

TOBB EKONOMİ VE TEKNOLOJİ ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

**PASİF AKITMA TEKNİĞİNİN İNCE OLMAYAN BİR DELTA KANADIN
AERODİNAMİK PERFORMANSINA ETKİSİNİN YER ETKİSİ
DURUMUNDA İNCELENMESİ**

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Oğuzhan YILMAZ

Makine Mühendisliği Anabilim Dalı

Tez Danışmanı: Prof. Dr. Murat Kadri AKTAŞ

ŞUBAT 2022



TEZ BİLDİRİMİ

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

Oğuzhan Yılmaz



ÖZET

Yüksek Lisans Tezi

PASİF AKITMA TEKNİĞİNİN İNCE OLMAYAN BİR DELTA KANADIN AERODİNAMİK PERFORMANSINA ETKİSİNİN YER ETKİSİ DURUMUNDA İNCELENMESİ

Oğuzhan Yılmaz

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

Danışman: Prof. Dr. Murat Kadri Aktaş

Tarih: Şubat 2022

İnce olmayan delta kanatlar, manevra kabiliyetleri ve sistem entegrasyonu için geniş bir yüzey sağlaması gibi sebeplerden ötürü İnsansız Hava Araçları (UAV), İnsansız Muharebe Hava Araçları (UCAV), Mikro Hava Araçları (MAV) ve savaş uçaklarında yaygın olarak kullanılmaktadır. Dolayısıyla ince olmayan delta kanatların aerodinamiği ve akış yapıları oldukça ilgi duyulan bir araştırma alanıdır.

Yer etkisi, yer düzlemine yakın hareket eden kanatların akış alanına ek bir sınır koşulu ortaya çıkaran aerodinamik bir fenomendir. Hava araçları yer etkisine girdikçe akış yapıları ve aerodinamik parametreleri serbest akış koşuluna kıyasla önemli ölçüde etkilenmektedir. Özellikle iniş/kalkış senaryolarında hava araçları yer etkisi altındadır ve uçuş sürelerinin en kritik kısımlarından biridir. Dolayısıyla, delta kanatların yer etkisi altındaki aerodinamik davranışlarının etrafıca anlaşılması önem kazanmaktadır.

Bu çalışmada, $\Lambda = 45^\circ$ ok açısına sahip ince olmayan delta kanatların yer etkisi altındaki aerodinamik parametreleri deneysel olarak incelenmiştir. Geçtiğimiz yıllarda, kanadın basınç ve emme tarafları arasındaki basınç farkından yararlanan pasif akıtma tekniğinin etkili bir akış kontrol metodu olabileceği gösterilmiştir. Dolayısıyla, herhangi bir akıtma açıklığı uygulanmamış Temel kanadı ve iki farklı akıtma açıklık

oranı, BOR = 0.85 & 1.00 kanatları hem yer etkisi altında hem de yer etkisi dışında kıyaslanmıştır. Deneyler, düşük hızdaki bir rüzgâr tüneline kuvvet ve moment ölçümleri ile yüzey basınç ölçümleri alınarak yapılmıştır. Deneyler, $0^\circ \leq \alpha \leq 29^\circ$ hücum açısı aralığında, boyutsuz yer yüksekliği, $13\% \leq h/c \leq 110\%$ aralığında ve tek bir Reynolds sayısı, $Re = 9 \times 10^4$ 'te yapılmıştır. Boyutsuz yer yüksekliği, kanadın arka kenarından yer düzlemine olan mesafenin kanadın veter uzunluğuna oranı olarak tanımlanmaktadır.

Yer etkisi dışındaki sonuçlara bakıldığında, BOR kanatları perdövites hücum açısını ötelemektedir. BOR = 0.85 kanadının 4 derece kadar bir öteleme sağlıyor ve bunu taşıma kuvveti katsayısından çok fazla ödün vermeden yapabiliyor olması, manevra kabiliyetini artırmaktadır.

Yer etkisinin aerodinamik katsayıları artırdığı görülmektedir. Ancak, akıtma açıklık oranı arttıkça, aerodinamik katsayılar, yer etkisinin daha zayıf bir fonksiyonu haline gelmektedir. Temel, BOR = 0.85 & 1.00 kanatlarının üçü de her durumda boylamsal kararsızlardır. Dahası, akıtma açıklık oranının artışı bu kararsızlığı daha da artırmaktadır.

Kısa mesafede kalkış durumu değerlendirildiğinde, BOR = 0.85 kanadının perdövites hücum açısını 4 derece kadar öteleyebildiği ve yer etkisiyle taşıma kuvveti katsayısının artıyor olması, BOR = 0.85 kanadını kısa mesafede kalkış için ön plana çıkarmaktadır.

Anahtar Kelimeler: Delta kanat, İnce olmayan delta kanat, Akıtma, Pasif akıtma, Akış kontrol teknikleri, Öncü kenarı girdabı, Yer etkisi.

ABSTRACT

Master of Science

INVESTIGATION OF THE EFFECT OF PASSIVE BLEEDING TECHNIQUE ON THE AERODYNAMIC PERFORMANCE OF A NON-SLENDER DELTA WING IN GROUND EFFECT

Oğuzhan Yılmaz

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

Supervisor: Prof. Dr. Murat Kadri Aktaş

Date: February 2022

Non-slender delta wings are widely used in Unmanned Aerial Vehicles (UAV), Unmanned Combat Aerial Vehicles (UCAV), Micro Aerial Vehicles (MAV), and fighter aircraft due to their maneuverability and providing a large surface area for system integration. Therefore, the aerodynamics and flow structures of non-slender delta wings are a research area of great interest.

Ground effect is an aerodynamic phenomenon that introduces an additional boundary condition to the flow field of wings moving close to the ground plane. As aircraft enter ground effect, flow structures and aerodynamic parameters are significantly affected compared to the free stream condition. Especially in landing/take-off scenarios, aircraft are in-ground effect and it is one of the most critical parts of their flight times. Therefore, a thorough understanding of the aerodynamic behavior of delta wings in-ground effect gains importance.

In this study, the aerodynamic parameters of non-slender delta wings with sweep angle of $\Lambda = 45^\circ$ in-ground effect were investigated experimentally. In recent years, it has shown that the passive bleeding technique, which takes advantage of the pressure difference between the pressure and suction sides of the wing, can be an effective

method of flow control. Therefore, the Base wing without any bleed opening applied and two different bleed opening ratios, BOR = 0.85 & 1.00 wings, were compared both in-ground effect and out of ground effect. The experiments were conducted by taking force and moment measurements using an external balance and surface measurements in a low speed wind tunnel. The experiments were performed in a range of angles of attack $0^\circ \leq \alpha \leq 29^\circ$, in a range of dimensionless ground height $13\% \leq h/c \leq 110\%$, and in a single Reynolds number, $Re = 9 \times 10^4$. The dimensionless ground height is defined as the ratio of the distance between the trailing edge of the wing and the ground plane to the wing's chord length.

Considering the out of ground effect results, BOR wings delay the stall angle of attack. BOR = 0.85 wing provides a delay of about 4 degrees, and the fact that it can do this without sacrificing too much on the lift coefficient increases its maneuverