuvvetlerin önemi yine büyüktür. Nitekim sınır tabaka dediğimiz oluşumun meydana geldiği bu bölgelerde akışkan hızları, sürtünme kuvvetleri nedeniyle cidar üzerinde sıfır olacak şekilde azalır. Reynolds sayısının sınır tabaka üzerindeki bu genel etkisi dışında önemli bir diğer etkisi de sınır tabakanın laminer halden türbülanslı hale geçiş bölgesinin yeri üzerindedir. Deneyimler göstermiştir ki Reynolds sayısı arttıkça sınır tabaka daha çabuk (yani, daha öndeki bir noktada) türbülanslı hale geçmektedir. Gerek laminer ayrılma ve türbülanslı ayrılma oluşumu ve konumları, ve gerekse laminer ayrılma sonucu bir kabarcık

oluşumu yine Reynolds sayısının değerine bağlı olarak önemli ölçüde değişebilen diğer sınır tabaka özellikleridir.

3.6.1.2 Basınç Gradyantı

Bir katı cidar boyunca oluşan sınır tabakanın gelişimi, geçiş bölgesinin yeri, laminar veya türbülanslı ayrılma oluşumu ve konumları üzerinde cidar boyunca basınç değişiminin çok önemli etkileri vardır. Bu etkileri :

- Negatif basınç gradyanı genellikle sınır tabakanın gelişimini olumlu yönde etkiler.
- Pozitif basınç gradyanı ise sınır tabaka gelişimini olumsuz yönde etkileyerek geçişin ve ayrılma oluşumunun çabuklaşmasına neden olur.



Şekil 3. 17 Laminer ve türbülans sınır tabaka gösterimi

3.6.1.3 Yüzey Pürüzlülüğü

Katı cidar yüzeyindeki pürüzlülük sınır tabakada geçiş bölgesinin daha önde oluşmasına neden olur.

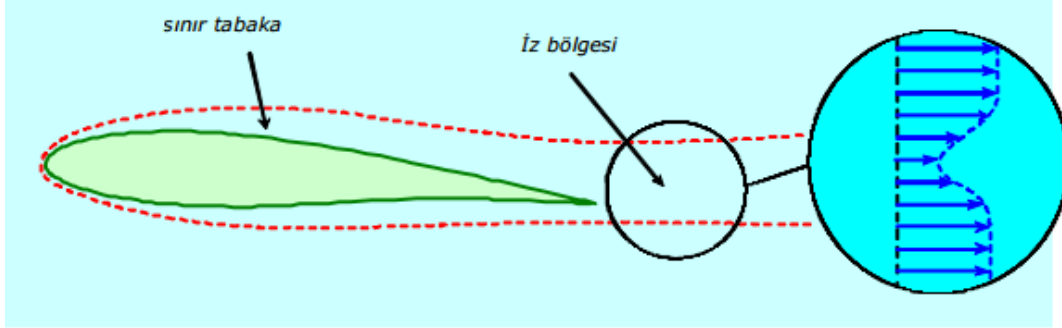
3.6.1.4 Serbest Akım Türbülansı

Serbest akımın türbülansı ne kadar fazla olursa sınır tabaka da laminar halden türbülanslı hale o kadar önce geçer.

3.7 İz Bölgesi

Akışkan akımına maruz bir katı cisim üzerinde oluşan sınır tabaka bu cismin bitiminde, yani firar kenarında aniden ortadan yok olmaz, Sınır tabakanın özellikleri cismin gerisinde bir kaymalı akım bölgesinde kendini göstermeye devam eder. Cismin

gerisindeki bu bölgeye iz bölgesi adı verilir (Şekil 2.18). İz bölgesi içerisinde viskoz kuvvetler, sınır tabaka içinde olduğu gibi önemini korur ve akışkan hızlarında aynen sınır tabaka içindekine benzer bir dağılım görülür.



Şekil 3.18 İz bölgesi gösterimi

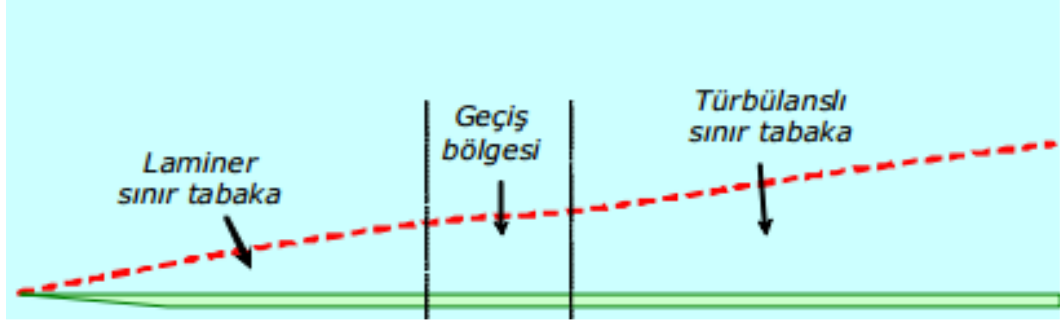
İz bölgesinin yapısı (hız dağılımı) ve cismin gerisindeki gelişimi sınır tabakanın yapısında ve oluşan ayrılmalardan önemli ölçüde etkilenir.

3.8 Sürtünmesiz akım yaklaşımı

Gerçekte bütün akışkanların az veya çok bir miktar viskoziteleri vardır. Akışkanın viskoz özelliği akım alanının her tarafında mevcuttur. Ancak, akışkanın viskozitesiyle ilgili olarak ortaya çıkan sürtünme kuvvetleri genel olarak akışkanın katı yüzeylerle temasta bulunduğu bölgelerde belirgin, bunun dışındaki bölgelerde ise ihmal edilebilir mertebelindedir. İşte bu şekilde viskozite etkilerinin ihmal edilebilir mertebelere olduğu akım alanlarına sürtünmesiz akım gözüyle bakmak mümkündür. Akım alanlarının bu şekilde bir modelle göz önüne alınması aerodinamik incelemelerde büyük kolaylık sağlar [29].

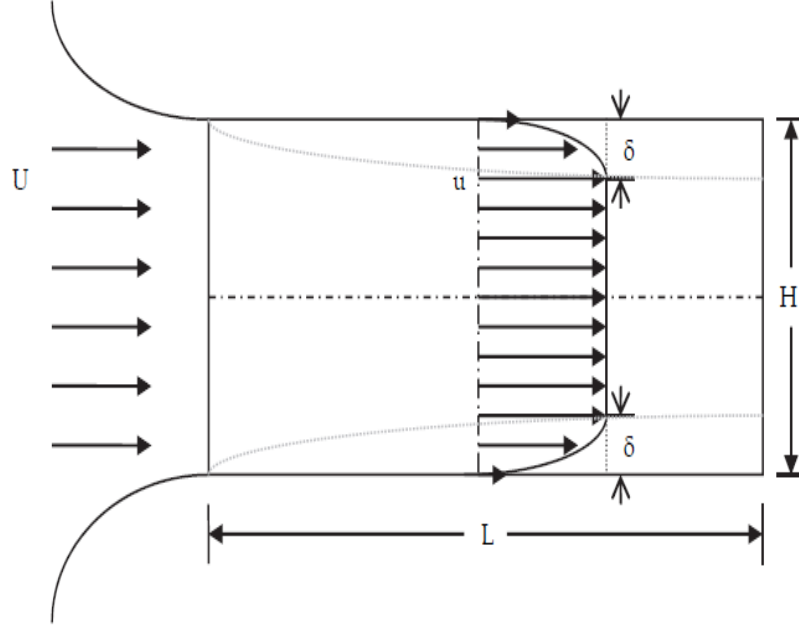
3.9 Laminer ve türbülanslı sınır tabaka, geçiş bölgesi

Sınır tabakalar, laminer ve türbülanslı olarak iki şekilde bulunabilir. Çoğu zaman laminer olarak başlayan sınır tabaka başlangıç noktasından belli bir uzaklıkta türbülanslı hale dönüşür. Laminer sınır tabakanın türbülanslı hale dönüştüğü bölgeye geçiş (transition) bölgesi adı verilir.



Şekil 3. 19 Sınır tabaka geçiş bölgesi

Sınır tabakanın laminer veya türbülanslı oluşunu tanımlamak için, önceki paragrafta akışkan zerresi olarak tanımladığımız molekül seviyesindeki mikroskopik akışkan tanelerinden daha büyük, yani makroskopik seviyedeki akışkan kitlelerinin hareketine bakmak gerekir. Şayet makroskopik büyüklükteki akışkan taneleri yörüngeleri boyunca düzgün görümlü bir akış halinde ise ve yörüngeler arasında makroskopik boyutta bir karışma olmuyorsa bu tip sınır tabakaya laminer sınır tabaka adı verilir. Buna karşılık türbülanslı sınır tabakada makroskopik büyüklükteki akışkan tanelerinin hareketinde bir düzensizlik (rastgelelik) vardır. Yani, sınır tabaka içerisindeki her bir tabakada ortalama bir hız yanında, şiddetli ve yüksek frekanslı ani hızlar söz konusudur. Diğer bir deyişle, tanecikler genel akım doğrultusunda ortalama bir hareket yaparken rastgele doğrultularda ve rastgele hızlarda ani hareketler de yaparlar. Ani hız doğrultuları rastgele olduğundan türbülanslı sınır tabakanın tabakaları arasında kütle transferi ve oldukça kuvvetli bir karışım da söz konusudur. Geçiş bölgesinde ise Laminer ve türbülanslı sınır tabaka karakteristiklerinin her ikisine birden rastlanır.



Şekil 3. 20 Boş kanalda sınır tabaka gösterimi

3.10 Sayısal Analiz ve Hesaplamalar

Elde edilen parametrelere göre yapılan analizlerde 2° derece, 4° derece ve 6° derece hücum açılarında, hava ortamında, 50 Hz ye kadar çıkabilen hız kontrol ünitesi yardımı ile pitot tüpleri yardımıyla okunan ($Re=0,35 \times 10^5$) 3,4 m/s hız, ($Re=0,609 \times 10^5$) 5,9 m/s hız ve ($Re=1,548 \times 10^5$) 15m/s hız değerleri üzerinde Naca 0012 kanadının analizleri ve rüzgar tünelimizdeki kanal ile kanadın hangi hızlarda sınır tabaka etkileşiminin meydana geldiği ortaya konulmuştur.

3.10.1 Sayısal Çözümleme İçin Kullanılan FLUENT Programı

Günümüzde bilgisayar teknolojisinin çok hızlı gelişmesiyle birlikte sanayinin hemen hemen tüm kesimlerinde, akış problemlerinin incelenmesinde HAD çok yaygın hale gelmiştir. Deneysel olarak incelenen rüzgar tüneli hesaplamalarında doğrulunun incelenmesi ve rüzgar tüneli kanalında sınır tabakaların incelenmesinde kanat profili etrafındaki akış bileşenlerinin hesaplanmasıyla aerodinamik kuvvetler elde edilebilir. Bu şekilde, kanat tasarımı üzerinde düzeltmeler yaparak taşıma kuvveti artırılıp sürüklenme kuvvetini azaltma yolları aranabilir.

Bu tezde kullanılan FLUENT yazılımı, RANS denklemleri ile sonlu hacimler metodu kullanarak benzeşim yapan genel amaçlı bir HAD programıdır. FLUENT yazılımı, değişik çalışmalarda kullanılabilir pek çok fiziksel model içerir; türbülanslı akış, ısı transferi, reaksiyon akışları, kimyasal karışımlar, yanma ve çok safhalı akışlar için modeller örnek olarak verilebilir.

3.11 Türbülans Benzeşim Modelleri

En uygun türbülans modelinin seçimi için de değişik türbülans modellerinin özelliklerini ve sınırlamalarını bilmek gerekmektedir. FLUENT HAD paket programında bulunan türbülans modellerinden bazıları

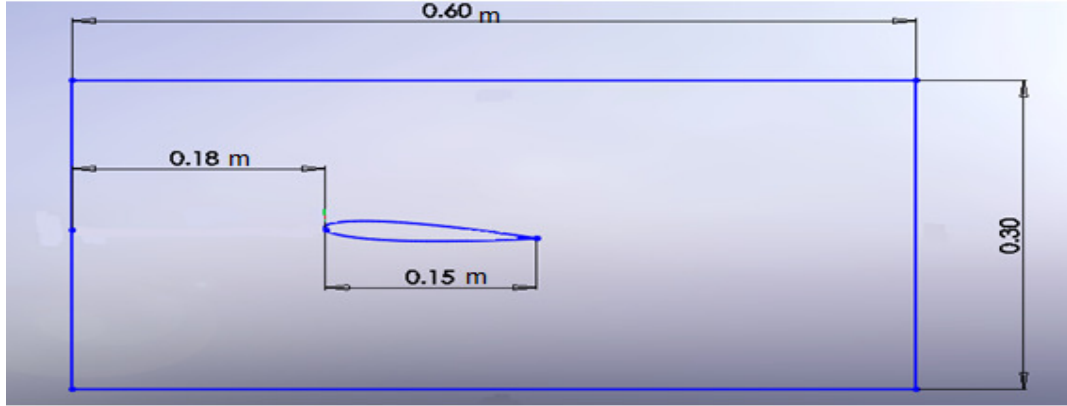
- Spalart-Allmaras
- Realizable k- ϵ
- SST (Shear-Stress Transport) k- ϵ

Bu tez çalışmasında, kanat profili analizi için türbülans benzeşim modeli olarak Realizable k- ϵ seçilmiştir. Bu modelin seçilmesinin sebebi, Re sayısının düşük olması ve düşük Re sayılarında FLUENT yazılımında bu modelin tavsiye edilmesidir. Ayrıca kanat yakınında, sınır tabaka için geliştirilmiş duvar işlemi ve çözüme basınç gradyantının etkisini de dahil ederek performansını geliştirmektedir. Realizable k- ϵ benzeşiminde kullanılmak üzere FLUENT'in ağ yapısı için yardımcı program olan GAMBIT yazılım yardımıyla görülen ağ yapısı oluşturulmuştur.

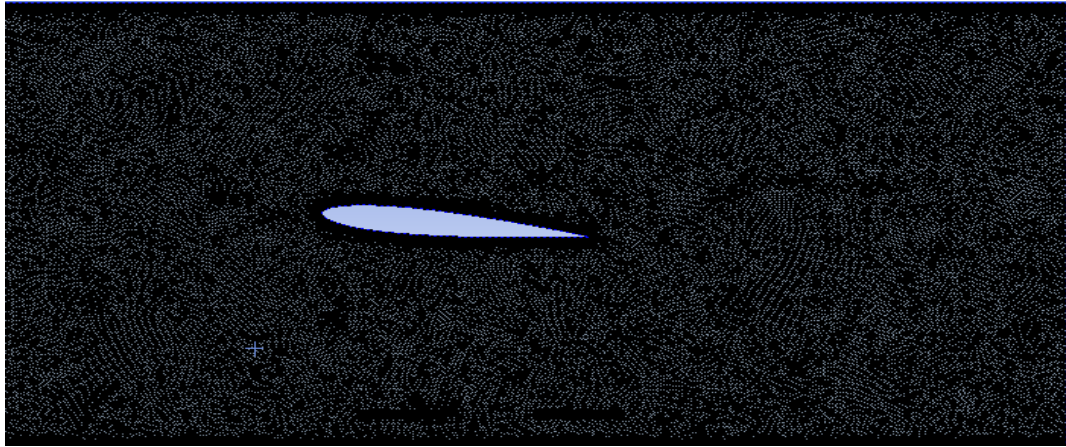
3.12 Uygun Ağ Yapısı Belirlenmesi

Uygun ağ yapısının incelenmesi için solidworks çizim programımızda çizilen Naca 0012 kanadı ve kanalımızın ağ yapısı incelenirken uygun mesh yapısının belirlenmesi gerekmektedir. Üretilen hesaplama ağının, benzeşimin sayısal çözüm kararlılığı ve doğruluğu üzerinde büyük bir etkisi vardır. Ağ yapısı oluşturulurken en önemli konulardan birisi de sayısal benzeşim sonuçlarının ağ elemanlarının sayısından bağımsız olmasına dikkat etmektir. Ağ yapısı belirli eleman sayısından sonra sayısal sonuçlarda çok fazla değişiklik göstermez ve fazla ağ yapısı hesaplama zamanını uzatır. Bu nedenle, belirli bir ağ sayısından sonra sonuç fazla değişmediği için hesaplama zamanını

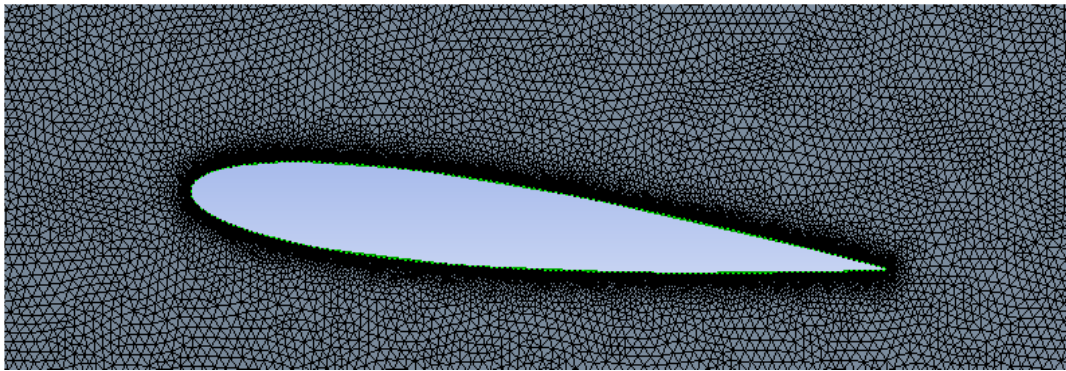
uzatmaya gerek yoktur. Bu ađ yapısı sayısını elde edene kadar toplam ađ elemanı sayısı artırılır ve her bir sonuç karşılaştırılır. Bu karşılaştırma sonucunda 5000 iterasyon yapılması ön görülmüştür.



Şekil 3. 21 Rüzgar tüneli ve NACA0012 kanadı ölçüleri



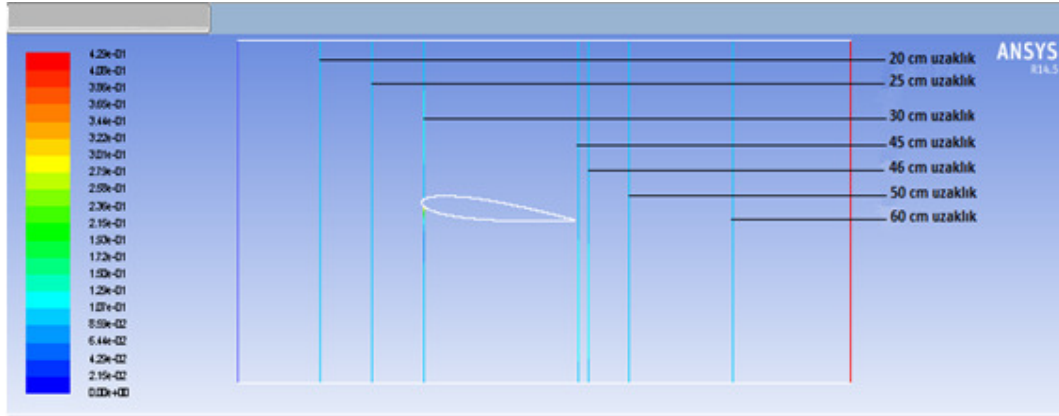
Şekil 3. 22 Kanal ve kanat profili için oluşturulan ađ yapısı



Şekil 3. 23 Kanat profili yakın görünüm ađ yapısı

3.13 Sınır Tabakaların Analiz Edilmesi

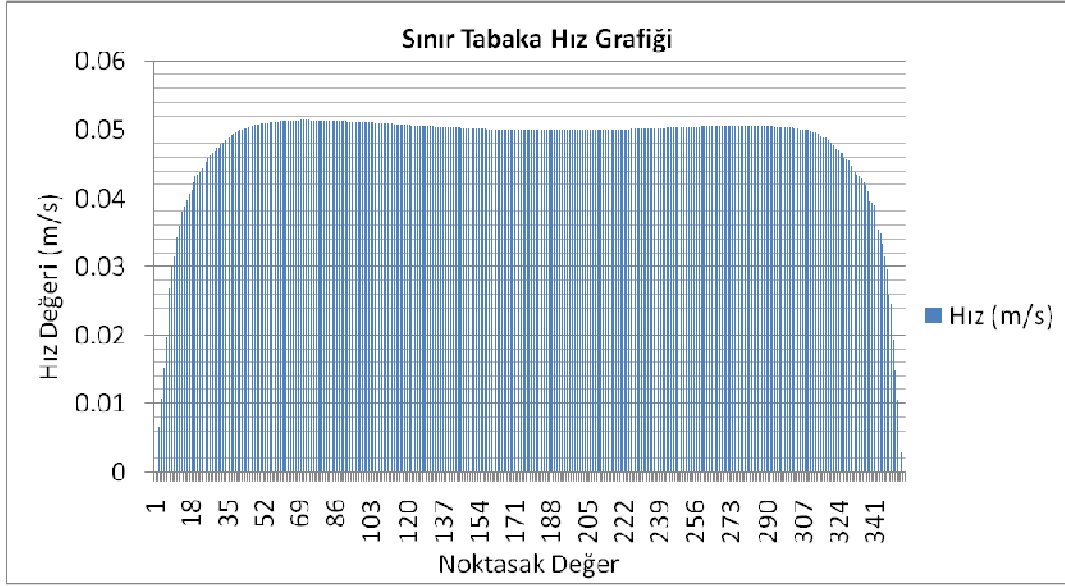
Kanal ve kanadın sınır tabakalarının çakışıp çakışmadığını kontrol etmek için analiz programında çakışan sınır tabakalarda 2° derece, 4° derece ve 6° derece hücum açısında hangi hızlarda çakıştığını analiz edilmiştir. Sınır tabaka çakışması, analiz programı kullanarak, tünel ile Naca 0012 kanadının etrafında çizgiler çizerek, çizilen çizgiler üzerindeki hız değerleri kaydederek, kanala gönderilen havanın hızındaki düşüşün hangi noktalarda olduğunu belirlenmiştir.



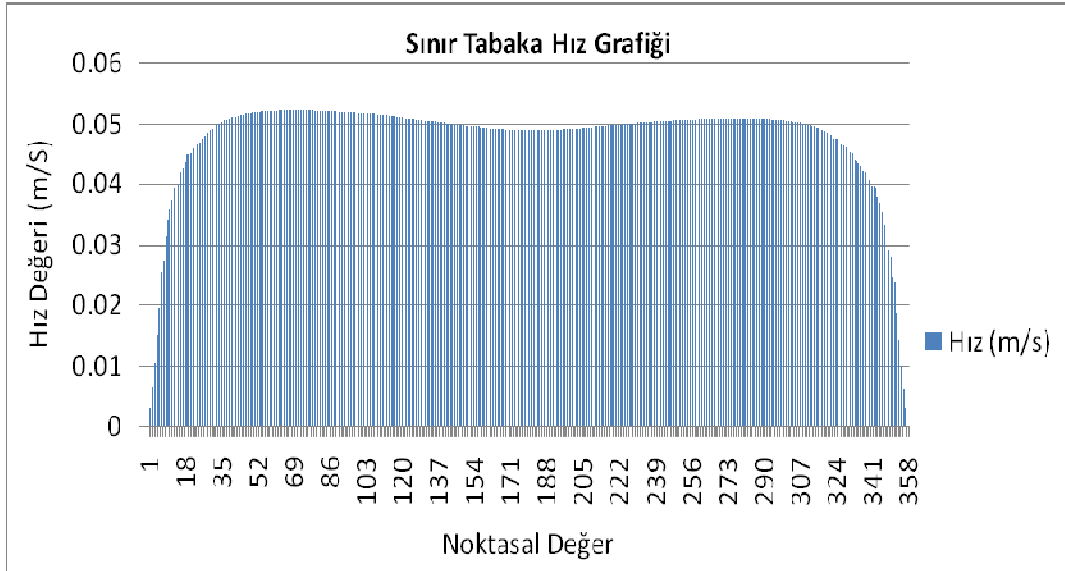
Şekil 3. 24 Kanat profili üzerinde çizilen analiz çizgileri

3.13.1 2° Derece Hücum Açısındaki Naca 0012 Kanadının Sınır Tabaka Analizi

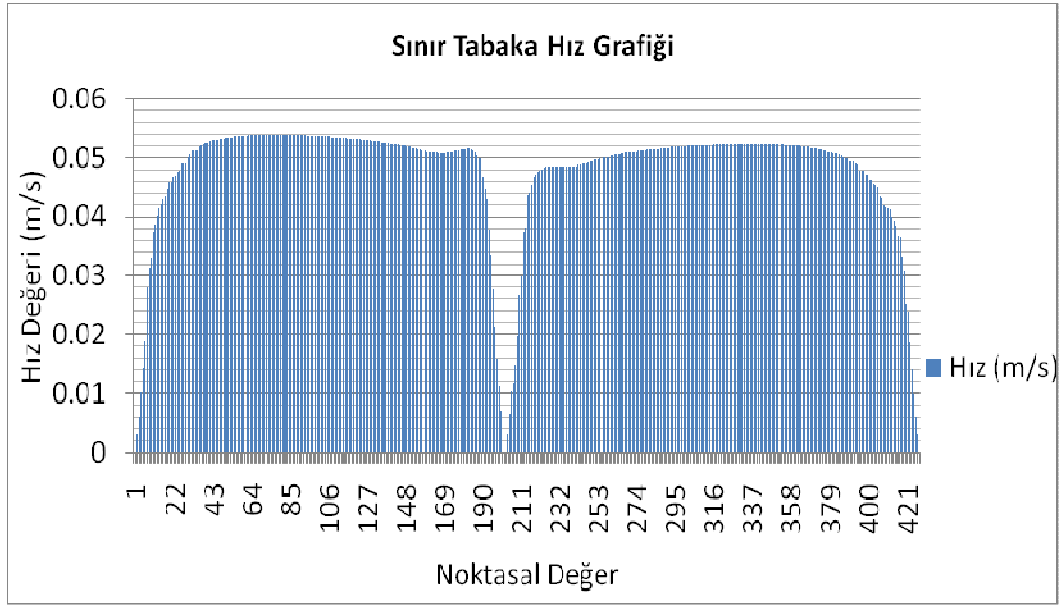
Kanal içindeki, 2° derece hücum açısında Naca 0012 kanadın 38 m/s den başlayarak 0.05 m/s hava hızına kadar y eksenini boyunca çizgiler üzerindeki hız değerleri grafikler incelendi ve herhangi bir sınır tabaka kesişmesi olmadığı ortaya konmuştur.



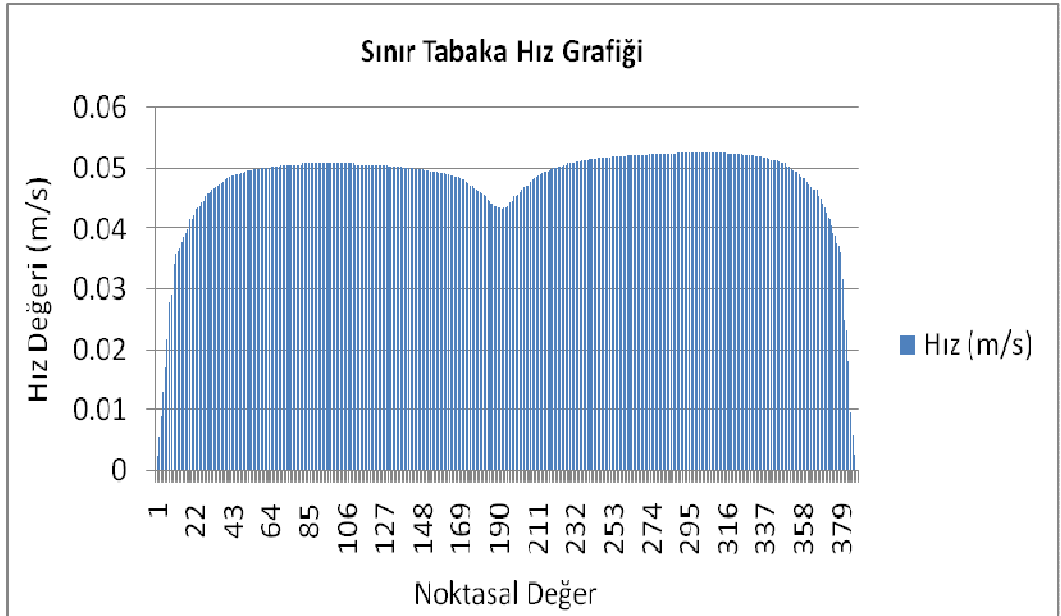
Şekil 3. 25 Hücüm açısı 2° derece olan NACA 0012'nin girişten 20 cm uzaklıktaki hız



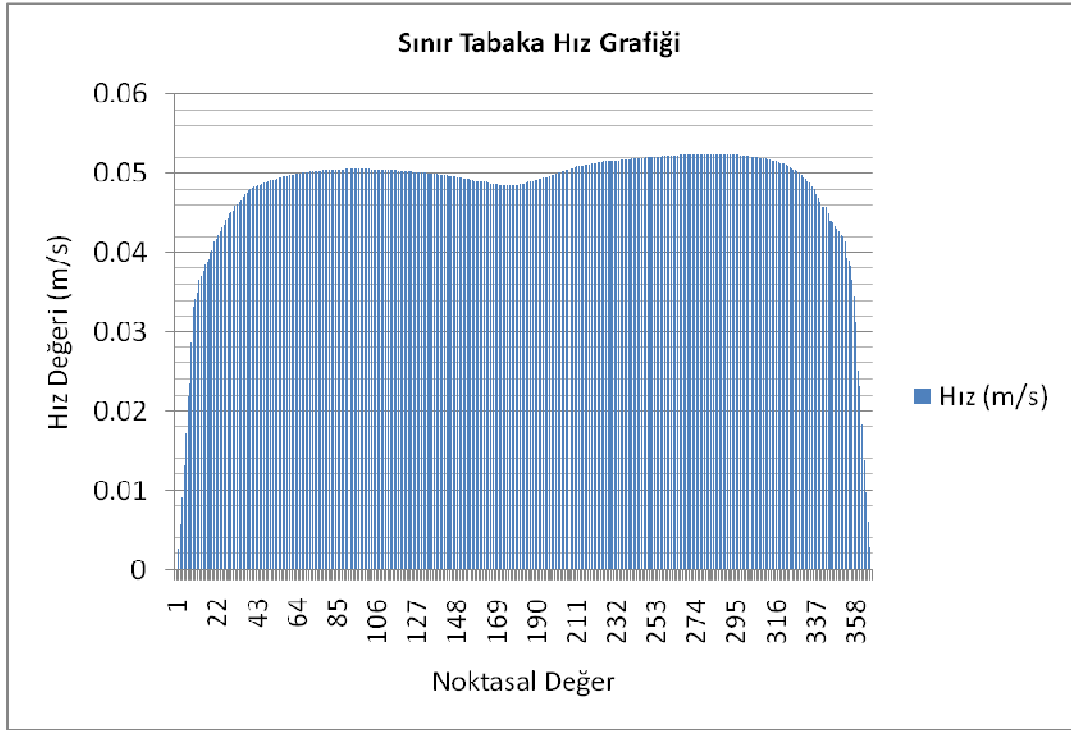
Şekil 3. 26 Hücüm açısı 2° derece olan NACA 0012'nin girişten 25 cm uzaklıktaki hız



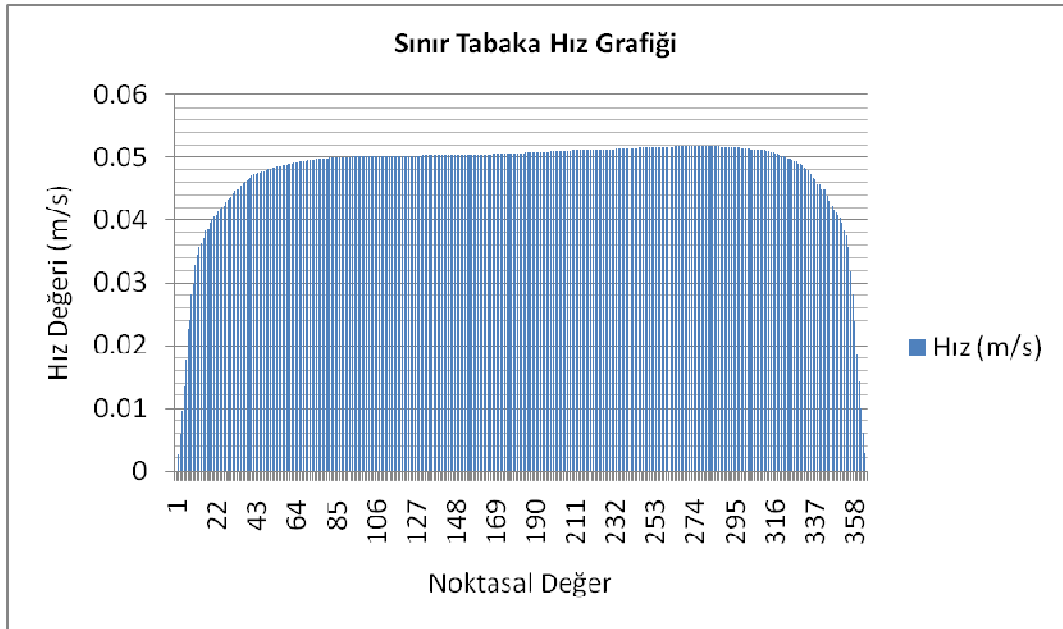
Şekil 3. 27 Hücüm açısı 2° derece olan NACA 0012'nin girişten 30 cm uzaklıktaki hız



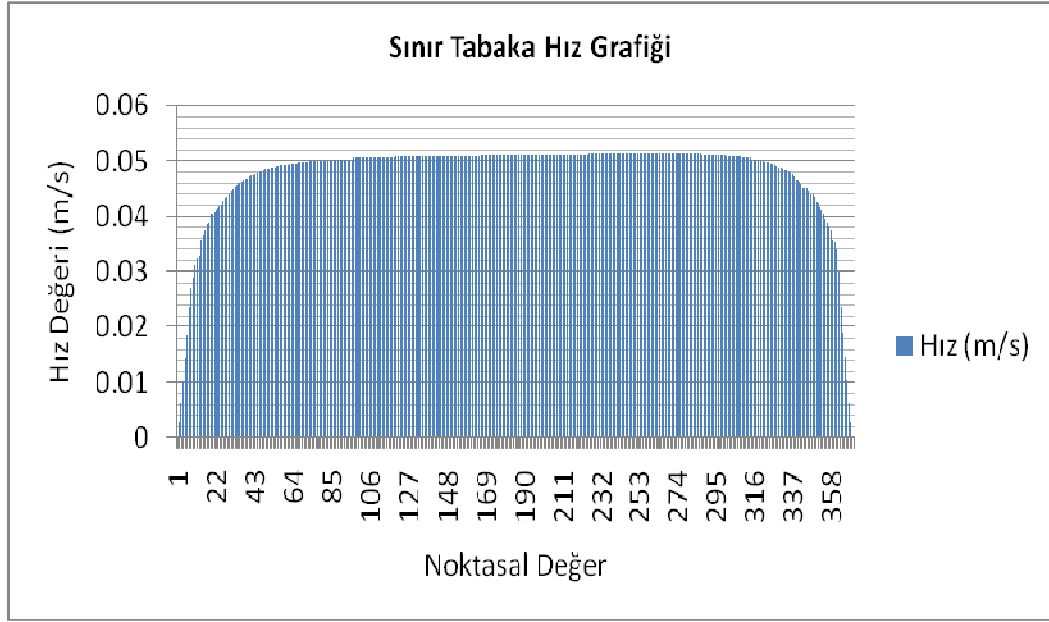
Şekil 3. 28 Hücüm açısı 2° derece olan NACA 0012'nin girişten 45 cm uzaklıktaki hız



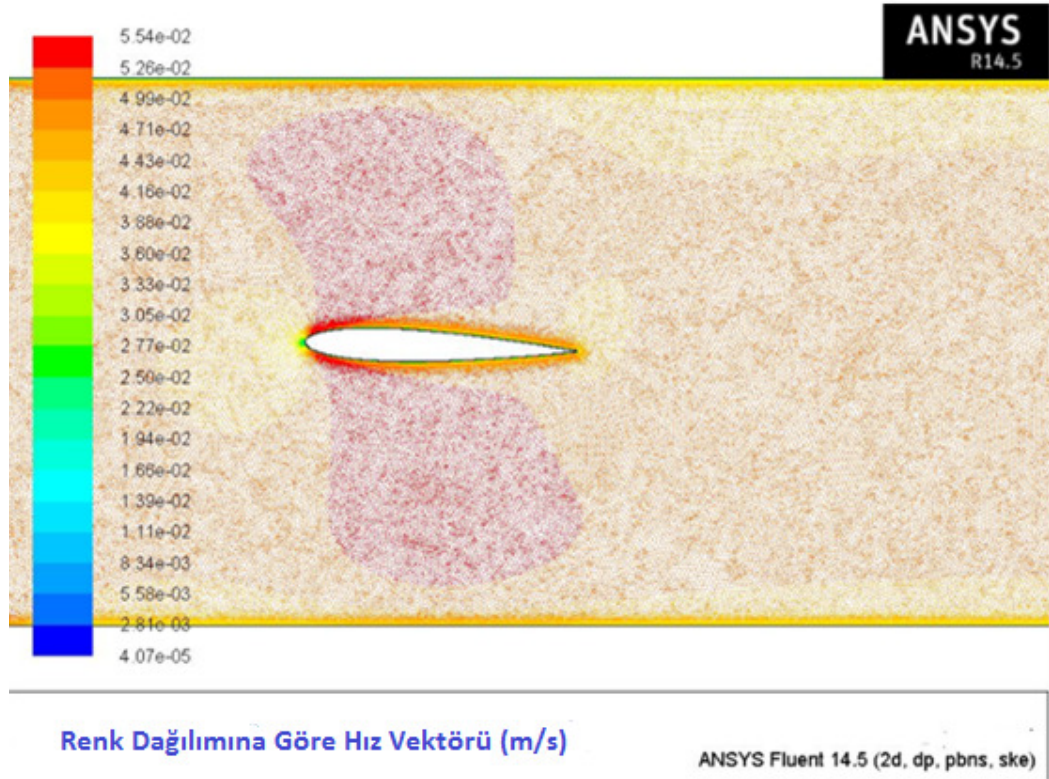
Şekil 3. 29 Hücüm açısı 2° derece olan NACA 0012'nin girişten 46 cm uzaklıkta hız



Şekil 3. 30 Hücüm açısı 2° derece olan NACA 0012'nin girişten 50 cm uzaklıkta hız



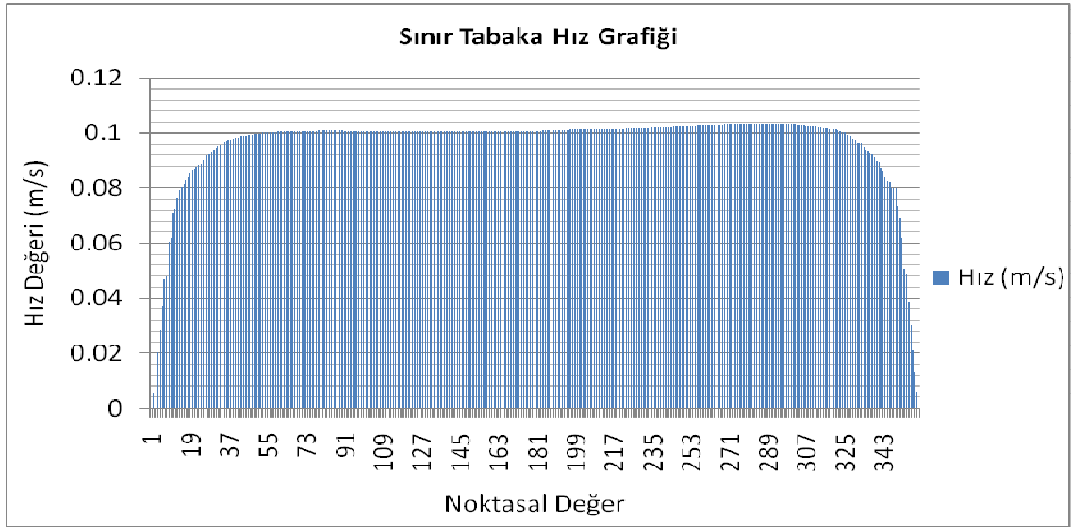
Şekil 3. 31 Hücüm açısı 2° derece olan NACA 0012'nin girişten 60 cm uzaklıkta hız



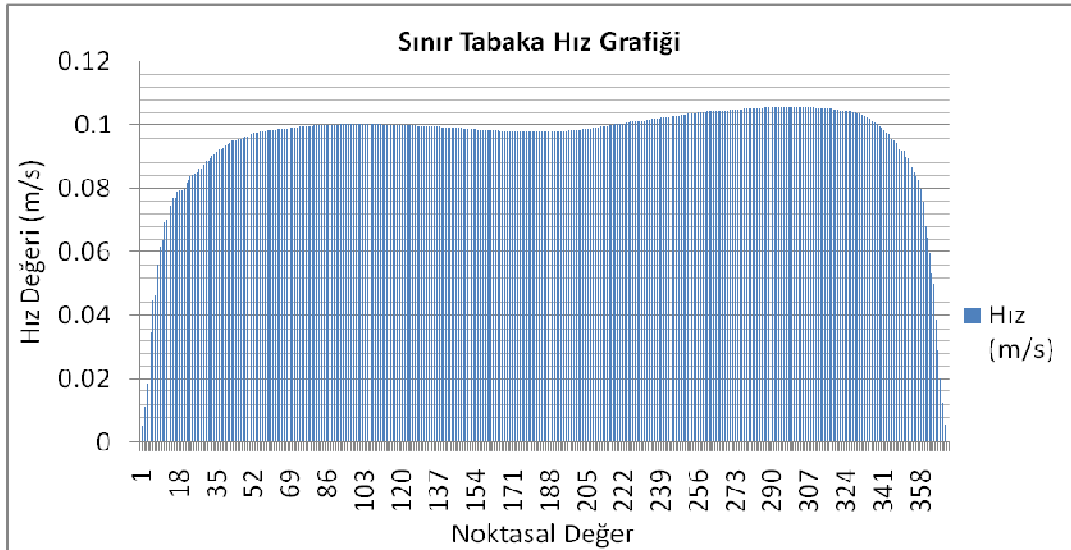
Şekil 3. 32 Hücüm açısı 2° derece olan NACA0012'nin hız kontroları gösterimi

3.13.2 4° Derece Hücüm Açısındaki Naca 0012 Kanadının Sınır Tabaka Analizi

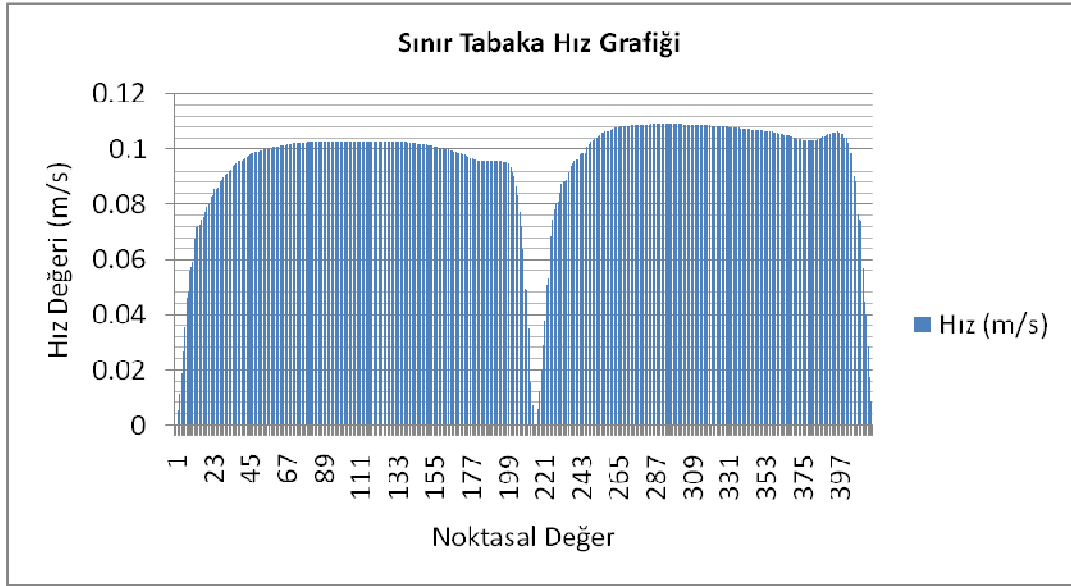
Kanal içindeki kanadın 4° derece hücüm açısında 0.1 m/s hızın y eksenini boyunca çizgiler üzerindeki hız değerleri grafikleri incelenmiştir. Kanalın 47 cm deki sınır tabakası ile kanadın sınır tabakasının iz bölgesinde bir kesişme olduğunu ve 50 cm'e kadar etki ettiğini ve 50 cm den sonraki iz bölgelerinde etkisinin bittiğini ortaya konmuştur.



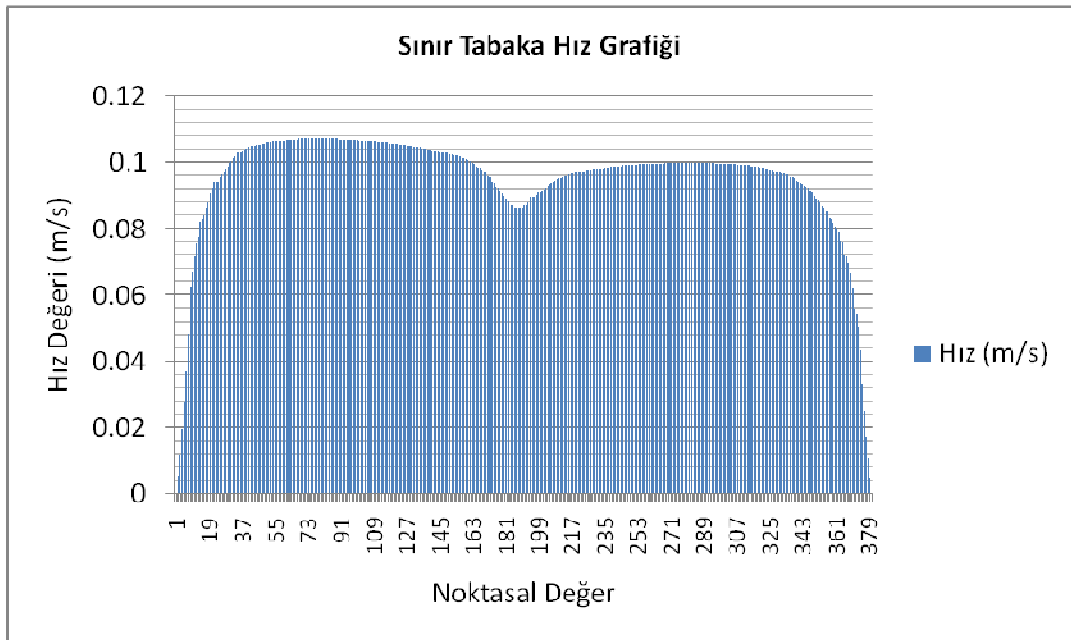
Şekil 3.33 Hücüm açısı 4° derece olan NACA 0012'nin girişten 20 cm uzaklıktaki hız



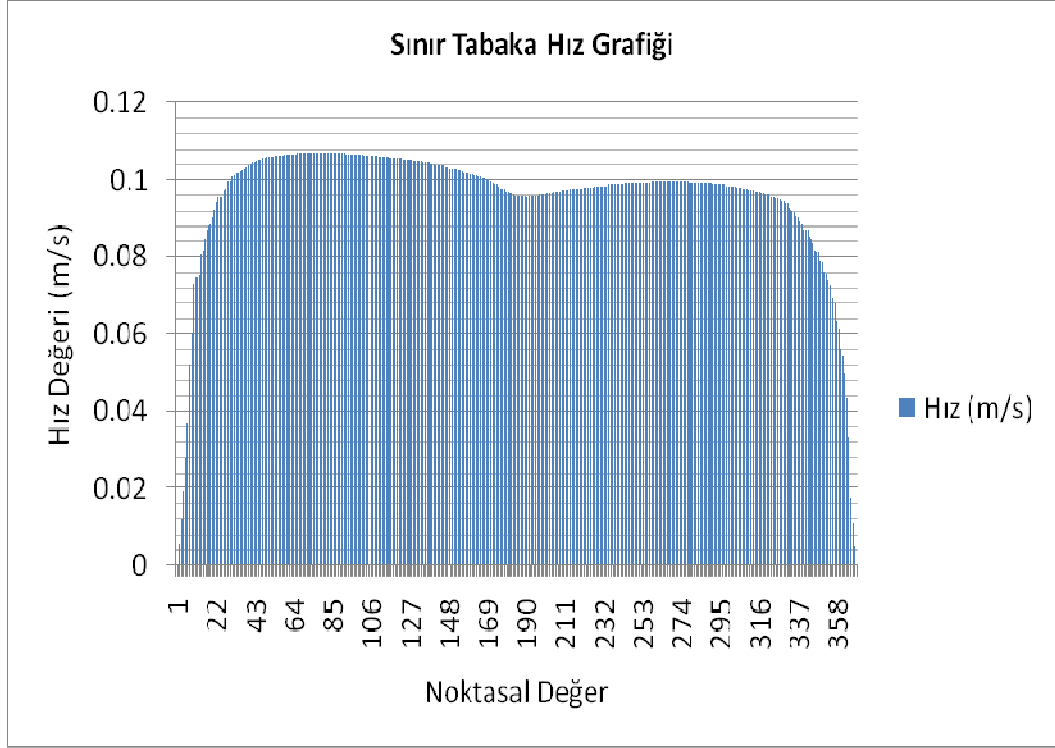
Şekil 3.34 Hücüm açısı 4° derece olan NACA 0012'nin girişten 25 cm uzaklıktaki hız



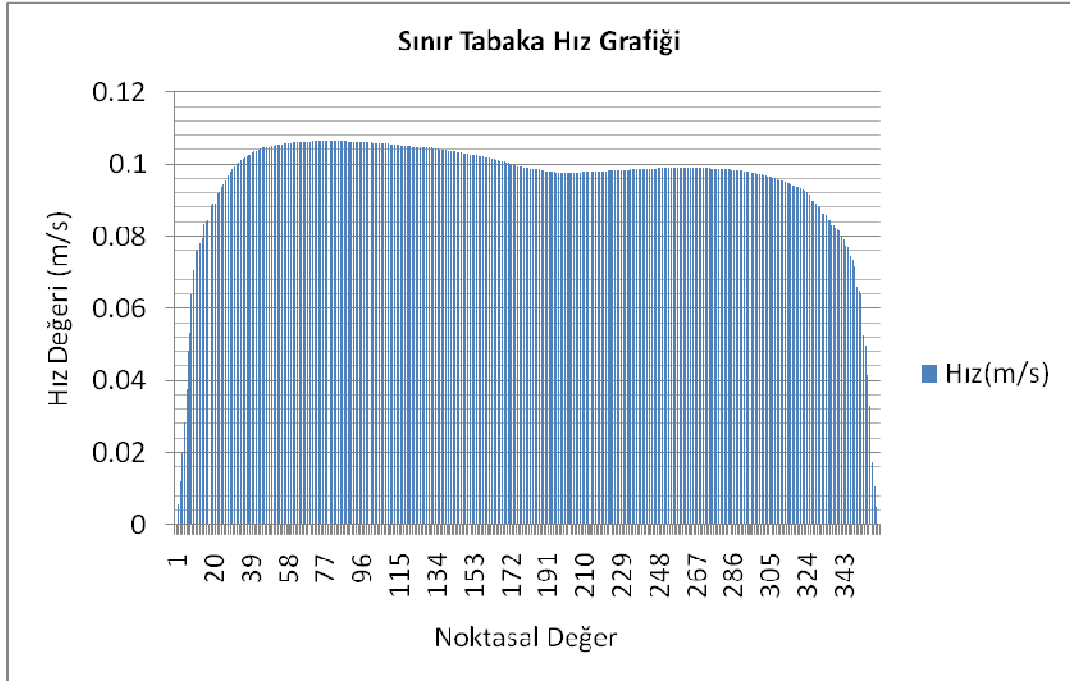
Şekil 3. 35 Hücüm açısı 4° derece olan NACA 0012'nin girişten 30 cm uzaklıktaki hız



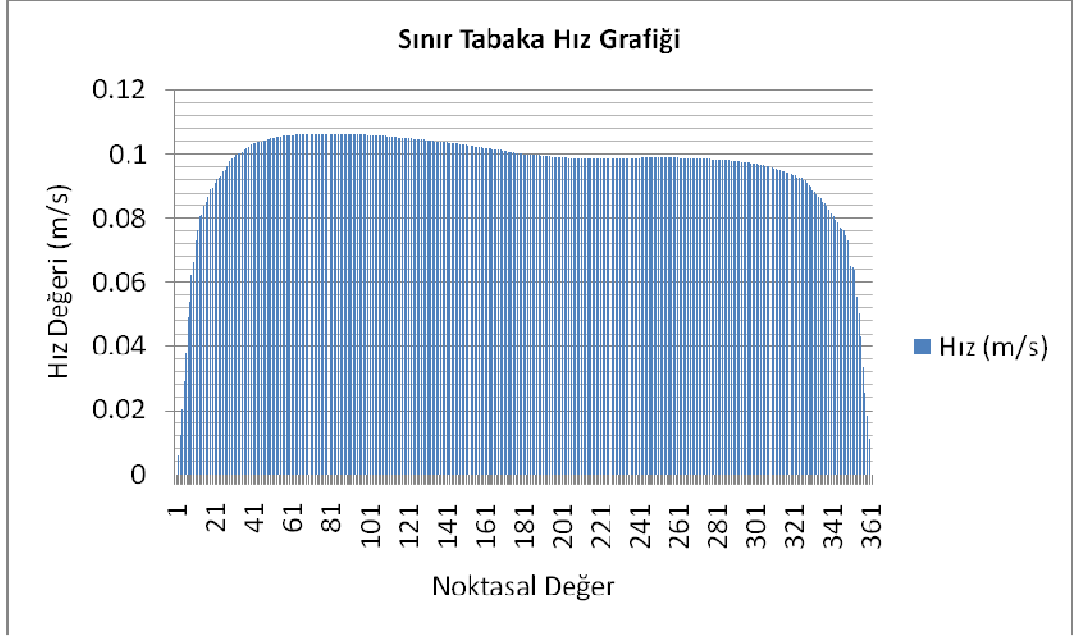
Şekil 3. 36 Hücüm açısı 4° derece olan NACA 0012'nin girişten 45 cm uzaklıktaki hız



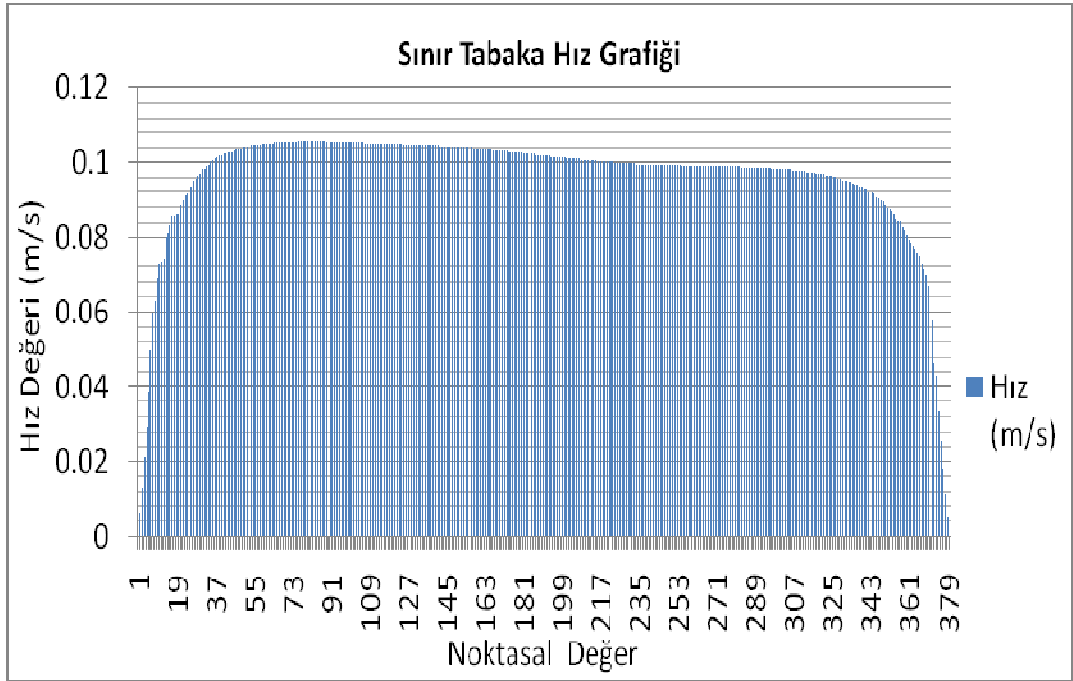
Şekil 3. 37 Hücüm açısı 4° derece olan NACA 0012'nin girişten 46 cm uzaklıktaki hız



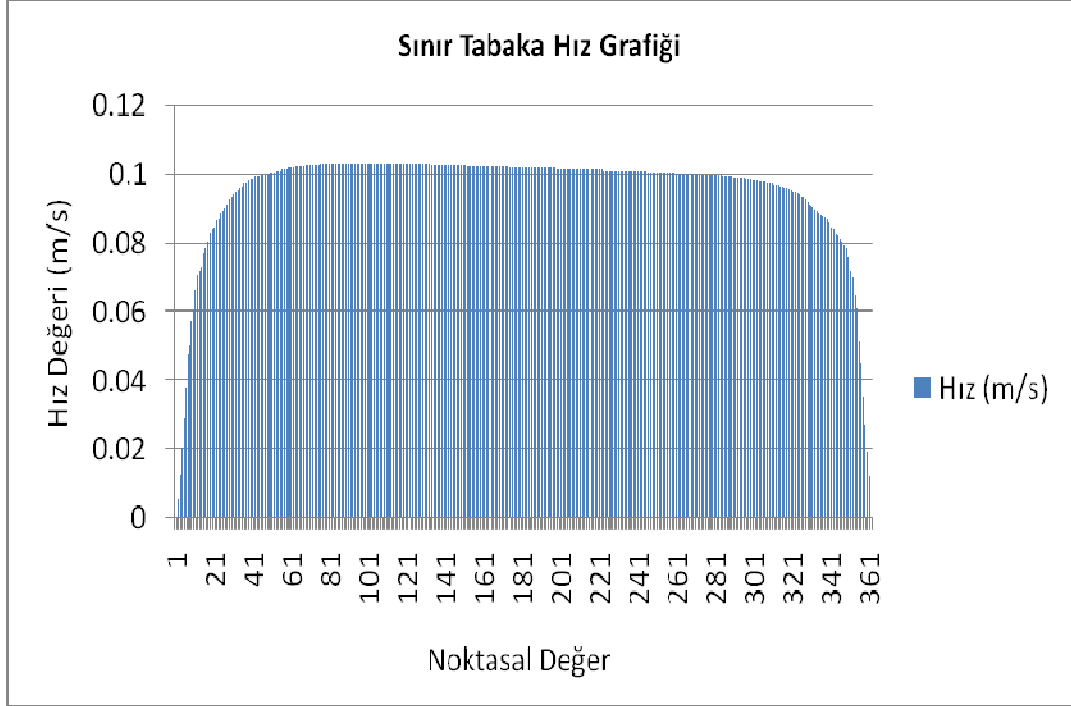
Şekil 3. 38 Hücüm açısı 4° derece olan NACA 0012'nin girişten 47 cm uzaklıktaki hız



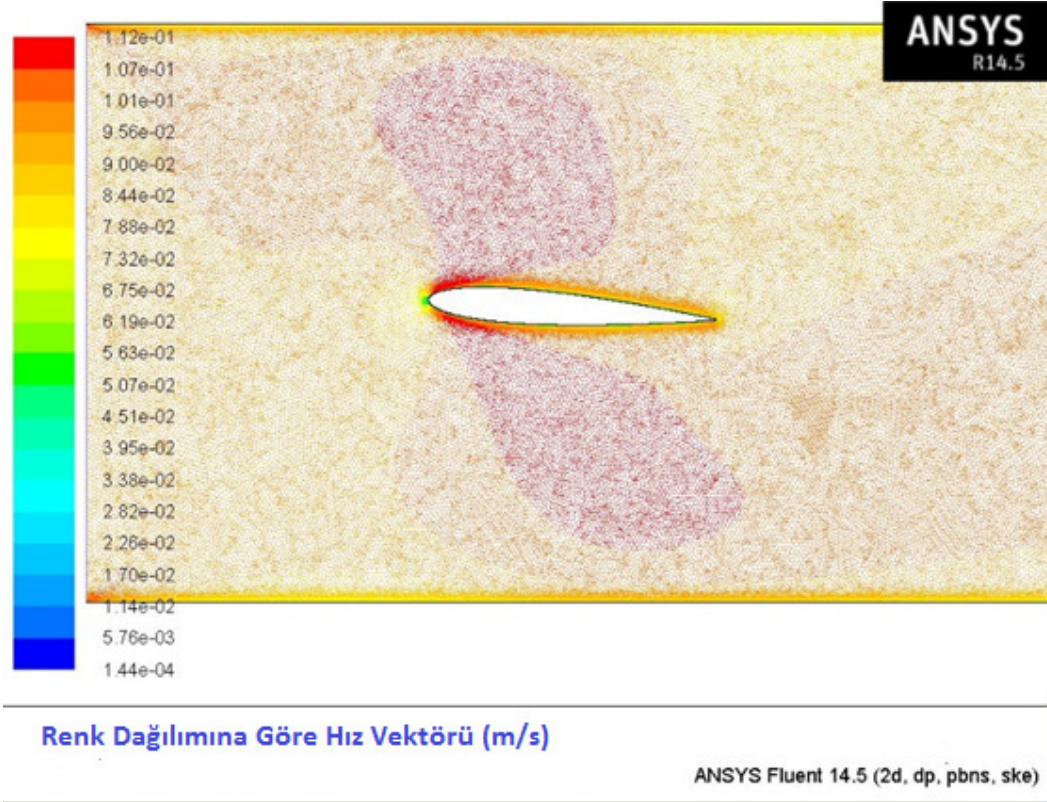
Şekil 3. 39 Hücüm açısı 4° derece olan NACA 0012'nin girişten 48 cm uzaklıktaki hız



Şekil 3. 40 Hücüm açısı 4° derece olan NACA 0012'nin girişten 50 cm uzaklıktaki hız



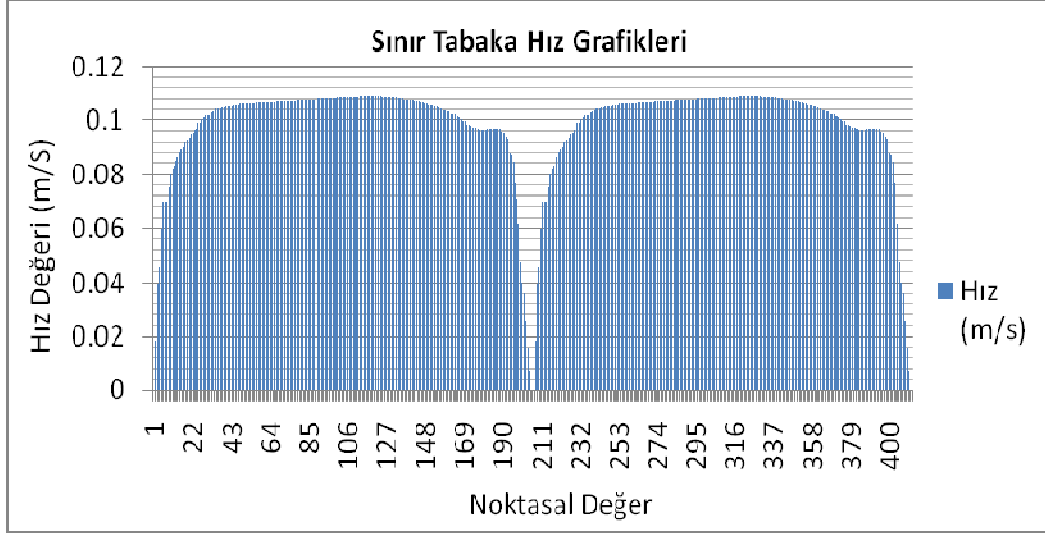
Şekil 3. 41 Hücüm açısı 4° derece olan NACA 0012'nin girişten 60 cm uzaklıktaki hız



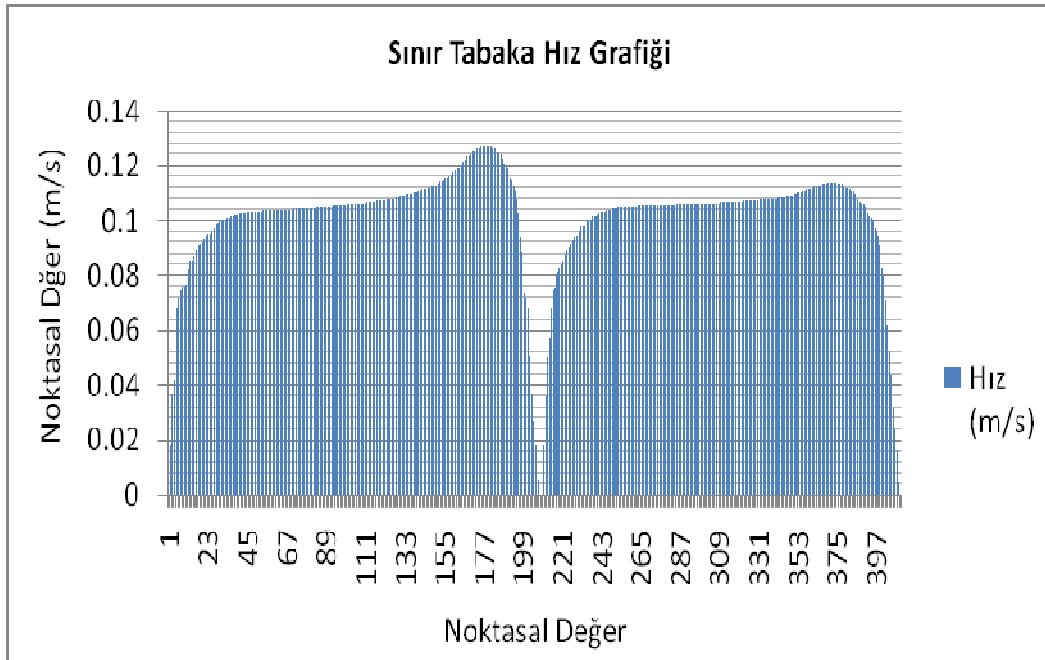
Şekil 3. 42 Hücüm açısı 4° derece olan NACA 0012'nin hız konturları gösterimi

3.13.3 6° Derece Hücüm Açısındaki Naca 0012 Kanadının Sınır Tabaka Analizi

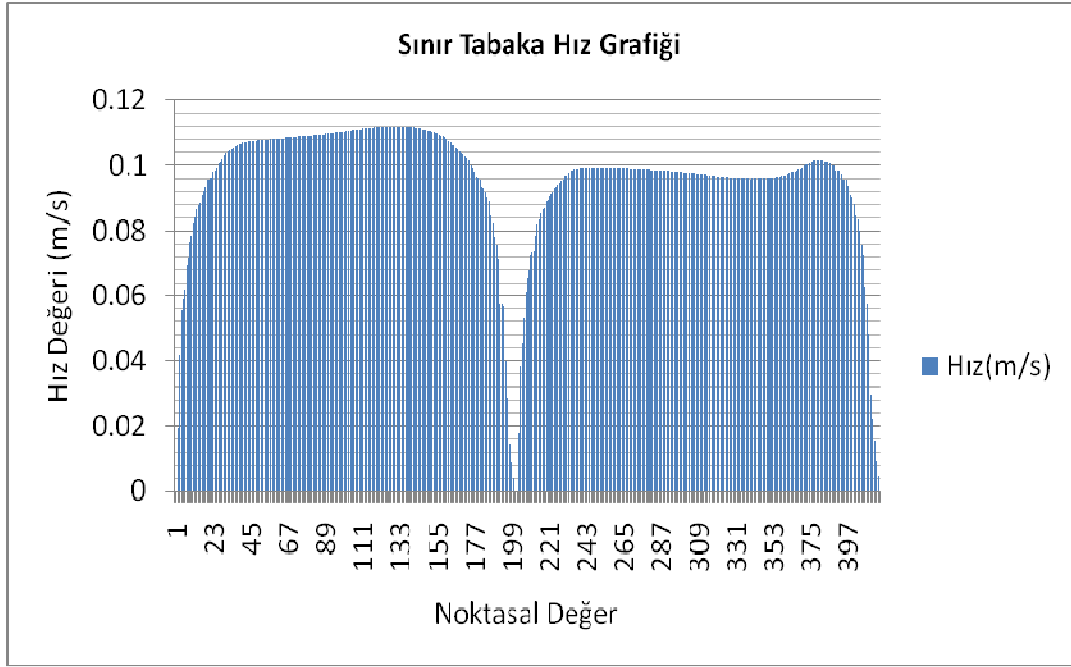
Kanal içindeki kanadın 6° derece hücüm açısında 0.1 m/s hızın y eksenini boyunca çizgiler üzerindeki hız değerleri grafikleri incelenmiştir. Kanalın 42 cm deki çizgi üzerinde kanadın üst bölgesindeki sınır tabakası ile kanalın sınır tabakasının birbirleri ile kesişmesinin olduğunu, sınır tabaka kesişmesinin 55 cm'e kadar etki ettiği ortaya konmuştur.



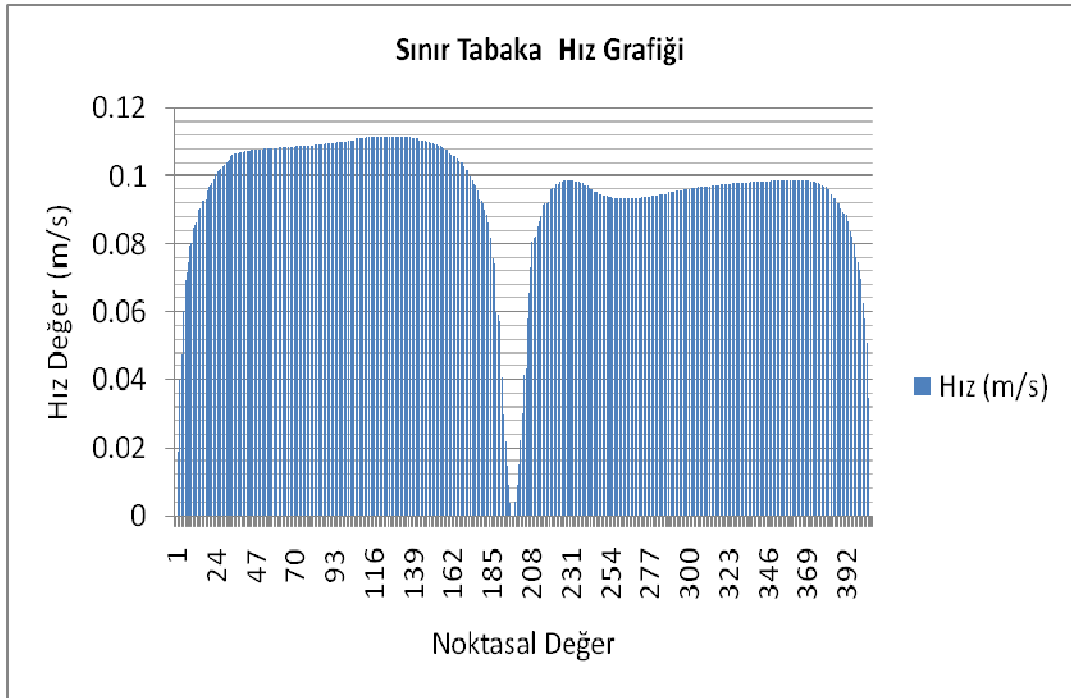
Şekil 3. 43 Hücüm açısı 6° derece olan NACA 0012'nin girişten 30 cm uzaklıktaki hız



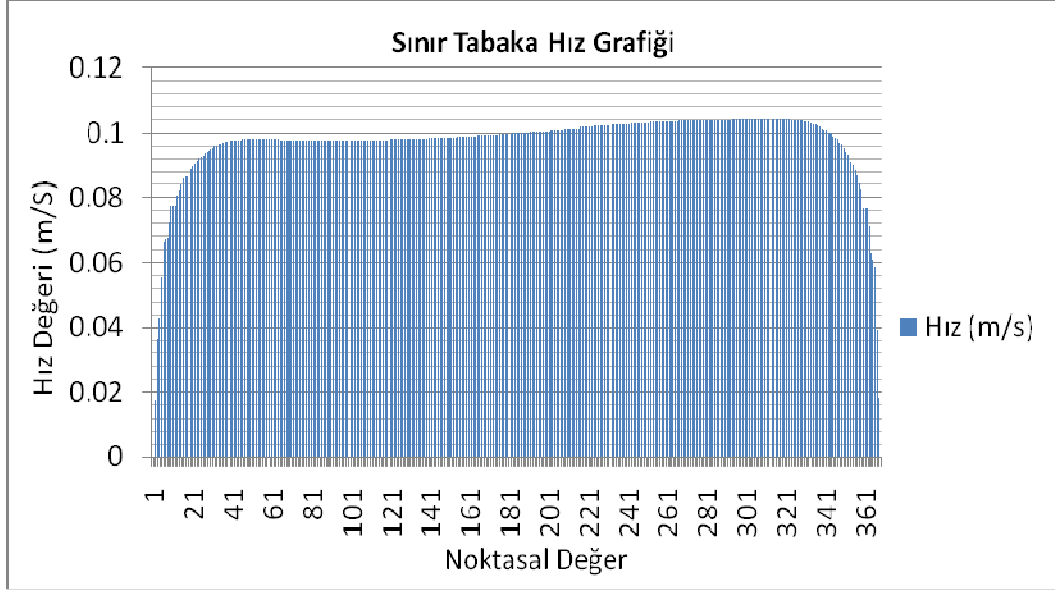
Şekil 3. 44 Hücüm açısı 6° derece olan NACA 0012'nin girişten 35 cm uzaklıktaki hız



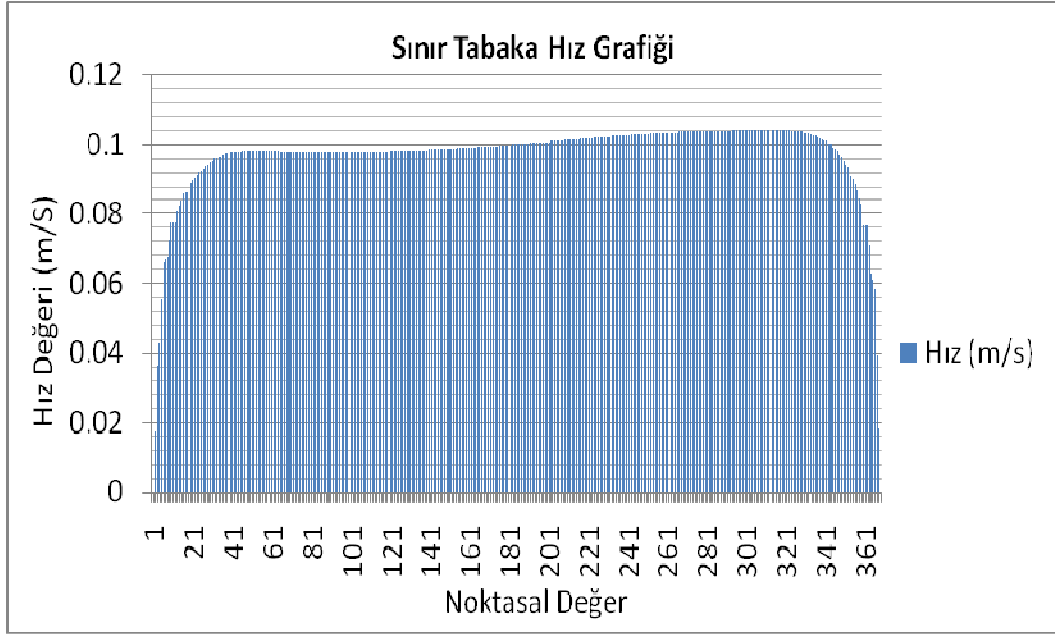
Şekil 3. 45 Hücüm açısı 6° derece olan NACA 0012'nin girişten 42 cm uzaklıktaki hız



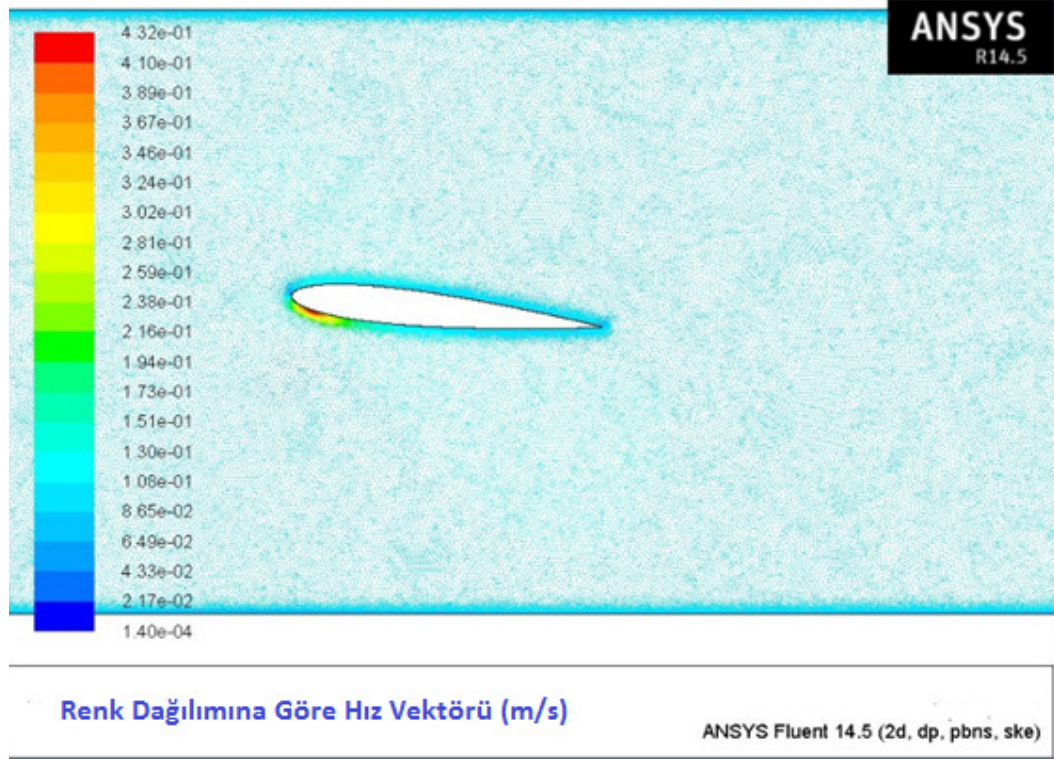
Şekil 3. 46 Hücüm açısı 6° derece olan NACA 0012'nin girişten 43 cm uzaklıktaki hız



Şekil 3. 47 Hücüm açısı 6° derece olan NACA 0012'nin girişten 55 cm uzaklıktaki hız



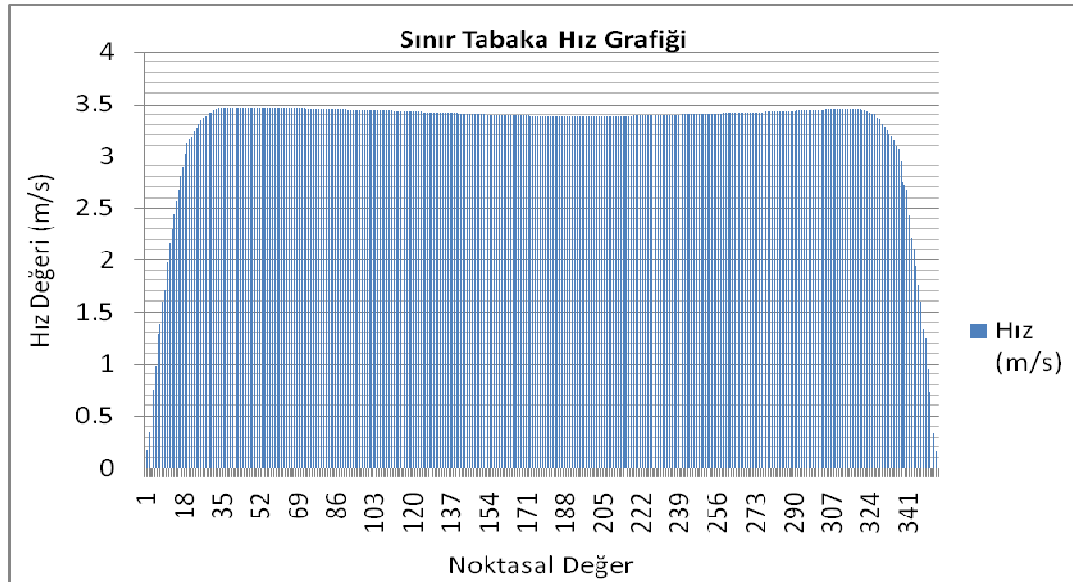
Şekil 3. 48 Hücüm açısı 6° derece olan NACA 0012'nin girişten 60 cm uzaklıktaki hız



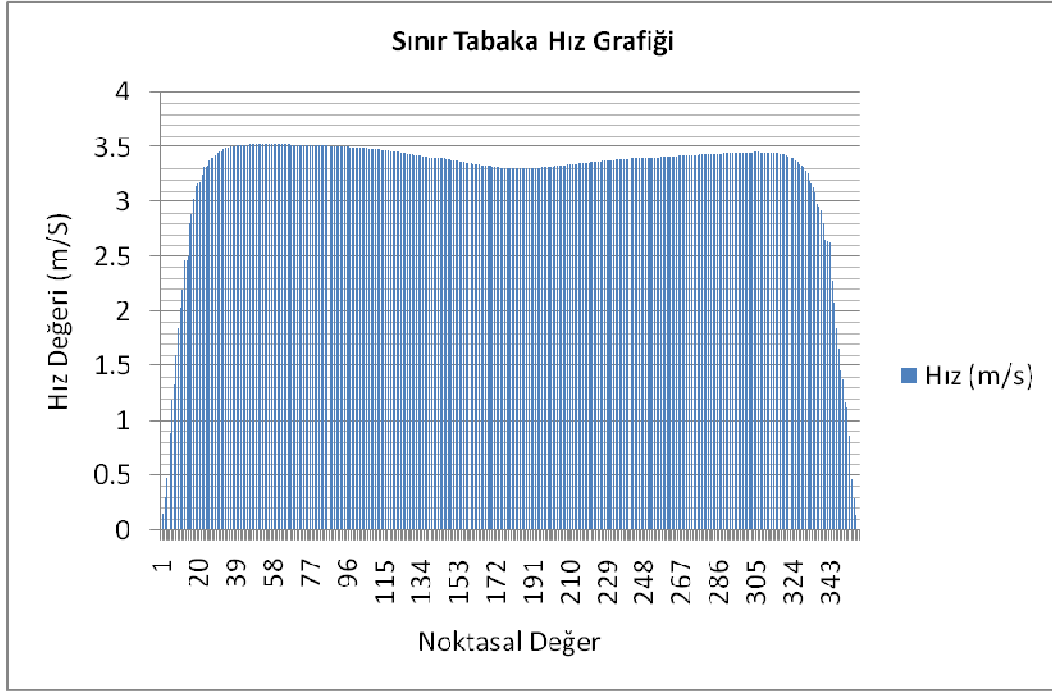
Şekil 3. 49 Hücüm açısı 6° derece olan NACA 0012'nin hız kontrolleri gösterimi

3.13.4 Belirlenen Hızlarda ve Hücüm Açısında İnceleme

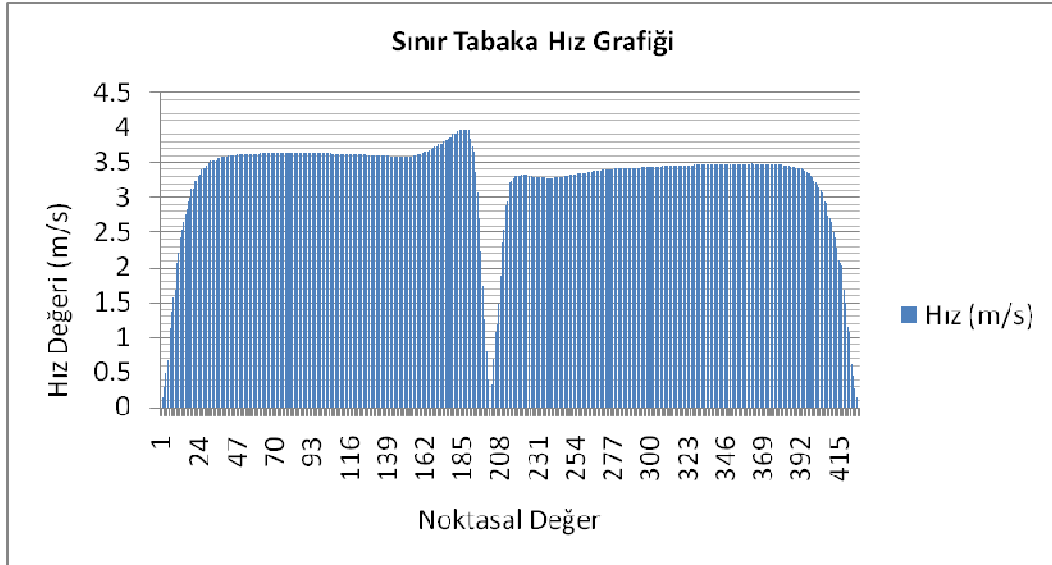
3.13.4.1 Hızı 3,4 m/s de 2 Derece Hücüm Açısındaki Hız Grafiği



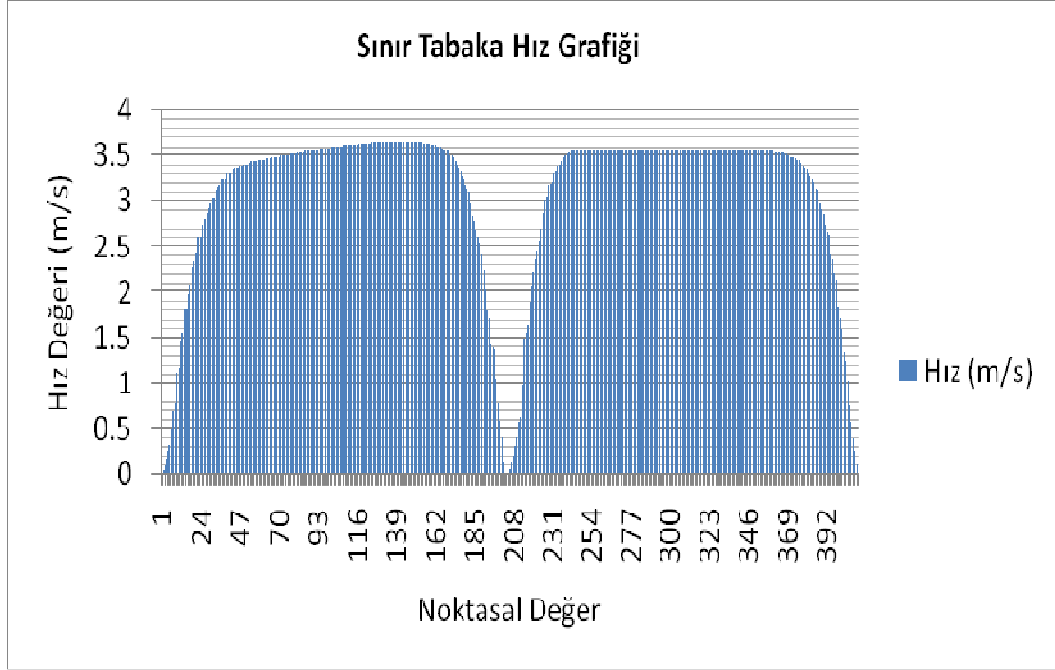
Şekil 3. 50 Hücüm açısı 2° derece olan NACA 0012'nin girişten 20 cm uzaklıktaki hız



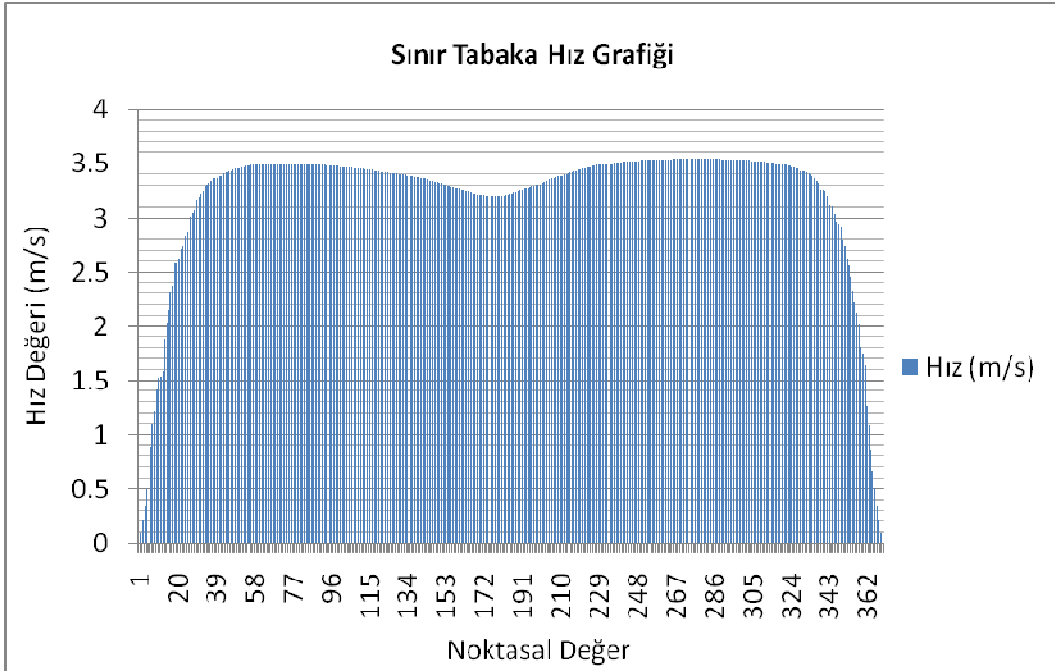
Şekil 3. 51 Hücüm açısı 2° derece olan NACA 0012'nin girişten 25 cm uzaklıktaki hız



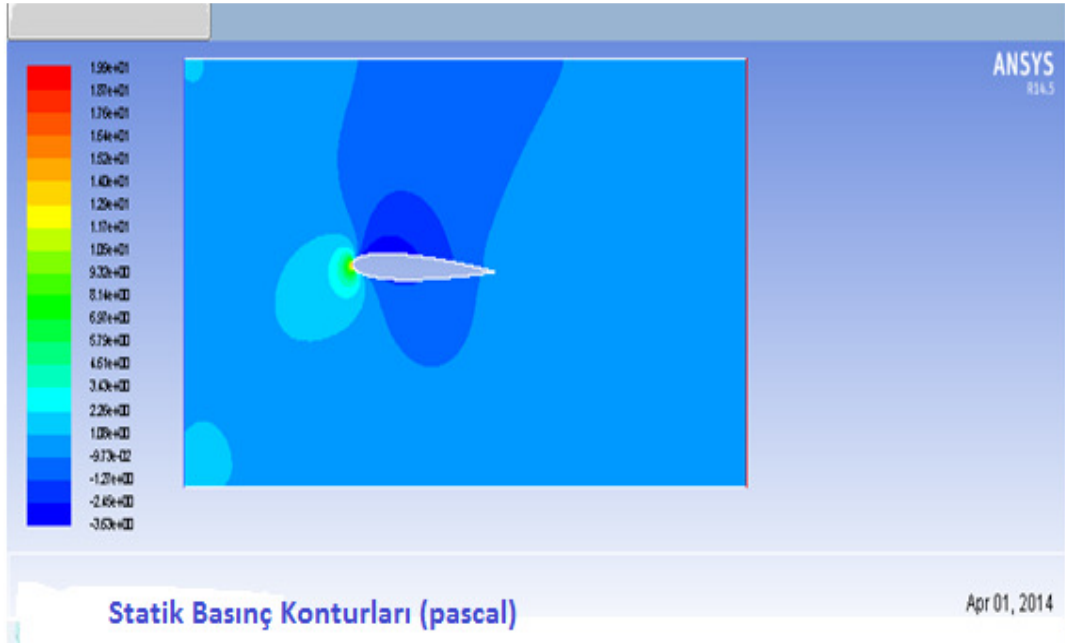
Şekil 3. 52 Hücüm açısı 2° derece olan NACA 0012'nin girişten 30 cm uzaklıktaki hız



Şekil 3. 53 Hücüm açısı 2° derece olan NACA 0012'nin girişten 42 cm uzaklıktaki hız

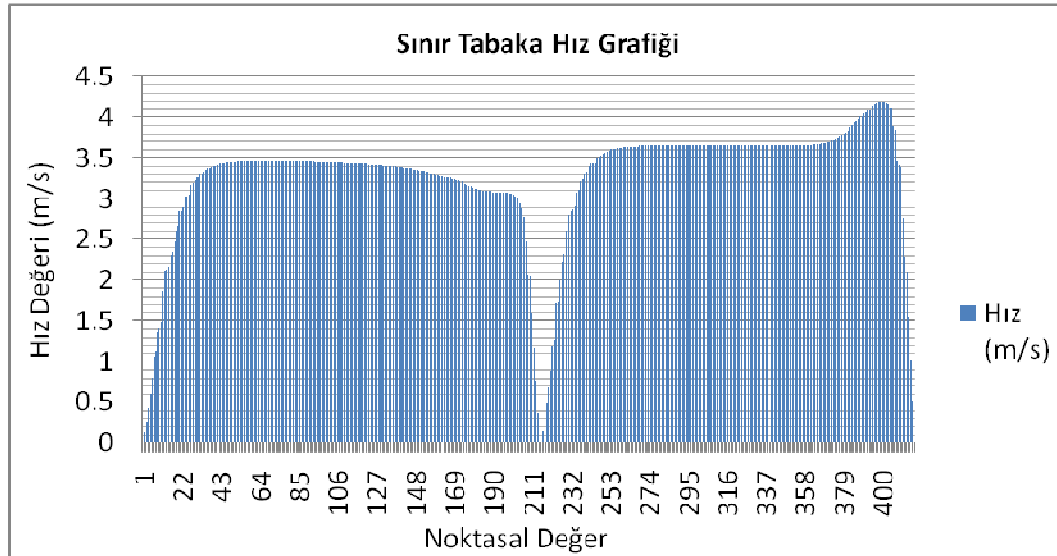


Şekil 3. 54 Hücüm açısı 2° derece olan NACA 0012'nin girişten 60 cm uzaklıktaki hız

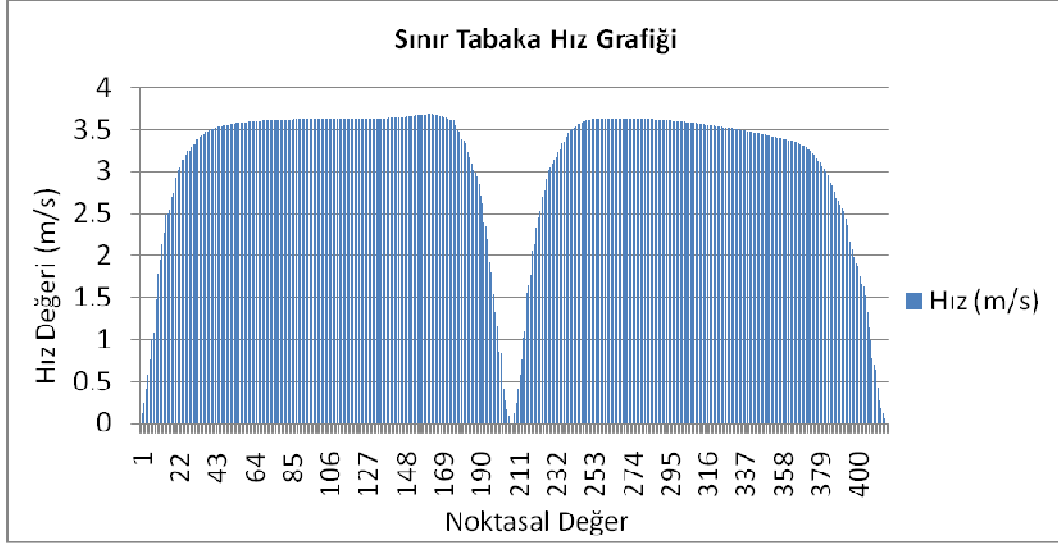


Şekil 3. 55 Hücüm açısı 2° derece olan 3,4 m/s hızda NACA 0012'nin basınç konturu
2° derece hücüm açısında kanat alt bölgesi ve kanat üst bölgesinde hücüm açısı itibaren veter hattının 1/3'lük kısmına kadar basınç farkı oluşmuştur. Üst kısımda basınç düşüktür. Kanal boyunca kanalın üst kısmında etkileşim olduğu görülmüştür.

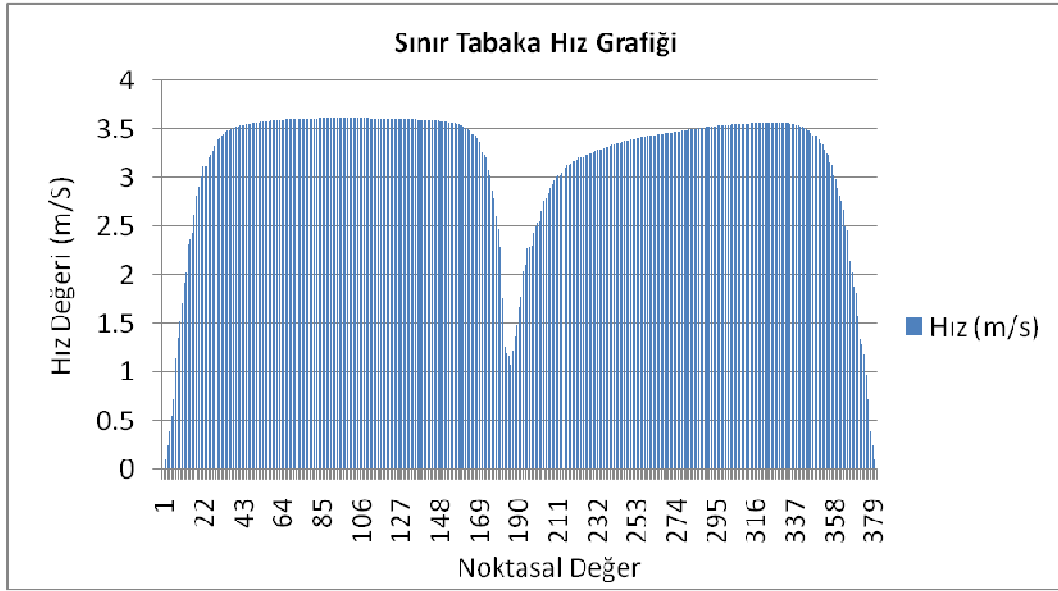
3.13.4.2 Hızı 3,4 m/s de 4 Derece Hücüm Açısındaki Hız Grafiği



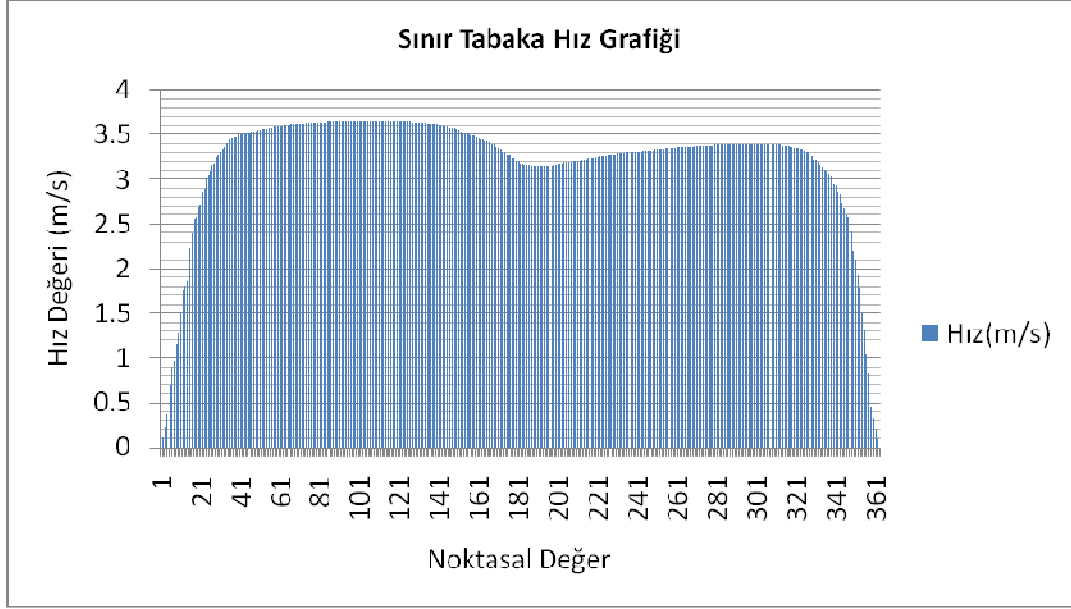
Şekil 3. 56 Hücüm açısı 4° derece olan NACA 0012'nin girişten 30 cm uzaklıktaki hız



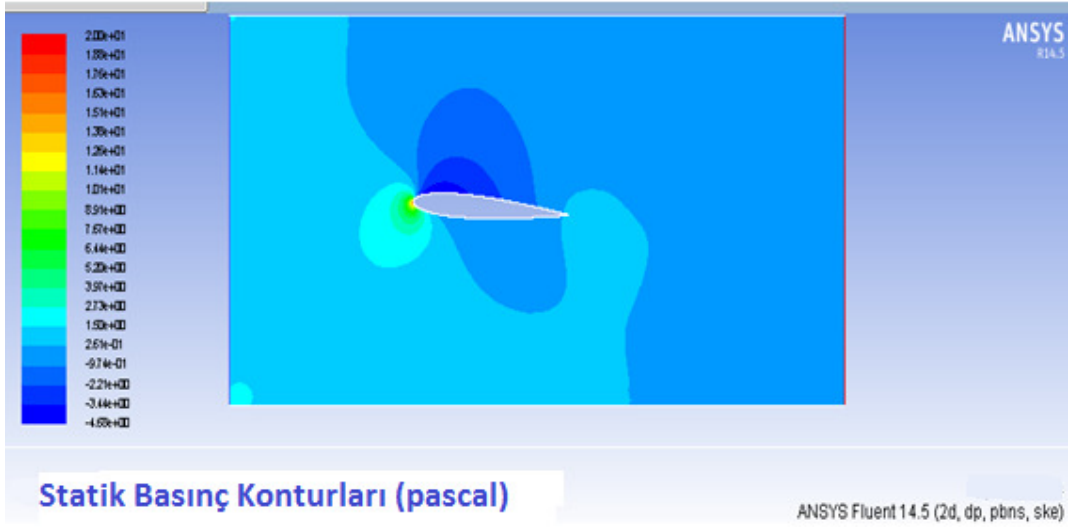
Şekil 3. 57 Hücüm açısı 4° derece olan NACA 0012'nin girişten 42 cm uzaklıktaki hız



Şekil 3. 58 Hücüm açısı 4° derece olan NACA 0012'nin girişten 45 cm uzaklıktaki hız



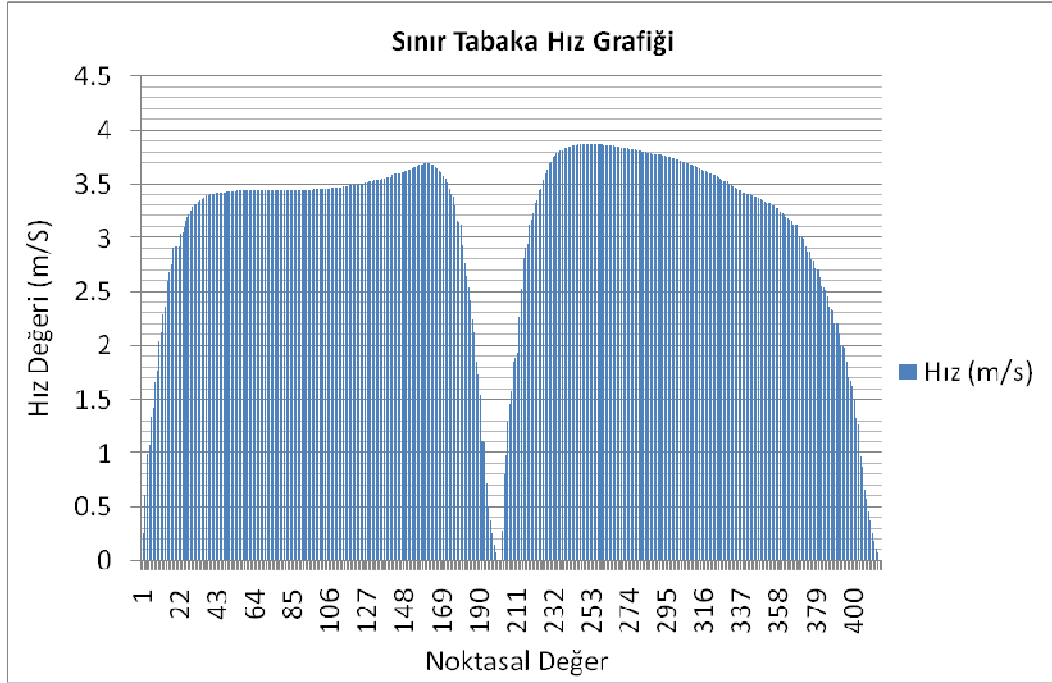
Şekil 3. 59 Hücüm açısı 4° derece olan NACA 0012'nin girişten 60 cm uzaklıktaki hız



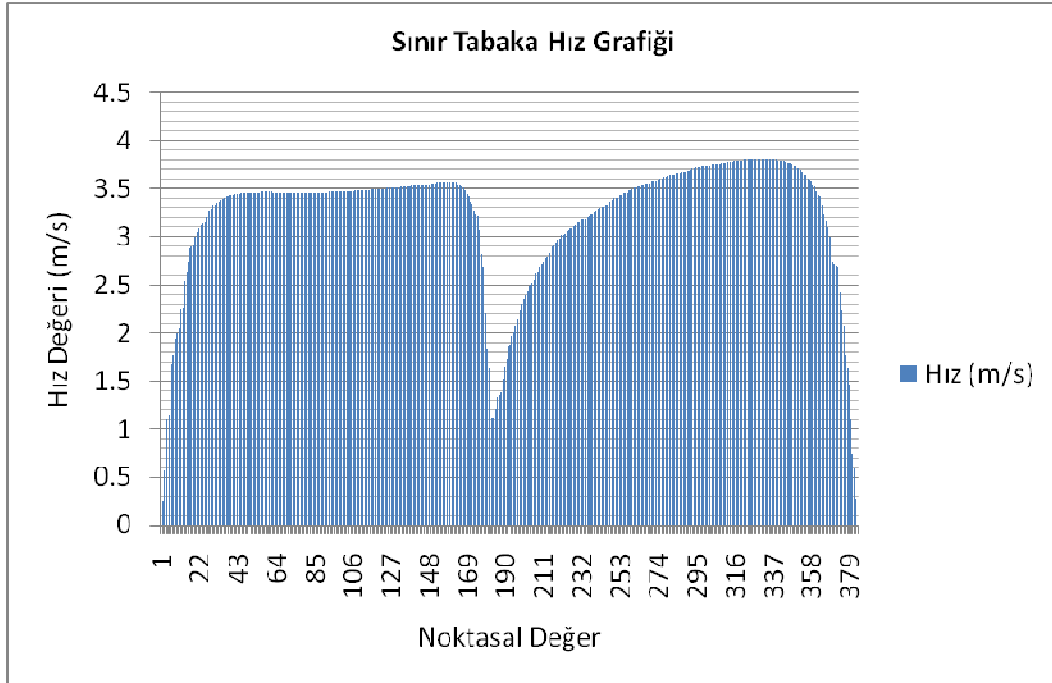
Şekil 3. 60 Hücüm açısı 4° derece olan 3,4 m/s hızda NACA 0012'nin basınç konturu

Hücüm açısının 4° dereceye çıkarıldığında, hücüm açısının artırılması ile kanadın alt kısmında az da olsa basınç artışı meydana gelmiştir. Firar kenarına doğru kanalda basınç farkı devam etmektedir.

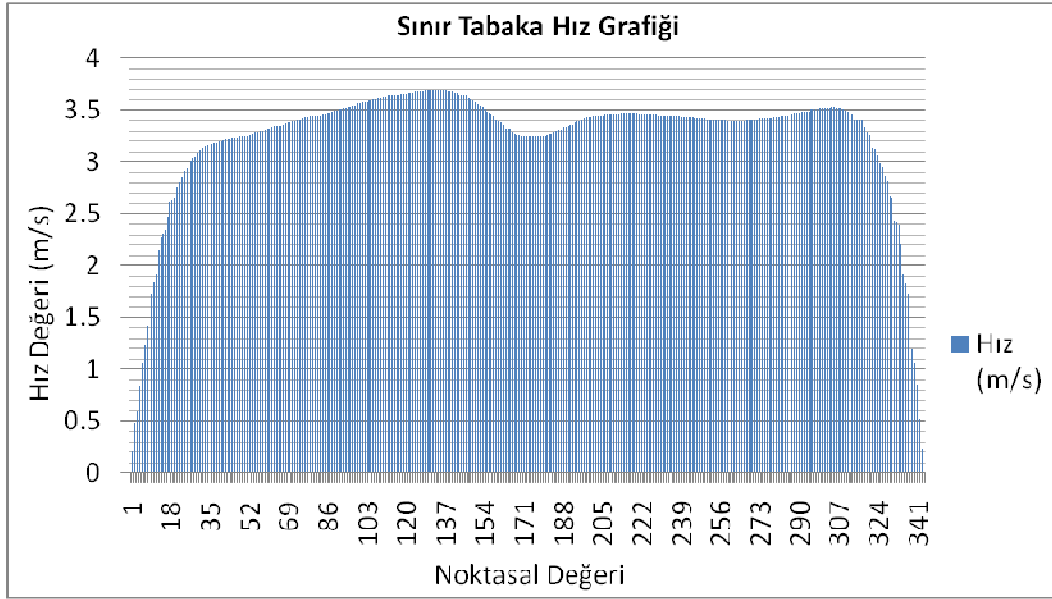
3.13.4.3 Hızı 3,4 m/s de 6° Derece Hücüm Açısındaki Hız Grafiği



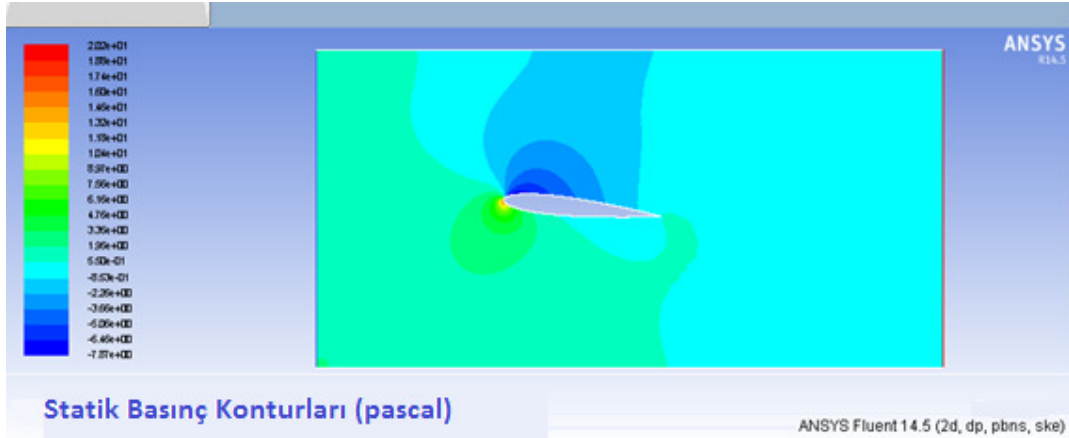
Şekil 3. 61 Hücüm açısı 6° derece olan NACA 0012'nin girişten 30 cm uzaklıktaki hız



Şekil 3. 62 Hücüm açısı 6° derece olan NACA 0012'nin girişten 42 cm uzaklıkta hız



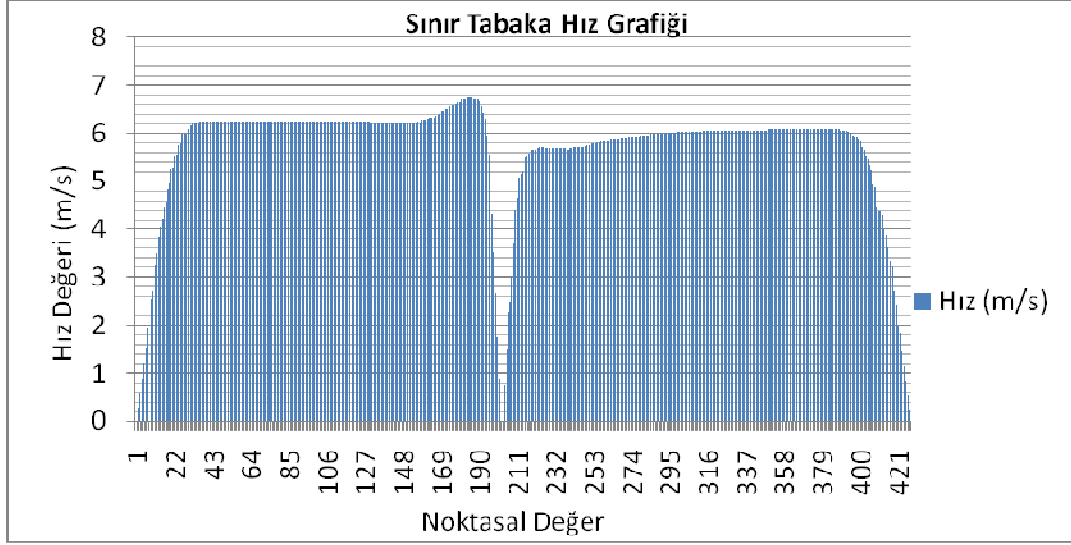
Şekil 3. 63 Hücüm açısı 6° derece olan NACA 0012'nin girişten 60 cm uzaklıktaki hız



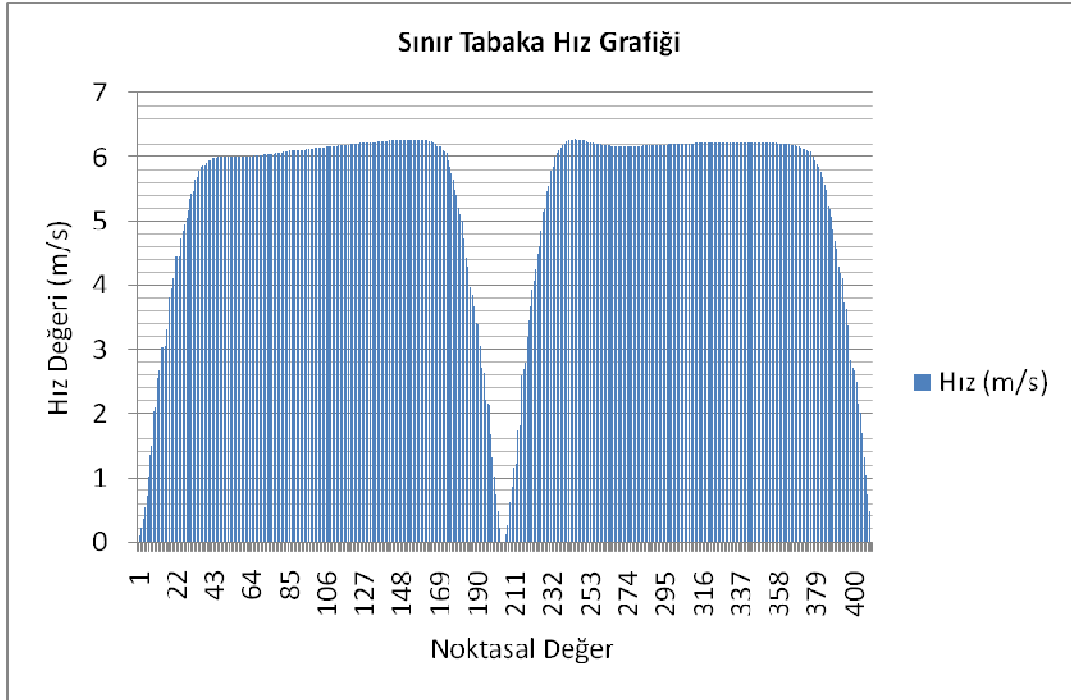
Şekil 3. 64 Hücüm açısı 6° derece olan 3,4 m/s hızda NACA 0012'nin basınç konturu

Hücüm açısının 6° dereceye arttırılmasıyla hücüm ucunda basınç en yüksek seviyelerde devam etmekte veter hattı boyunca kanadın alt kısmında basınç artmakta ve hücüm açısının 1/3 lük kısmında üst bölgede basınç düşmüştür. Firar kenarına doğru uç kısımda alt bölge ile üst bölge aynı basınç değerine sahip olduğu görülmüştür.

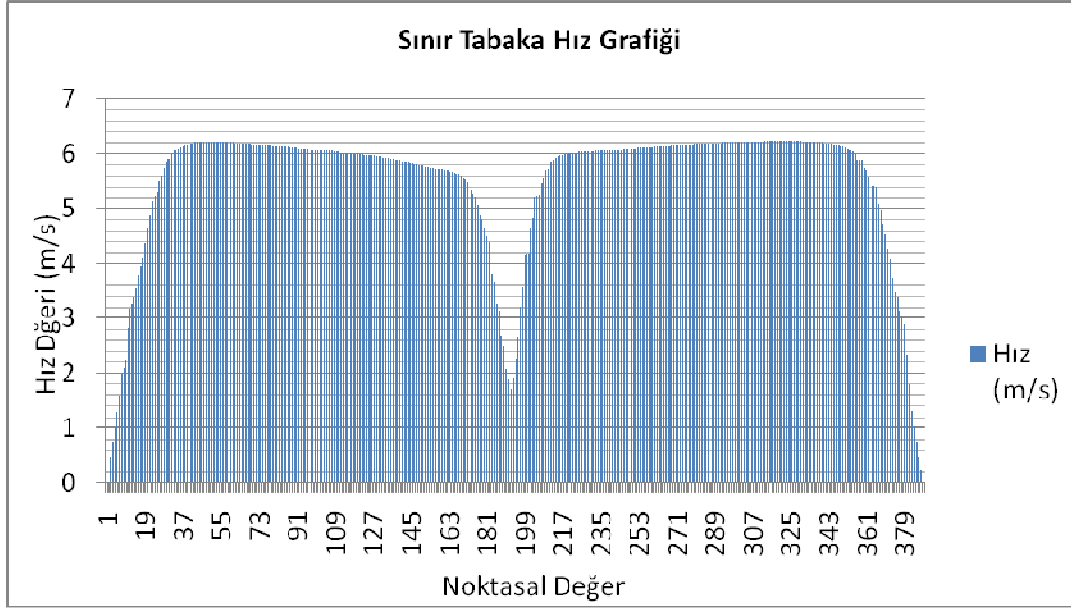
3.13.4.4 Hızı 5,9 m/s Olan 2° Derecedeki İnceleme



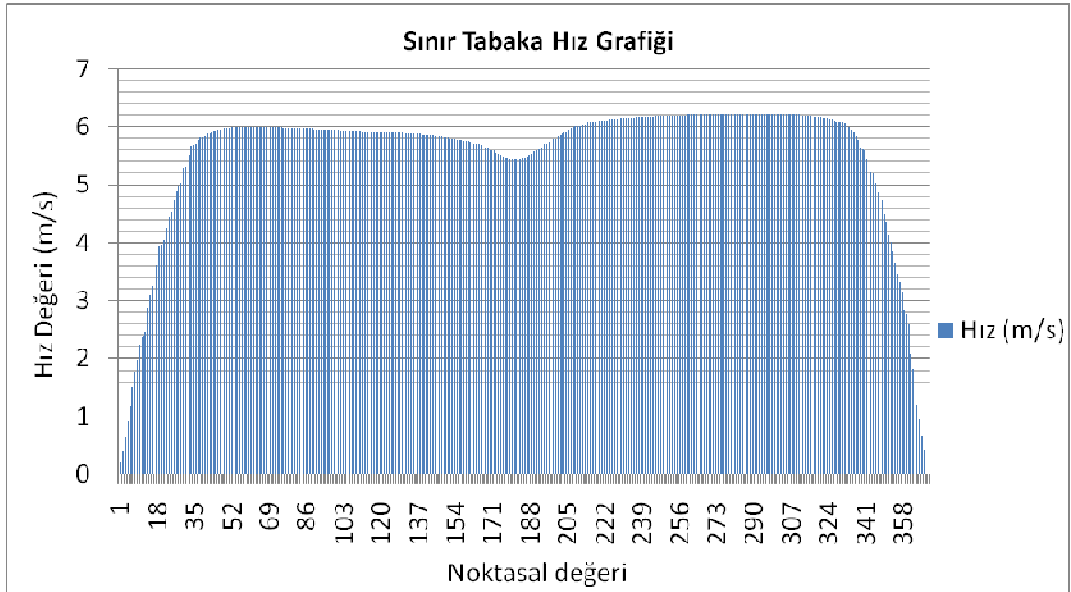
Şekil 3. 65 Hücüm açısı 2° derece olan NACA 0012'nin girişten 30 cm uzaklıktaki hız



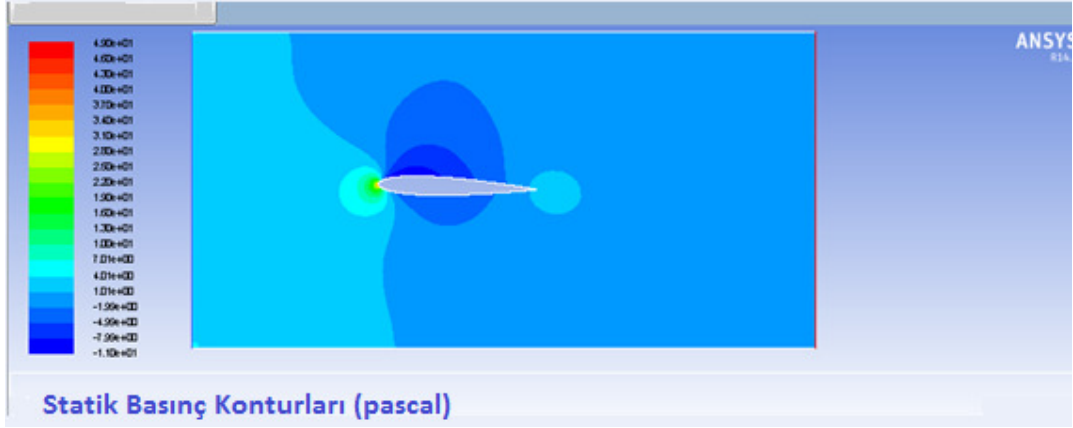
Şekil 3. 66 Hücüm açısı 2° derece olan NACA 0012'nin girişten 42 cm uzaklıktaki hız



Şekil 3. 67 Hücüm açısı 2° derece olan NACA 0012'nin girişten 45 cm uzaklıktaki hız



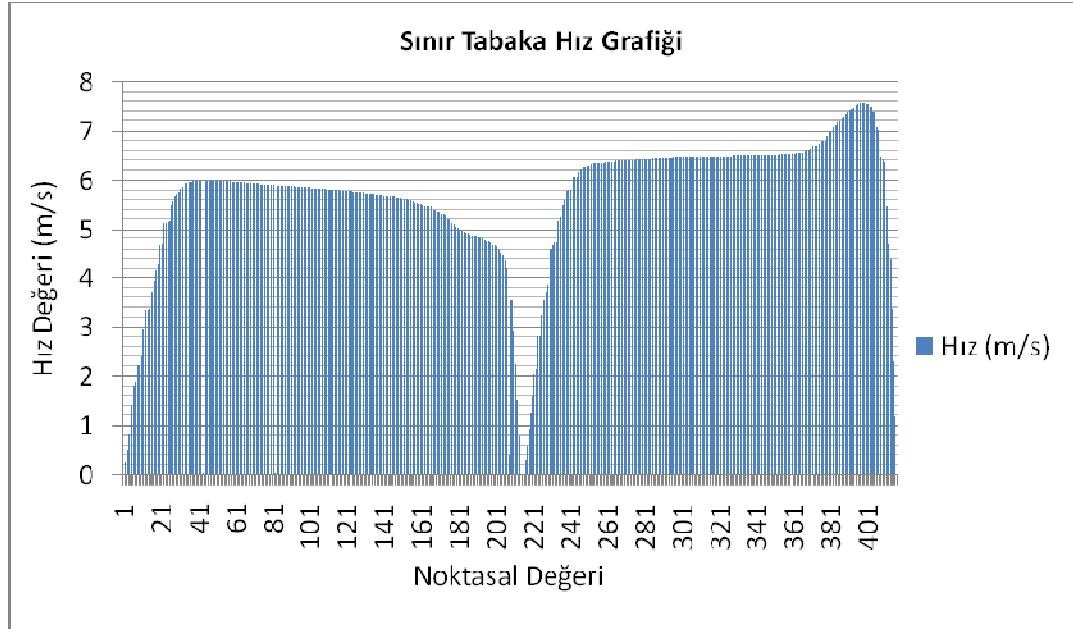
Şekil 3. 68 Hücüm açısı 2° derece olan NACA 0012'nin girişten 60 cm uzaklıktaki hız



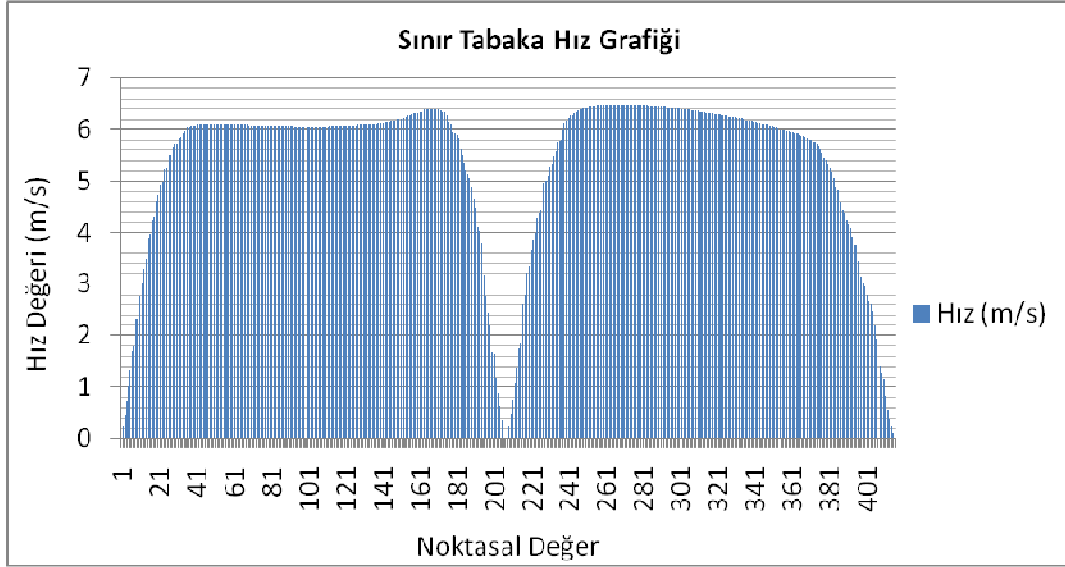
Şekil 3. 69 Hücüm açısı 2° derece olan 5,9 m/s hızda NACA 0012'nin basınç konturu

Kanadın kanal içerisindeki hızını arttırıldığında farklı hücüm açılarında 2°derecelik açıda basınç farkı alt ve üst kısımda çok farklı değildir. Firar kenarı ucunda basınç yüksek olduğu gözlenmiştir. Kanal içerisinde veter hattı boyunca alt ve üst bölge arasındaki basınç farkı çok yüksek değildir.

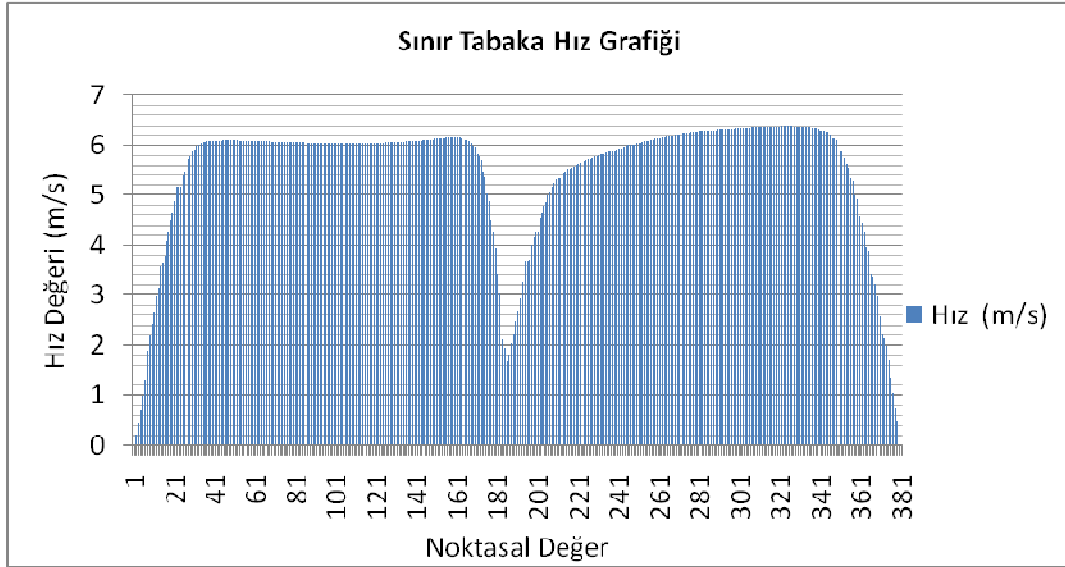
3.13.4.5 Hızı 5,9 m/s Olan 4° Derecedeki İnceleme



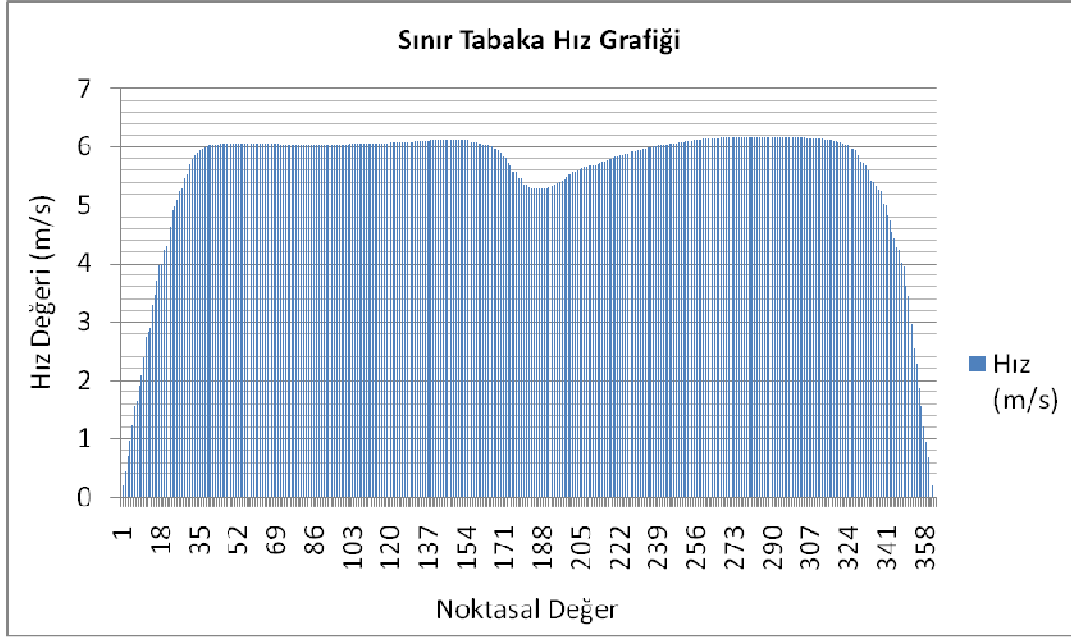
Şekil 3. 70 Hücüm açısı 4° derece olan NACA 0012'nin girişten 30 cm uzaklıktaki hız



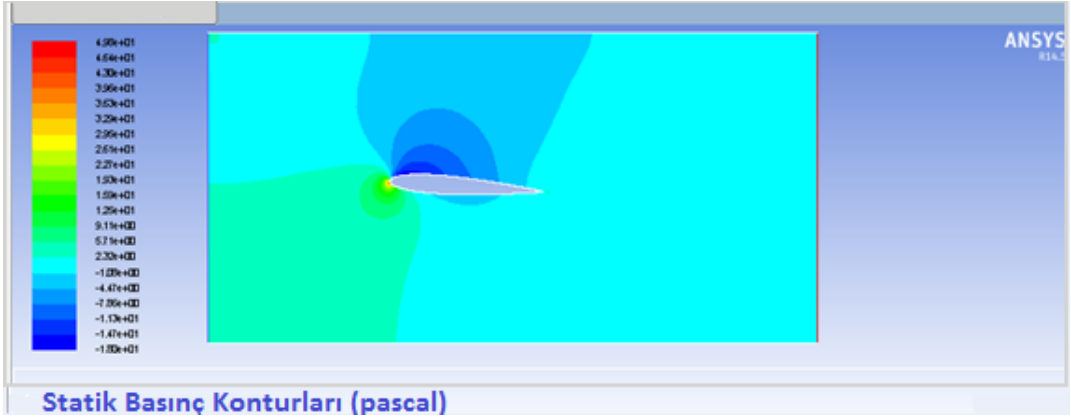
Şekil 3. 71 Hücum açısı 4° derece olan NACA 0012'nin girişten 42 cm uzaklıktaki hız



Şekil 3. 72 Hücum açısı 4° derece olan NACA 0012'nin girişten 45 cm uzaklıktaki hız



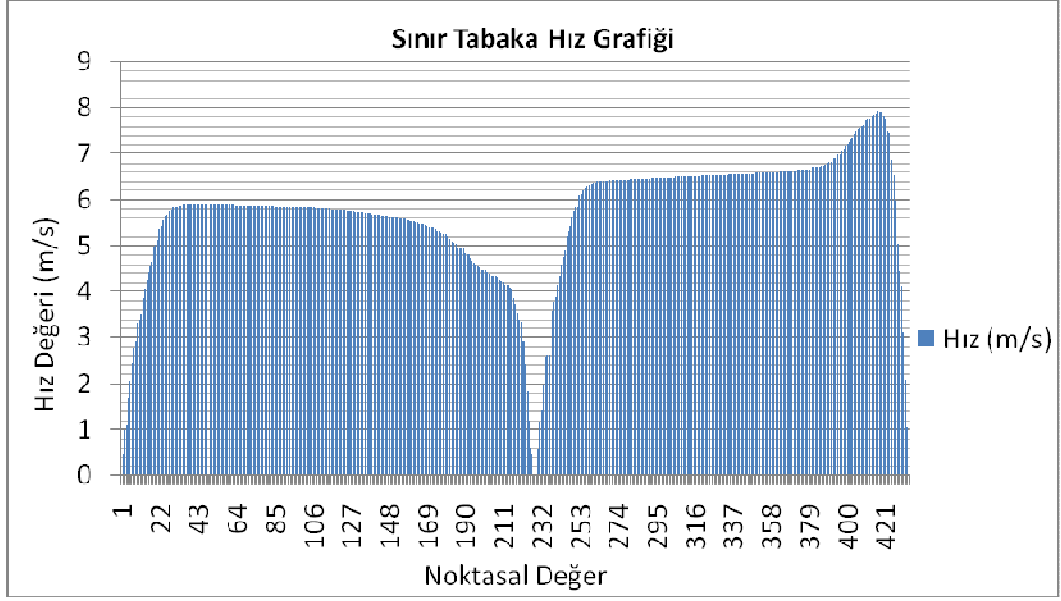
Şekil 3. 73 Hücüm açısı 4° derece olan NACA 0012'nin girişten 60cm uzaklıktaki hız



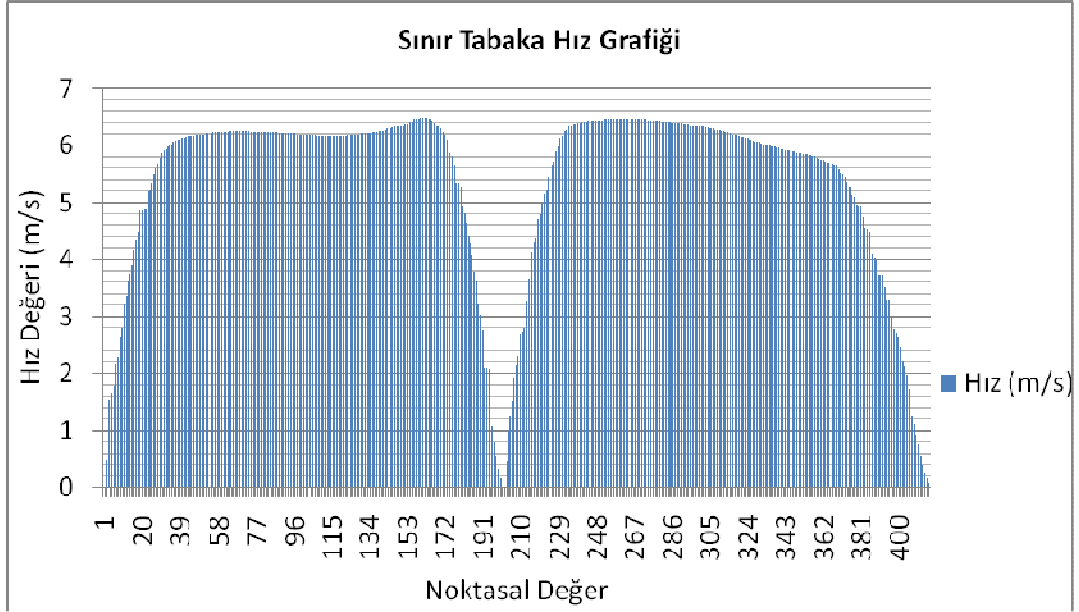
Şekil 3. 74 Hücüm açısı 4° derece olan 5,9 m/s hızda NACA 0012'nin basınç konturu

5,9 m/s hızda hücüm açısının alanın basınç artışı gözlenmiştir. Kanadın üst bölgesinin, alt bölgesine göre basıncın daha düşüktür. Kaldırma etkisi artmıştır. Ancak kanal boyunca basınç da artmış olarak gözlenmiştir. Basınç farkları ortadan kalkmış görülmektedir. Hücüm açının alt bölgesi veter uzunluğunun ön kısmında basınç farkı yüksektir. Hücüm açısının artması ile kanat ön alt bölgesinde hücüm açısı alt bölgesinde yüksek basınç ve kanal ile etkileşim görülmüştür.

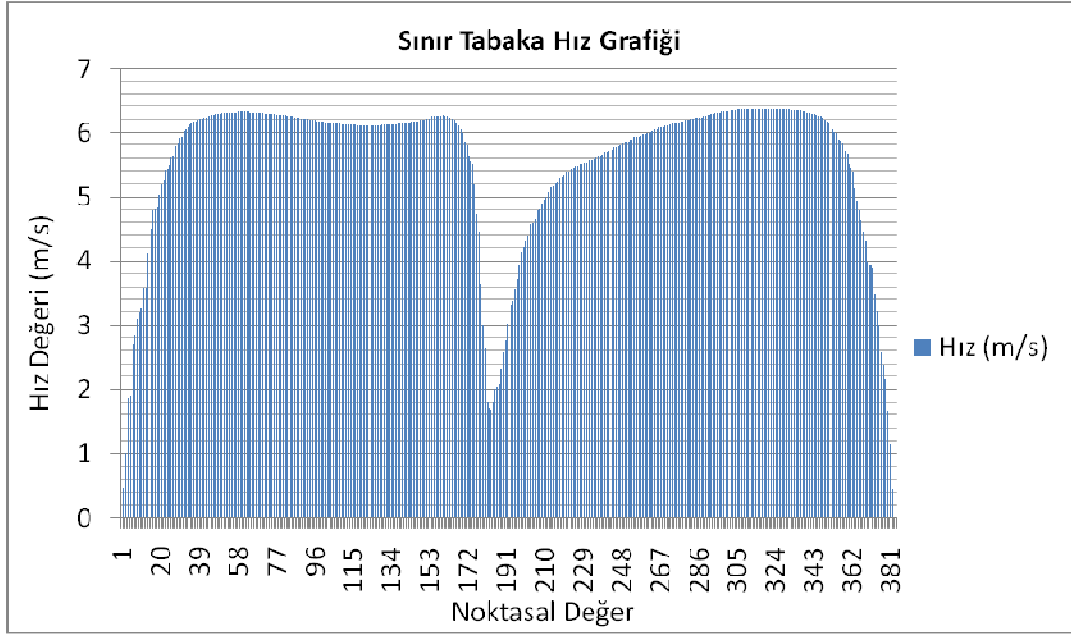
3.13.4.6 Hızı 5,9 m/s Olan 6° Derecedeki İnceleme



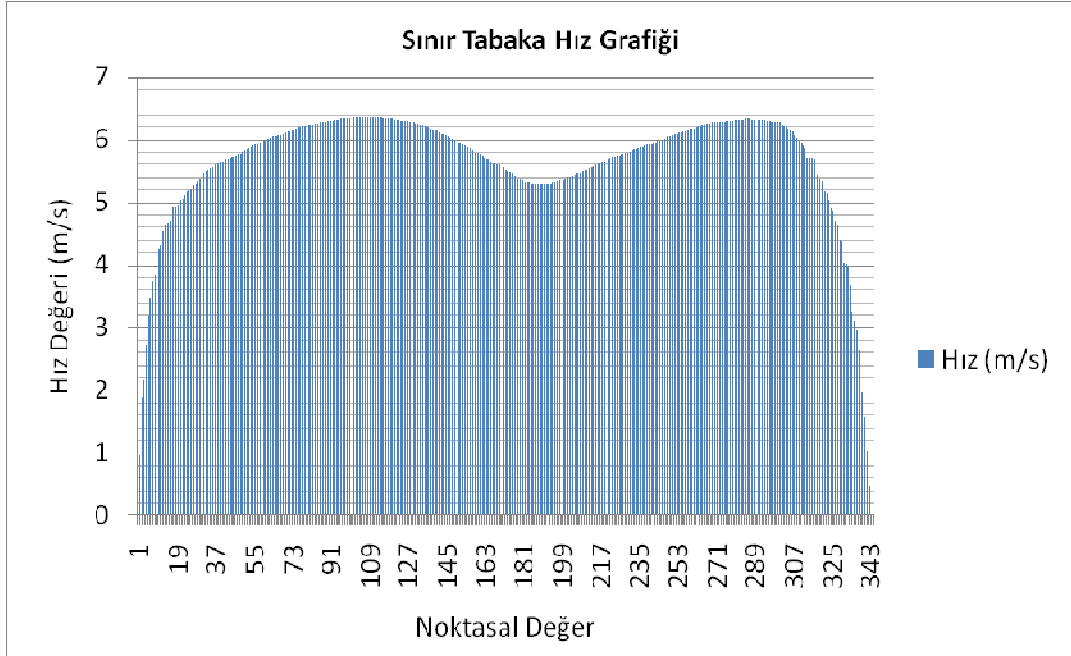
Şekil 3. 75 Hücüm açısı 6° derece olan NACA 0012'nin girişten 30cm uzaklıktaki hız



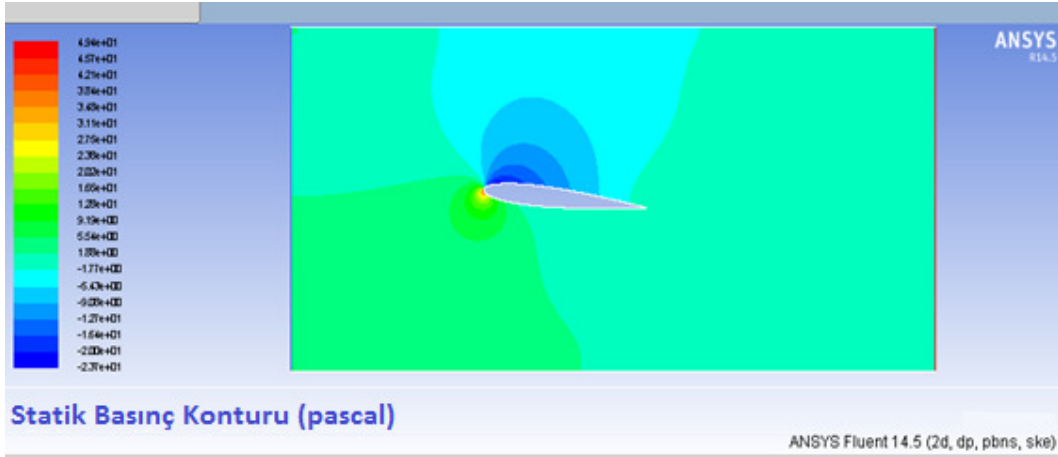
Şekil 3. 76 Hücüm açısı 6° derece olan NACA 0012'nin girişten 42cm uzaklıktaki hız



Şekil 3. 77 Hücüm açısı 6° derece olan NACA 0012'nin girişten 45 cm uzaklıktaki hız



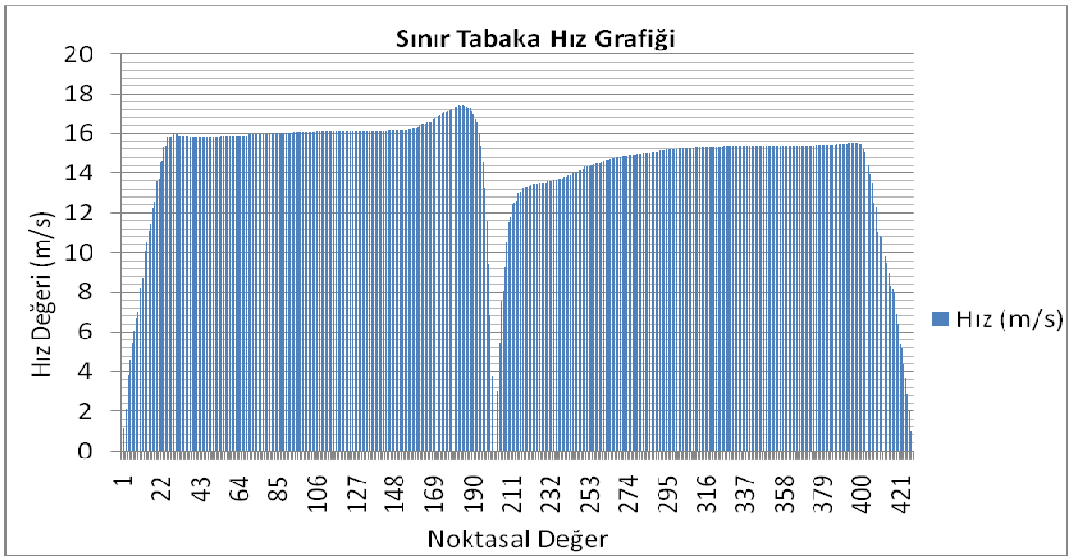
Şekil 3. 78 Hücüm açısı 6° derece olan NACA 0012'nin girişten 60 cm uzaklıktaki hız



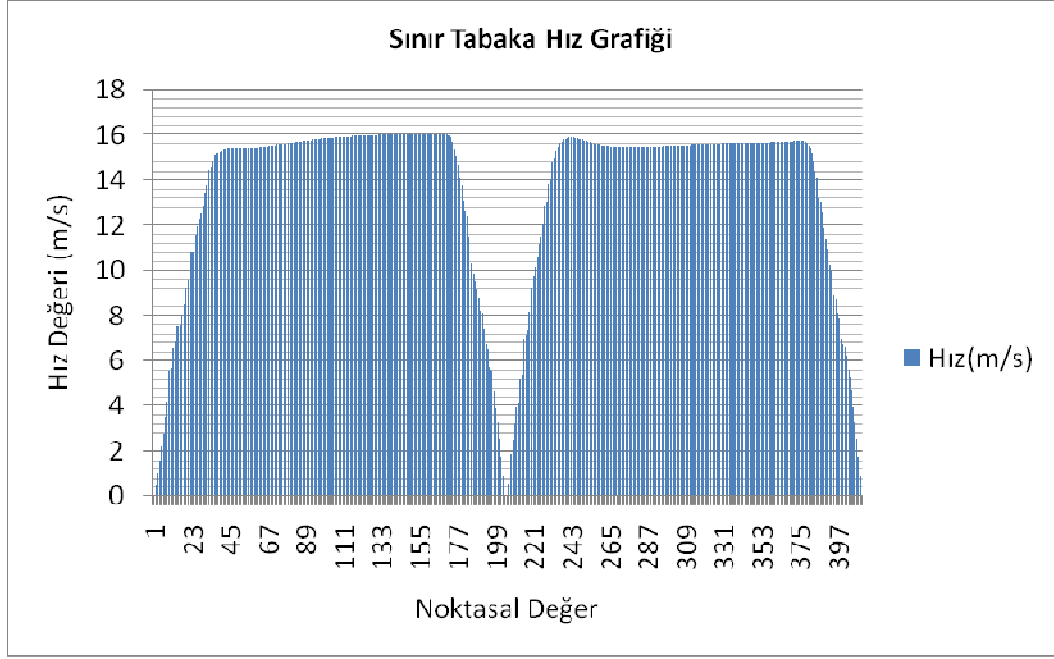
Şekil 3. 79 Hücüm açısı 6° derece olan 5,9 m/s hızda NACA 0012'nin basınç konturu

4° derecelik hücüm açının 6° dereceye arttırılmasıyla kanat alt bölgesinde basınç daha da artmıştır. Üst bölge için az da olsa basınç artışının olduğu kanalı kanat ile etkileşimi devam etmektedir. 4° derecelik hücüm ucunun alt bölgesinde basınç farkı artarak devam etmektedir.

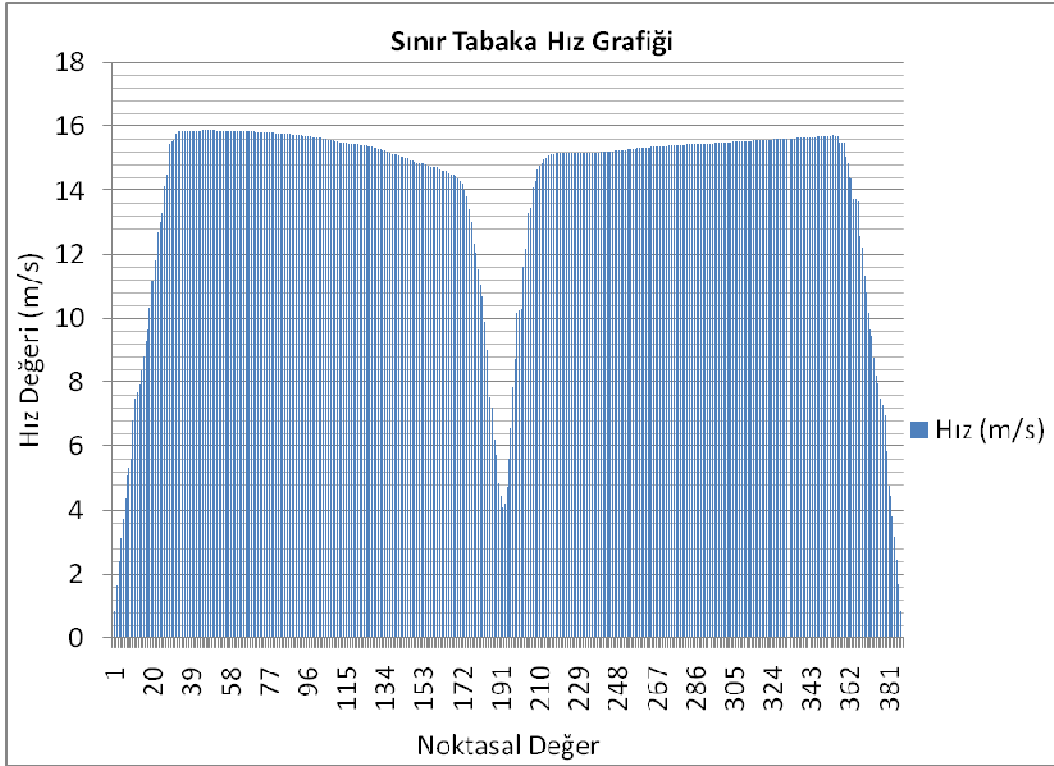
3.13.4.7 Hızı 15 m/s Olan 2° Derecedeki İnceleme



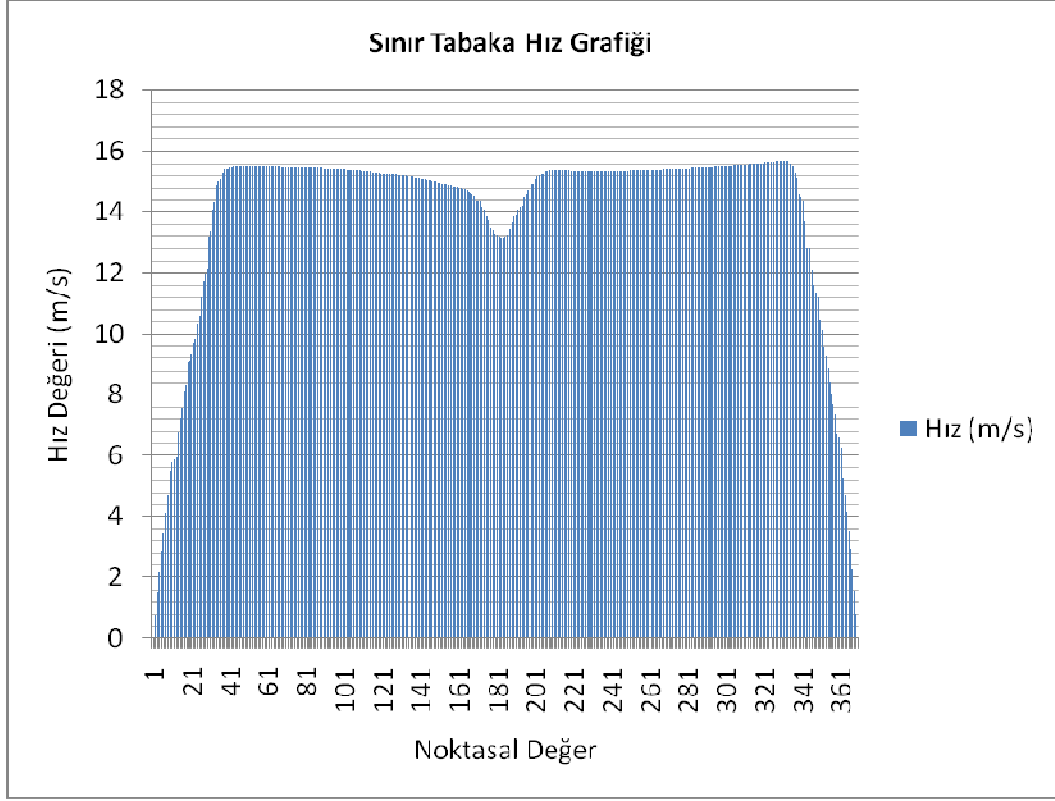
Şekil 3. 80 Hücüm açısı 2° derece olan NACA 0012'nin girişten 30 cm uzaklıktaki hız



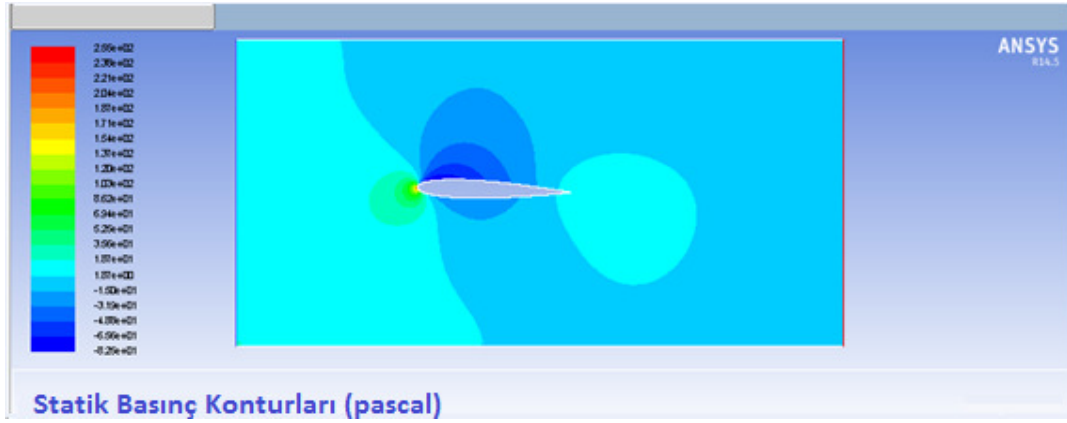
Şekil 3. 81 Hücum açısı 2° derece olan NACA 0012'nin girişten 42 cm uzaklıktaki hız



Şekil 3. 82 Hücum açısı 2° derece olan NACA 0012'nin girişten 45 cm uzaklıktaki hız



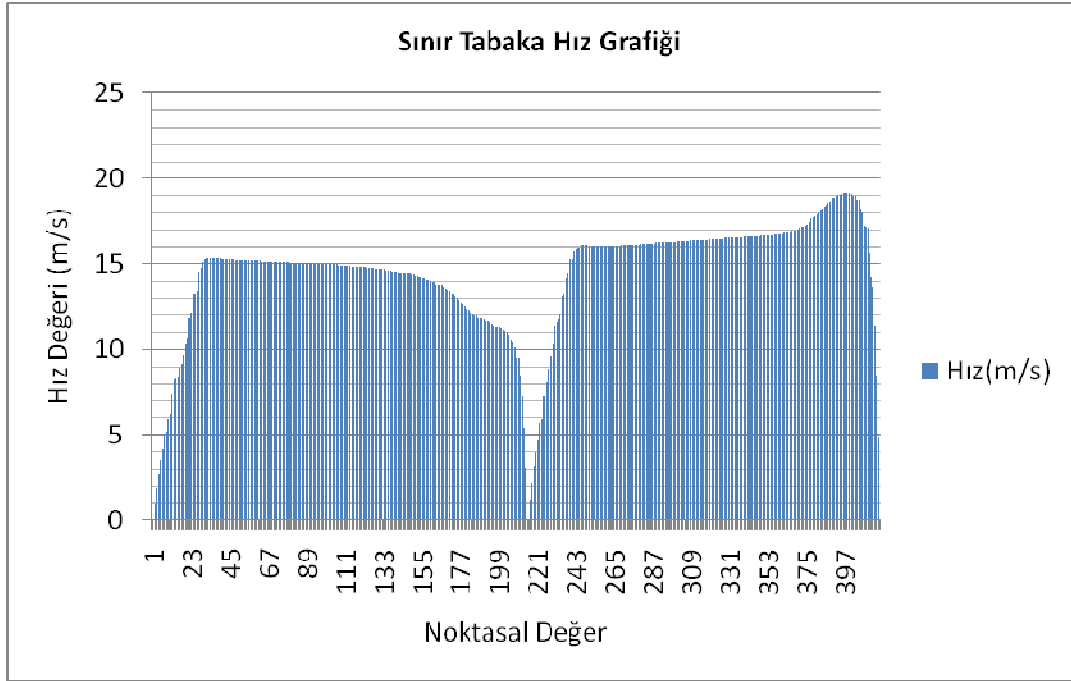
Şekil 3. 83 Hücüm açısı 2° derece olan NACA 0012'nin girişten 60 cm uzaklıktaki hız



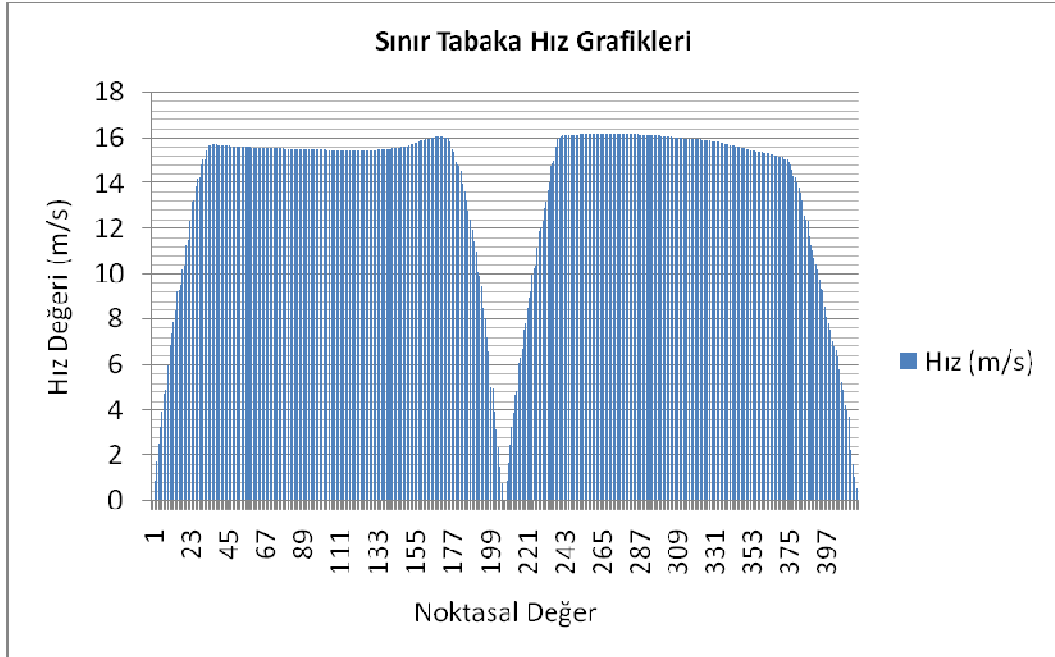
Şekil 3. 84 Hücüm açısı 2° derece olan 15 m/s hızda NACA 0012'nin basınç konturu

2° derecelik hücüm açısında 15 m/s lik hıza çıkarıldığında alt bölgede daha düşük hızlara göre basınç artışı olduğunu gözlemlenmiştir. Fırar kenarının uç bölgesinde diğer hızlara göre basıncın arttığı görülmüştür. Kanadın alt bölge ve üst bölgeleri kanal boyunca etkileşmektedir.

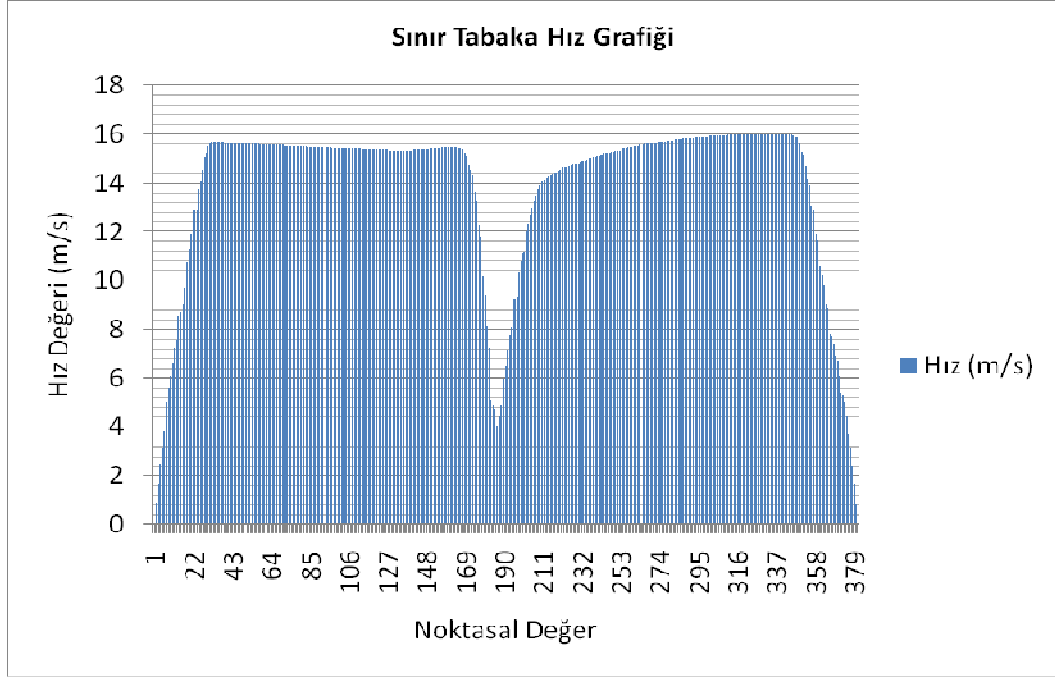
3.13.4.8 Hızı 15 m/s Olan 4° Derecedeki İnceleme



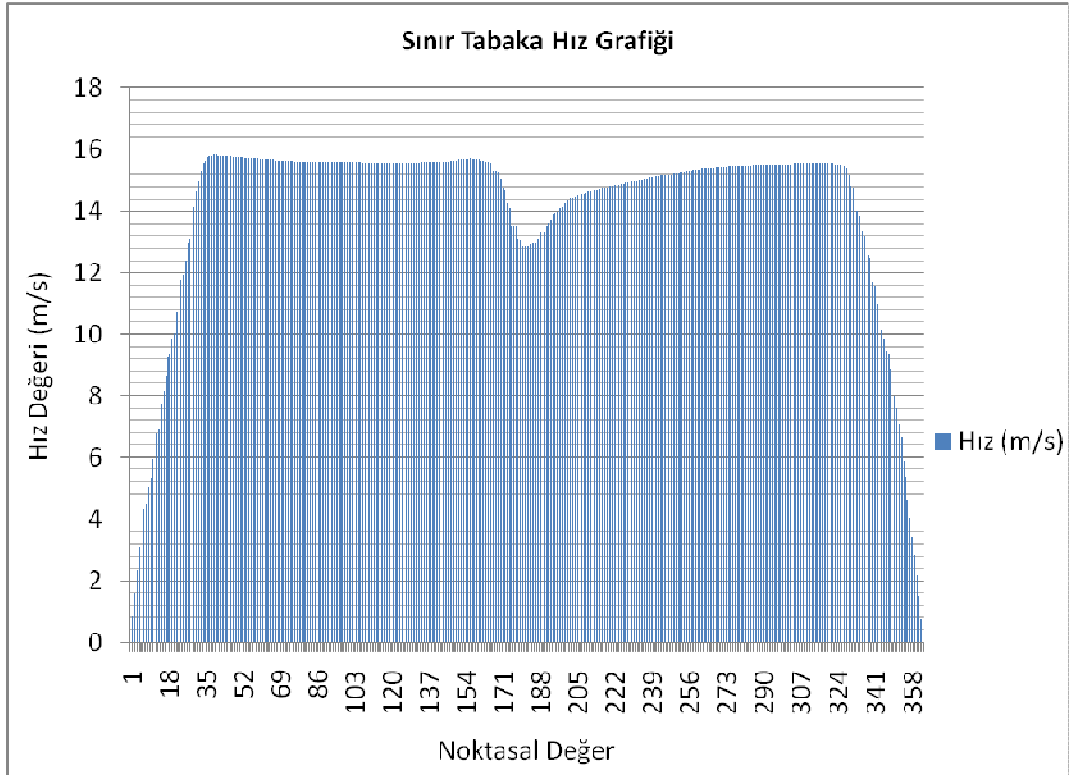
Şekil 3. 85 Hücüm açısı 4° derece olan NACA 0012'nin girişten 30 cm uzaklıktaki hız



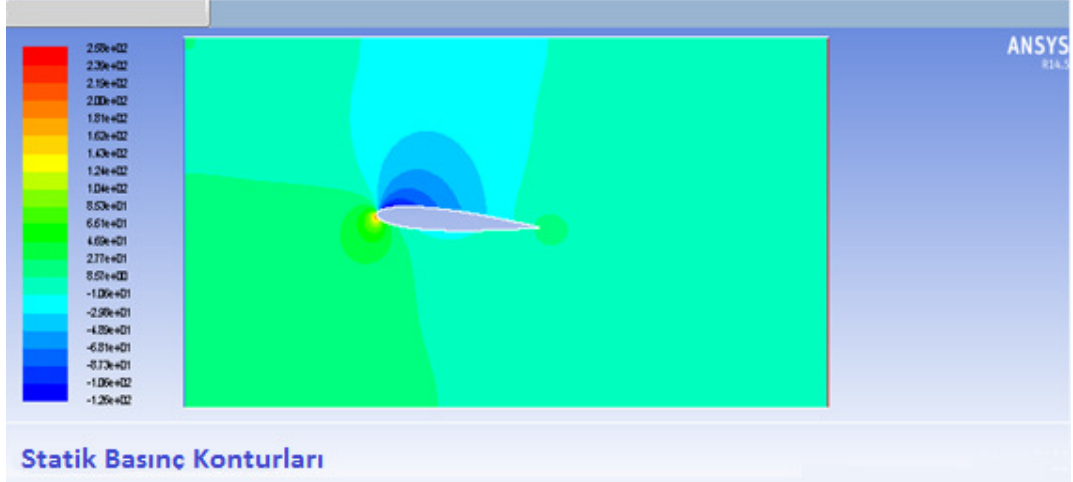
Şekil 3. 86 Hücüm açısı 4° derece olan NACA 0012'nin girişten 42 cm uzaklıktaki hız



Şekil 3. 87 Hücüm açısı 4° derece olan NACA 0012'nin girişten 45 cm uzaklıktaki hız



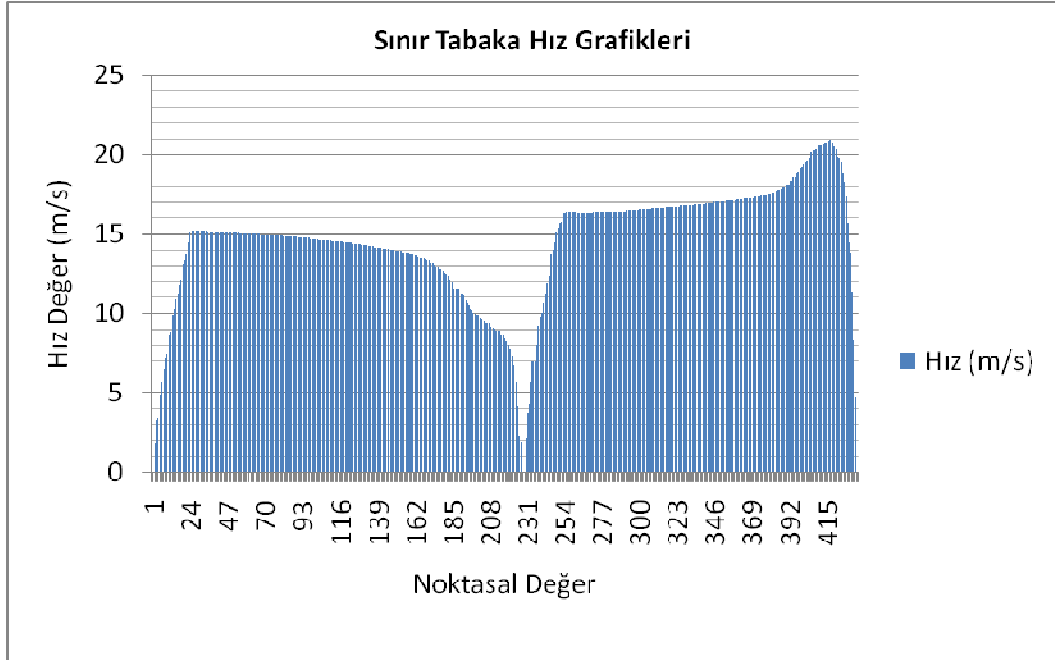
Şekil 3. 88 Hücüm açısı 4° derece olan NACA 0012'nin girişten 60 cm uzaklıktaki hız



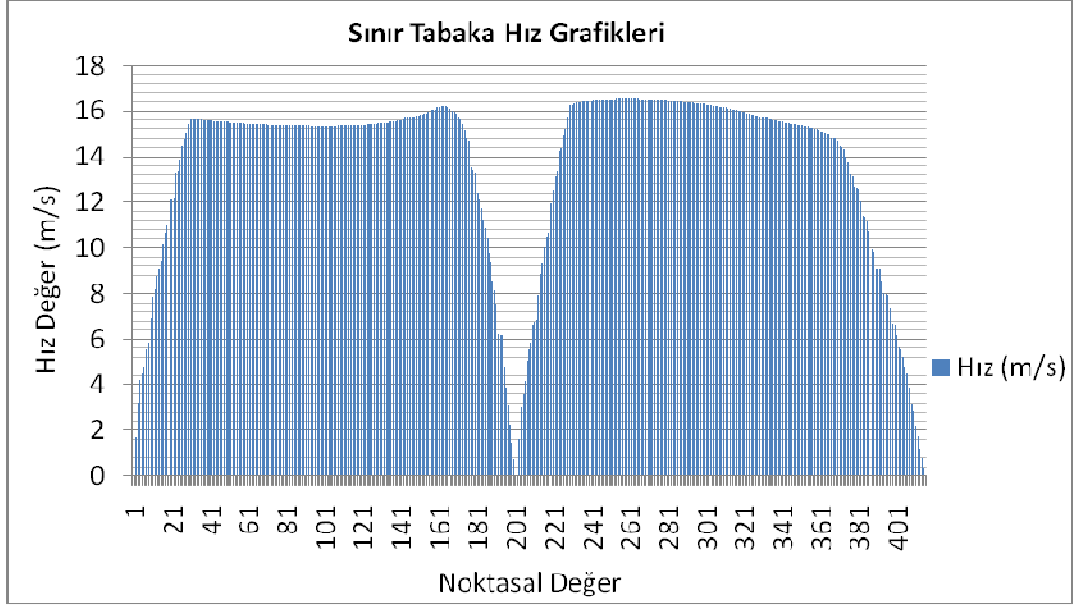
Şekil 3. 89 Hücüm açısı 4° derece olan 15 m/s hızda NACA 0012'nin basınç konturu

15 m/s hızda kanadın alt bölgesinde hücüm açısı bölgesinde 2° derecelik açıya göre daha da arttığı gözlenmiştir. Üst bölgede kanadın düşük basınç bölgesi kaldırma kuvveti etkisi oluşturmaktadır. Kanal ile kanadın etkileşimi üst bölgede kanat çevresinde düşük basınç göstergesi ile kanattan uzaklaştıkça yüksek basınç değerleri ile devam etmektedir. Fırar kenarında uç bölgesinde farklı basınç bölgesinin basıncı artmıştır.

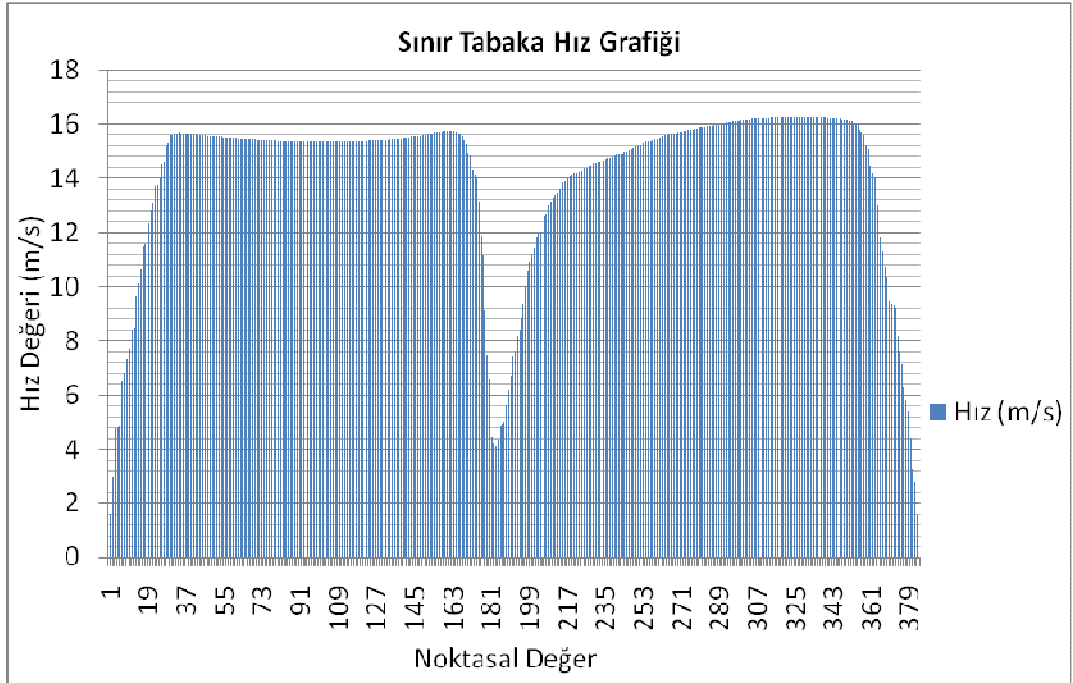
3.13.4.9 Hızı 15 m/s Olan 6° Derecedeki İnceleme



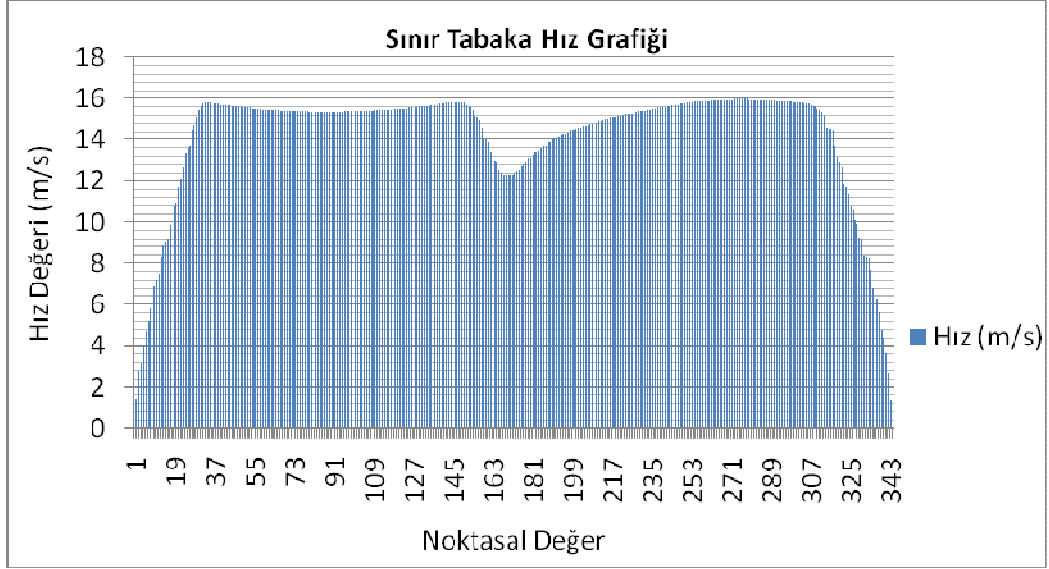
Şekil 3. 90 Hücüm açısı 6° derece olan NACA 0012'nin girişten 30 cm uzaklıktaki hız



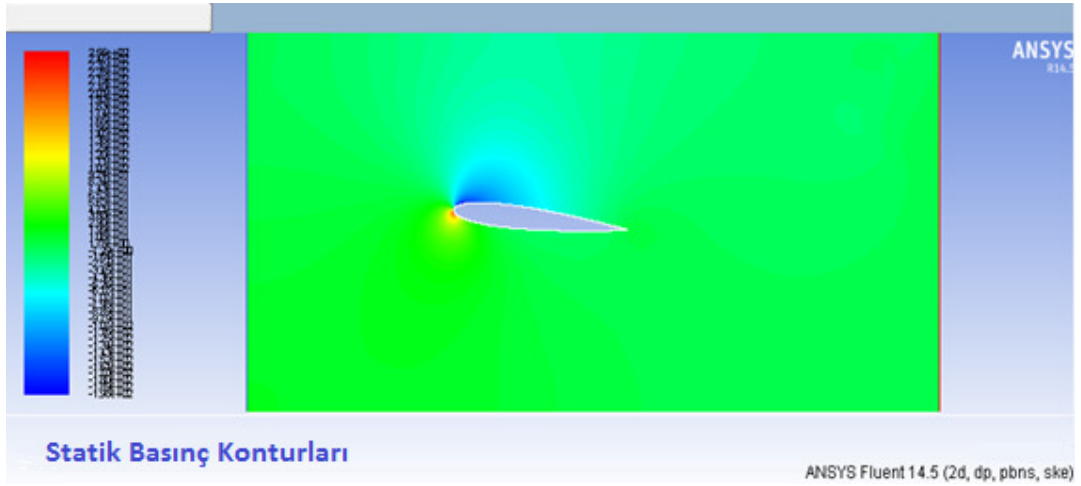
Şekil 3. 91 Hücüm açısı 6° derece olan NACA 0012'nin girişten 42 cm uzaklıktaki hız



Şekil 3. 92 Hücüm açısı 6° derece olan NACA 0012'nin girişten 45 cm uzaklıktaki hız



Şekil 3. 93 Hücüm açısı 6° derece olan NACA 0012'nin girişten 60 cm uzaklıktaki hız

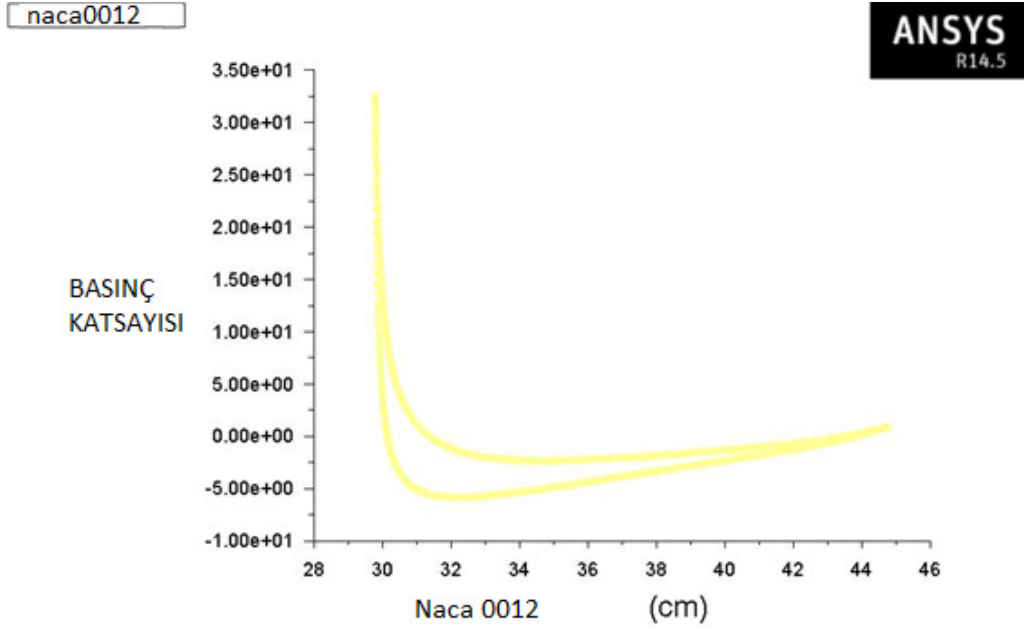


Şekil 3. 94 Hücüm açısı 6° derece olan 15 m/s hızda NACA 0012'nin basınç konturu

6° derecelik 15m/s hızda kanal içersindeki basınç farkları yok denecek kadar azdır. Hücüm açıları haricinde alt bölgedeki basınç yüksek oranda artmıştır. Kanadın üst bölgesindeki basıncın diğer açılara gradyanlar biçiminden çıkarak hızın artmasıyla firar kenarına yakın bölgeye kadar basıncın düşmesine sebep olmaktadır. 6° derecelik kanadımızın alt kanal ile etkileşimi ve basınç farkı görülememiştir. Üst bölgede ise 4° dereceye oranla, kanal ile kanadın birbirleri ile olan basınç farklılıkları azaldığı gözlemlenebilmiştir.

3.14 Basınç Katsayı Dağılımları

3,4 m/s, 5,9 m/s ve 15m/s sırasıyla reynolds sayıları $Re=(0,35 \times 10^5)$, $Re=(0,609 \times 10^5)$ ve $(1,548 \times 10^5)$ hava hızlarında 2° derece 4° derece 6° derece hücum açılarında irdelenmiştir. Şekillerde her kanat yüzeyi farklı renklerle belirtilmiştir ve kanat yüzeylerinin hücum kenarlarından firar kenarına doğru konumları (soldan sağa doğru) x koordinatında belirtilmiştir.

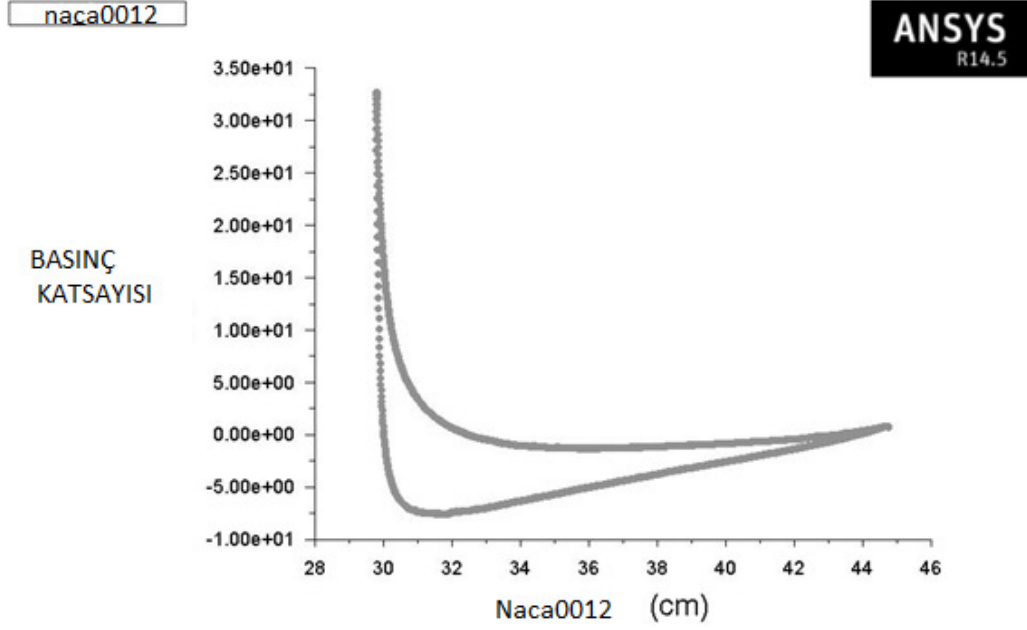


Basınç Katsayısı

ANSYS Fluent 14.5 (2d, dp, pbns, ske)

Şekil 3. 95 Hücum açısı 2° derece 3,4 m/s hız, NACA 0012'nin basınç katsayısı grafiği

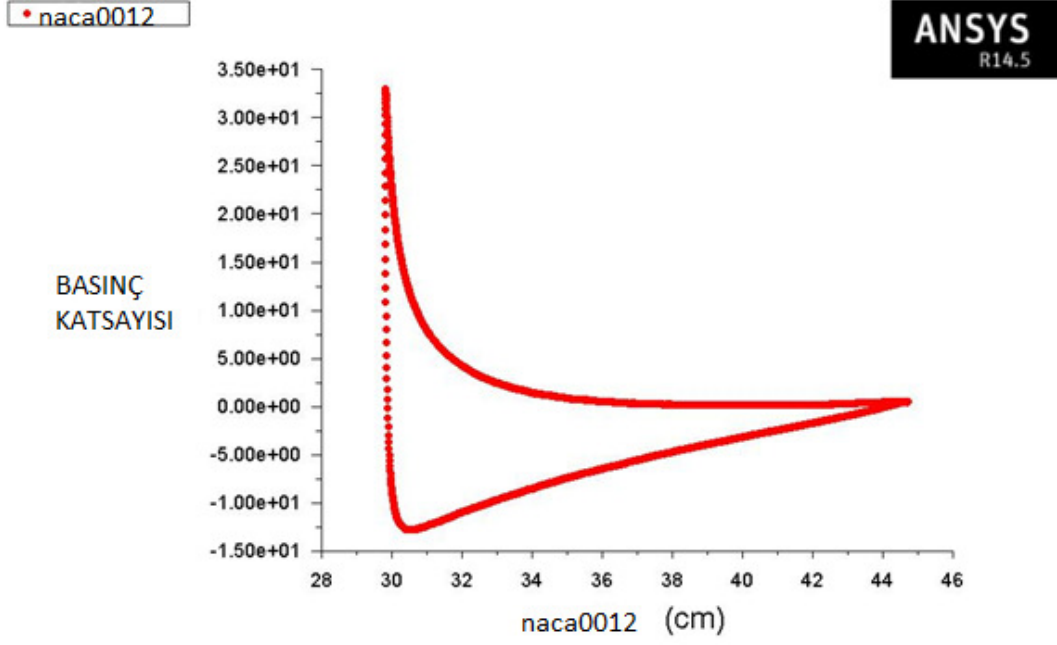
2° Derece 3,4 m/s hızda 15 cm veter uzunluğuna sahip kanadımızda 2 cm'lik uzunluğa kadar kanadın alt bölgesinde bir basınç artışı, 2 cm'lik üst bölgesinden sonra basınç düşüşü yok denecek kadar azdır.



Basınç Katsayısı

ANSYS Fluent 14.5 (2d, dp, pbns, ske)

Şekil 3. 96 Hücüm açısı 4° derece 3,4 m/s hız, NACA 0012'nin basınç katsayısı grafiği
2° Derecelik hücüm açısını 4° dereceye çıkarıldığı zaman grafikteki basınç farkı daha artmıştır. Viter uzunluğu 4 cm den sonra kanadın alt bölgesinde basınç artışı devam ederken, kanadın üst bölgesinde basınç düşüşü meydana gelmemiştir.

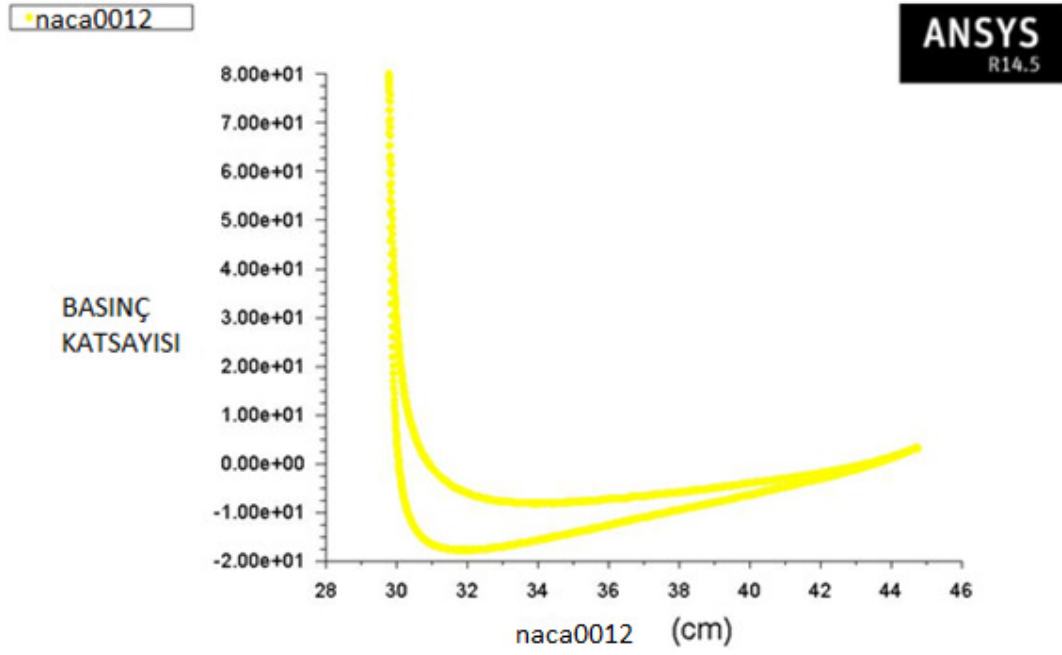


Basınç Katsayısı

ANSYS Fluent 14.5 (2d, dp, pbns, ske)

Şekil 3. 97 Hücüm açısı 6° derece 3,4 m/s hız, NACA 0012' nin basınç katsayısı grafiği

3,4 m/s 6° derecedeki incelemede diğer hücüm açılarında aynı reynolds sayılarındaki önceki incelemelerden farkı alt kanat ve üst kanat arasındaki basınç farkının arttığı ve kaldırma kuvvetine etkisine olumlu yönde etkisi olduğu gözlenmiştir.



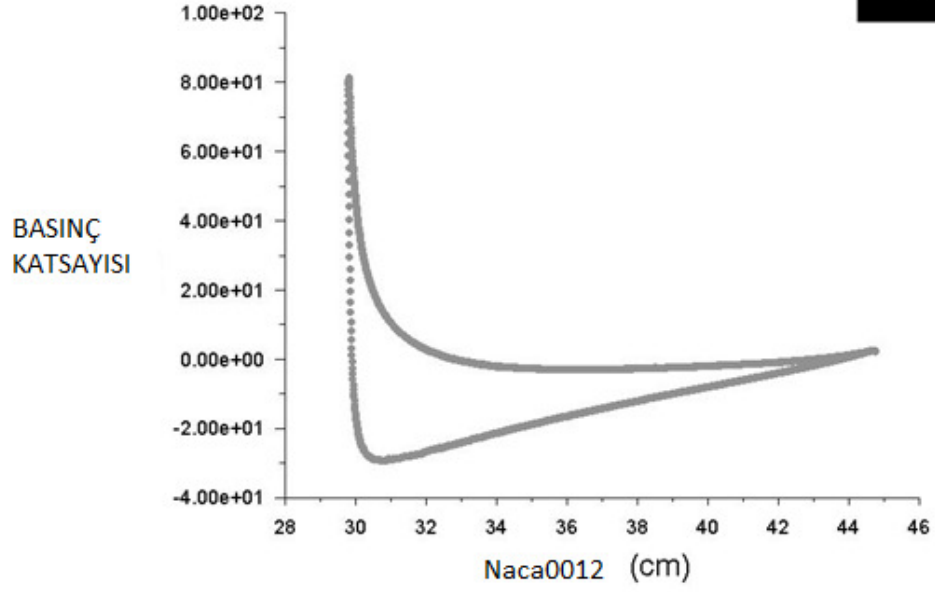
Basınç Katsayısı

ANSYS Fluent 14.5 (2d, dp, pbns, ske)

Şekil 3. 98 Hücüm açısı 2° derece 5,9 m/s hız, NACA 0012' nin basınç katsayısı grafiği
Rüzgar tüneli hava akımının 5,9 m/s hıza çıkarıldığında, kanat alt ve üst bölgelerindeki basınç farkının, rüzgar tüneli hava akımın 3,4 m/s hız daki aynı hücüm açılarındaki incelemeden çok farkı olmadığı görülmüştür.

*naca0012

ANSYS
R14.5



Basınç Katsayısı

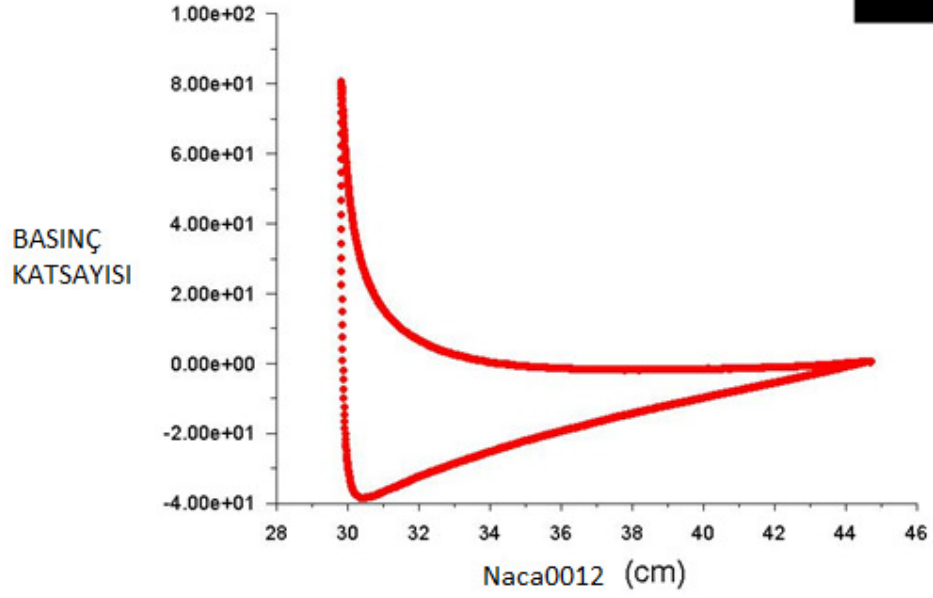
ANSYS Fluent 14.5 (2d, dp, pbns, ske)

Şekil 3. 99 Hücüm açısı 4° derece 5,9 m/s hız, NACA 0012' nin basınç katsayısı grafiği

5,9 hızdaki 4° derecedeki incelemelerde aynı reynolds sayısında 2° dereceye göre kanat alt ve üst bölgelerindeki basınç farkı artmıştır. Alt bölgede veter uzunluğu boyunca basınç artışı vardır. Üst bölgede ise yaklaşık olarak veter başlangıcından 4 cm kadar sonra basınç sabit olarak firar kenarına devam etmektedir.

• naca0012

ANSYS
R14.5

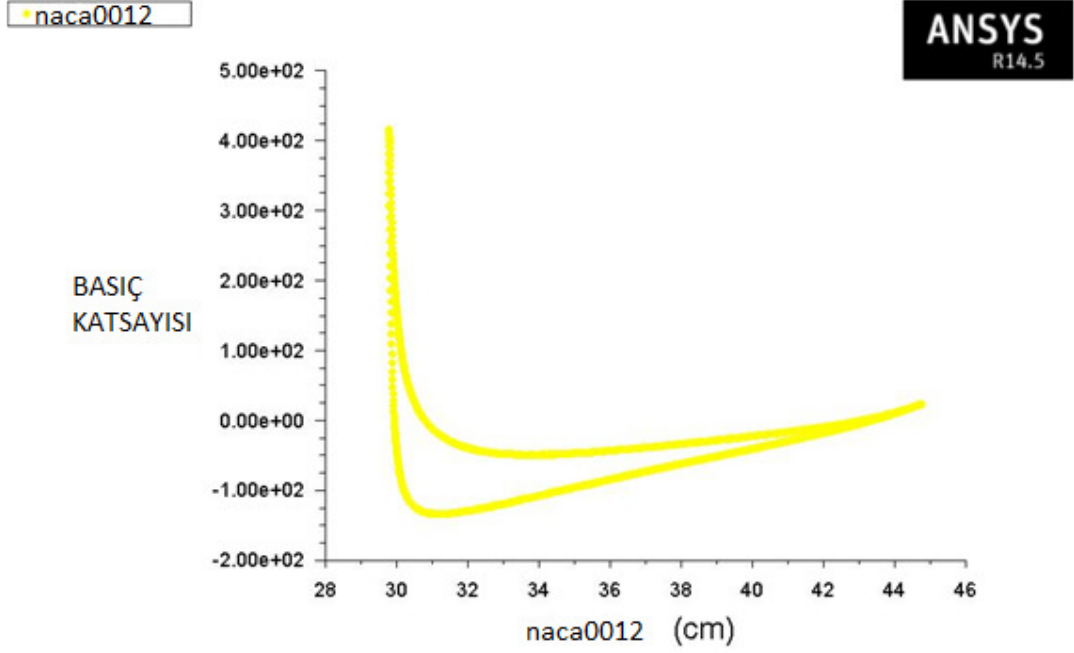


Basınç Katsayısı

ANSYS Fluent 14.5 (2d, dp, pbns, ske)

Şekil 3. 100 Hücüm açısı 6° derece 5,9 m/s hız, NACA 0012' nin basınç katsayısı

5,9 m/s 6° derecelik basınç katsayıları grafiğinde aynı reynolds sayısında 4° derecelik hücüm açısındaki grafikte kıyaslandığında alt kanat ile üst kanat arasındaki basınç farkı daha da artmaktadır.

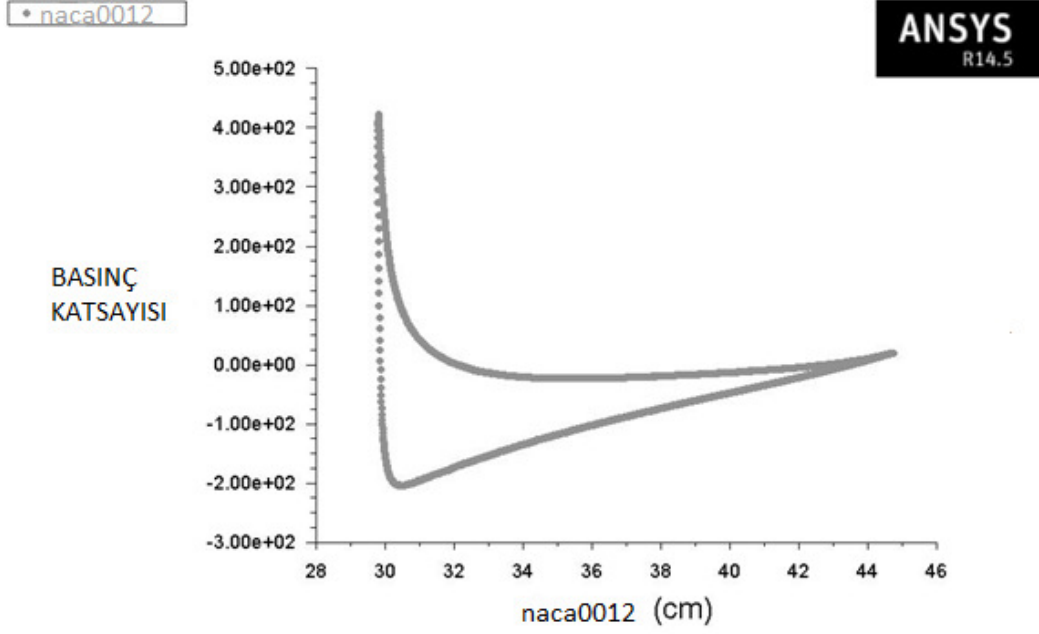


Basınç Katsayısı

ANSYS Fluent 14.5 (2d, dp, pbns, ske)

Şekil 3. 101 Hücüm açısı 2° derece 15 m/s hız, NACA 0012' nin basınç katsayısı

15 m/s 2° derecedeki grafiksel olarak incelemelerde hızın arttırılması ile kanadımızın alt ve üst bölgeleri arasındaki basınç farkının diğer hücüm açılara göre daha düşük olduğu görülmüştür.

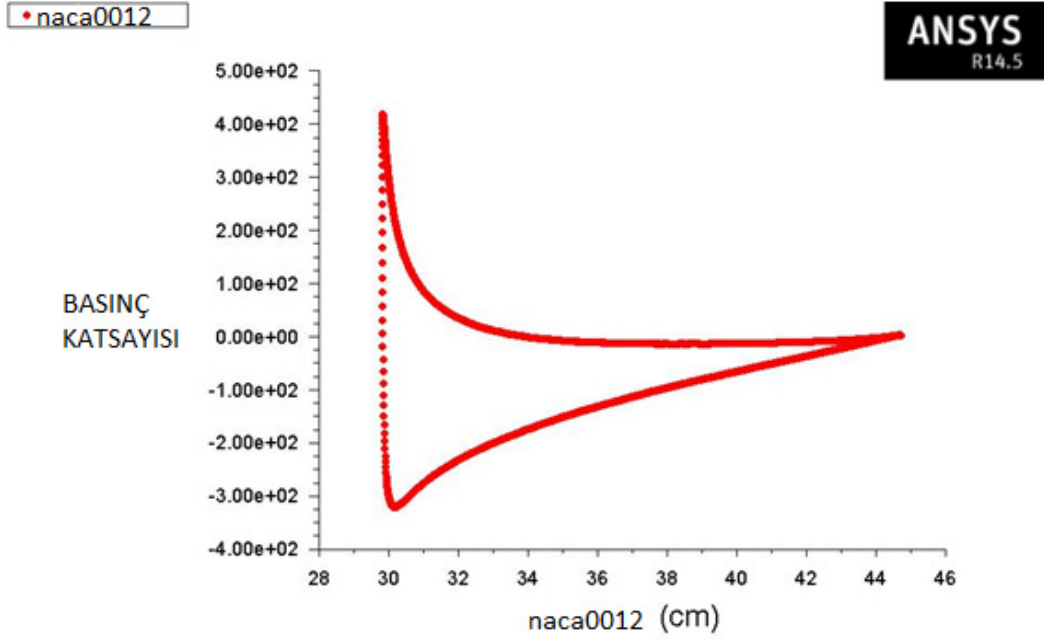


Basınç Katsayısı

ANSYS Fluent 14.5 (2d, dp, pbns, ske)

Şekil 3. 102 Hücüm açısı 4° derece 15 m/s hız, NACA 0012' nin basınç katsayısı

Basınç katsayısı grafiğine göre kanat alt bölgesinde firar kenarına doğru basınç artışı olduğu görülmektedir. Üst kanat bölgesinde ise 4 cm'e kadar basınçta düşüş, daha sonra firar kenarına doğru gidildikçe basıncın tekrar arttığı grafikten anlaşılmıştır. Aynı reynolds sayısı ile daha düşük hücüm açısı olan 2° derecelik açı ile kıyaslandığında kanatta kaldırma kuvveti oluştuğu anlaşılabilmektedir.



Basınç Katsayısı

ANSYS Fluent 14.5 (2d, dp, pbns, ske)

Şekil 3. 103 Hücüm açısı 6° derece 15 m/s hız, NACA 0012' nin basınç katsayısı

15 m/s hız grafiğinde 6° derecelik hücüm açısına sahip kanadın 4 derecelik hücüm açısı ile aynı reynolds sayısında incelendiğinde kanat alt kısmındaki uç noktası firar kenarına doğru basınç artışı daha fazla olduğu, ancak kanat üst bölgesindeki basınç düşüşünde çok fark olmadığı ortaya konmuştur.

SONUÇ VE ÖNERİLER

Sunulan tez çalışmasında elde edilen sonuçlar ışığında düşük Re sayılı akışlarda kanat profilleri etrafındaki akışkanın değişimi incelenmiştir. Bu çalışmada Rüzgar tüneli ve Naca0012 kanadının tasarım parametrelerimiz belirlenmesi ile Fluent paket programı ile aerodinamik esasların elde edilmesi amaçlanmıştır. Rüzgar tünelinde herhangi bir model cismi olmadan boş tünelin kalibrasyonu yapıldı. .Frekans Konvektör yardımıyla ayarlanan Hz göre basınç fark cihazı ile basınç test bölümünde her 1 cm de bir ölçüm alınarak hava akımının test bölümüne girişinin model cisimlerin analizleri için uygunluğuna bakıldı. 4 Hz de 50 Hz kadar olan basınç değerleri basınç fark cihazı ile ölçüldü ve bernolli denklemi yardımıyla basınç değerleri hız değerlerine dönüştürülmüştür. Hava akımının deneysel incelemelere uygunluğu tespit edilmiştir. GAMBIT™ programında kanat profilinin sınır şartları belirlenip en iyi çözümü alabilmek amacıyla da 5000 hücre sayısı kullanılmıştır. Fluent programında ağ yapısının belirlenmesi ile çalışacak olan parametrelerden bağımsız bir ağ yapısı belirlenmiştir. Daha sonra ağ örgüsü oluşturulan kanat profilinin FLUENT™ programında sayısal çözümü yapılmıştır. Test bölümü kanalı ve Naca 0012 kanadı için 2° derece, 4° derece ve 6° derece hücum açısında sınır tabakaların birbirleri ile etkileşim olan ve analiz yapmaya uygun olmayan hızların hangi noktalarda sınır tabakaların kesiştiği noktalar belirlenmiştir. Grafikselsel olarak ortaya konulmuştur. Frekans konvertör Cihazındaki 4 Hz, 5 Hz, 6 Hz, 7 Hz, 8 Hz, 9 Hz, 10 Hz, 20 Hz, 30 Hz, 40 Hz, 50 Hz, değerlerinde ki test bölümünde basınç fark ölçer cihazı yardımıyla basınç değerleri ölçülmüştür. Bernolli denklemleri ile hız değerleri çıkarılmıştır. Çıkarılmış hız değerleri içerisinde 3,4m/s, 5,9m/s ve 15m/s ($Re=0,35 \times 10^5$), ($Re=0,609 \times 10^5$) ve ($Re=1,548 \times 10^5$) hız

değerlerinde 2° derece, 4° derece ve 6° derece hücum açılarında statik basınç konturları görsel olarak incelenmiştir. Basınç farklılıkları incelendi, basınç katsayıları da grafiksel olarak ortaya konmuştur. Çözümlerden elde edilen basınç katsayı dağılımı grafiklerine göre hücum açısını arttırdığımız zaman kanadın alt ve üst basınç farkları artış göstermiştir. Kaldırma kuvveti artmıştır. Kaldırma kuvvetine etki eden iki parametre olan hız ve hücum açısı incelendiğinde hücum açısının etkisinin daha fazla olduğu ortaya konmuştur. Literatürle yaptığımız inceleme uyuşma göstermiştir. Tez çalışmasında rüzgar tüneline Naca 0012 kanadının aerodinamik analizleri için faydalı bilgiler ortaya konmaya çalışılmıştır. Gelecekte yapılacak olan çalışmalara yönelik öneriler olarak bu tez çalışmasında, kanat profilinin FLUENT programında sayısal sonuçları elde edilmiştir. Boş tüneline deneysel kalibrasyondan sonra daha hassas basınç fark ölçerlerle Naca 0012 kanadı ile beraber tüneline ölçümler alınabilir, sayısal çözüm sonuçlarında elde edilen bulgular ile doğrulukları karşılaştırılıp daha detaylı bilgi edinilerek hata seviyesi minimum seviyeye indirgenebilir. Ayrıca, farklı sayısal çözüm yöntemleri, türbülans modelleri ve ağ yapıları kullanılarak, teorik verilerin deneyler ile doğrulanması konusunda yapılacak araştırmaların çoğaltılması önerilebilir. Programında modeli oluşturmak ve her değişen model için tekrar koordinatları girip uygun mesh işlemlerinin uygulanması gerekirken daha az işlem ile daha kısa sürede modelin oluşturulabileceği programlar kullanılarak kısa sürede çözümlere ulaşılabilir. Kanat aerodinamik performansını arttırmak için kanadımıza slat ve flaplar eklenebilir. Daha yüksek hücum açılarında ve kaldırma kuvvetininin azalacağı değerlere kadar inceleme yapılabilir.

KAYNAKLAR

- [1] Aygün, C. ve Başkaya, Ş., (2003). “Çok Katlı Bir Bina Etrafındaki Rüzgar Akışının Oluşturduğu Yüzey Basınçlarının Deneysel Olarak İncelenmesi”, *Fac. Eng. Arch. Gazi Univ.*, 18: 4, 15-31
- [2] Park, C.W., Lee ve S.J., (2002). “Flow structure around a finite circular cylinder embedded in various atmospheric boundary layers”, *Fluid Dynamics Research*, 30: 197-215.
- [3] Bak, C., Fuglsang, P., Johansen, J. ve Antoniou, I., (2000). “Wind Tunnel Tests of the NACA63-415 and a Modified NACA63-415 Airfoi”, Risø National Laboratory, Roskilde, Technical University of Denmark, Denmark.
- [4] Jun, Z., Zhenghong, G., Hao, Z. and Junqiang, B., (2009). “A High-speed Nature Laminar Flow Airfoil and Its Experimental Study in Wind Tunnel with Nonintrusive Measurement Technique”, *Chinese Journal of Aeronautics*, 22: 225-229
- [5] Arifuzzaman, M., ve Mashud, M., (2012). “Design Construction and Performance Test of a Low Cost Subsonic Wind Tunnel”, 4: 2250-3021.
- [6] Shan, H., Jiang, L. ve Liu, C., (2005). “Direct numerical simulation of flow separation around a NACA0012 airfoil”, *Computers and Fluids*, 34: 1096-1114
- [7] Lian, Y., Shyy, W., Viieru, D. ve Zhang, B., (2003). “Membrane wing aerodynamics for micro air vehicles, *Progress in Aerospace Sciences*”, 39: 425-465.
- [8] Cebeci, T., Besnard, E. ve Chen, H. H., (1996). Calculation of multielement airfoil flows,including flap wells, http://web.csulb.edu/colleges/coe/ae/ae_dept/images/pdf/aiaa96.pdf, 20 Eylül 2014.
- [9] Hamdani, H. ve Sun, M., (2000). “Aerodynamic forces and flow structures of an airfoil some unsteady motions at small Reynolds number”, *Acta Mechanica*, 145:173-187.
- [10] Özdemir, M.A. ve Onbaşıoğlu, S., (2004). “F-4 Phantom II Uçağının Etrafındaki Akışın Had Analizi Kısım 1: Kanat Kök Profili NACA0006”, *Havacılık ve Uzay Teknolojileri Dergisi*, 1: 4, 1-6.

- [11] Ünal, U. O. ve Gören, Ö., “Bir navier-stokes çözücü ile dairesel silindirden girdap yayılımı simülasyonu”, Gemi Mühendisliği ve Sanayimiz Sempozyumu, 24-25 December 2004, İstanbul.
- [12] Du, H. ve Zhang, C., (2000). “Numerical calculations of laminar flows using contravariant velocity fluxes”, Computers & Fluids, 29: 149-177.
- [13] Yang, S.Y., (2004). “A Locally implicit scheme for turbulent flows on dynamic meshes”, Numerical Heat Transfer, 46 (Part B): 581-586.
- [14] Mish, P. F., ve Devenport, W. J., (2006). “An experimental investigation of unsteady surface pressure on an airfoil in turbulence”, —Part 1. Effects of mean loading, Journal of sound and vibration, 296: 417-446.
- [15] Munday, D. ve Jacoby J., (2002). “Active control of separation on a wing with oscillating camber”, AIAA Journal of Aircraft, 39(1): 187-189.
- [16] Bilim Deney Merkezi, Akışkanlar Mekaniği, <http://www.eskisehirbilimdeneymerkezi.com/docs/e397e89d1af772760b07ae14a9ec42f3.pdf>, 10 Mart 2014.
- [17] Rüzgar Tüneli Nedir, <http://ruzgartuneli.net/>, 2 Mart 2014.
- [18] The Development of Wind Tunnel Technology, <http://history.nasa.gov/SP-4305/ch3.htm>, 6 Mart 2014.
- [19] Dağ, Z., Turkish State Meteorological Service, Training Of Wind Speed Calibration, www.rtc.dmi.gov.tr/FILES/KURS/342/.../WindSpeedCalibration.pdf, 3 MART 2014.
- [20] National Aeronautics And Space Administration, Open Return Wind Tunnel, <http://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/tuncret.html>, 6 March 2014.
- [21] Libii, J., (2011). Wind Tunnels in Engineering Education, http://opus.ipfw.edu/cgi/viewcontent.cgi?article=1163&context=engineer_facpubs, 20 September 2014.
- [22] Önen, B, Çınar A., (2010). Bilgisayar Destekli Rüzgar Tüneli Similasyonu ve Akış Analizi, <http://timak.balikesir.edu.tr/pdf2010/331-342.pdf>, 15 Nisan 2014.
- [23] Önen. B. ve Çınar, A., (2010). “Bilgisayar Destekli Rüzgar Tüneli Simülasyonu ve Akış Analizi”, 2. Ulusal Tasarım İmalat ve Analiz Kongresi, 11-12 Kasım 2010, Balıkesir.
- [24] Erim. Z. ve Atlı, V., KAVASOĞLU, S., Alçak Ses Altı Bir Hava Tünelinin malatı ve Deney Odasında Hız Profilinin Tayini, VII. Bilim Kongresi Teblig Özetleri, TÜBİTAK, 29 Eylül-3 Ekim 633-664, (1980).
- [25] Rae, W. H. ve Pope, A., (1984). Low Speed Wind Tunnel Testing, John Wiley & Sons, Inc., 2-14 August 1984, New York.
- [26] Bradshaw, P., (1965). The effect of wind tunnel screens on nominal dimensional boundary layers, journal of fluid mechanics, 22: 679-687.

- [27] Yukselen, M. A., (2011). Kanat Profillerinin Aerodinamiği, <http://web.itu.edu.tr/yukselen/Uck351/05%20Kanat%20profillerinin%20aerodinami%F0i.pdf>, 20 Eylül 2014.
- [28] Genç, M. ve Serdar, M., (2008). “Düz Flapli NACA0012 Kanat Profilinin Aerodinamik Performansının İncelemesi”, J. of Thermal Science and Technology, 4: 271-285.
- [29] Yukselen, M.A., (2011). Akışkan Hareketini Yöneten Genel Denklemler, <http://web.itu.edu.tr/~yukselen/Uck351/03%20Ak%FD%FEkan%20Hareketini%20Y%F6neten%20Genel%20Denklemler.pdf>, 4 Şubat 2014.
- [30] Anderson, Jr., (2001). Fundamentals of Aerodynamics, 3, fifth Edition, McGrawHill Science/Engineering/Math., New york.

ÖZGEÇMİŞ

KİŞİSEL BİLGİLER

Adı Soyadı : Cem AYDURMAZ
Doğum Tarihi ve Yeri : 02/01/1987-TEKİRDAĞ
Yabancı Dili : İngilizce
E-posta : cem_ayd165@hotmail.com

ÖĞRENİM DURUMU

Derece	Alan	Okul/Üniversite	Mezuniyet Yılı
Lisans	Makine Mühendisliği	Zonguldak Karaelmas Üniversitesi	2009
Lise	Fen	Tekirdağ Anadolu Lisesi	2005

İŞ TECRÜBESİ

Yıl	Firma/Kurum	Görevi
2010	Tekay Doğalgaz Sis. ve Tic	Yetkili Mühendis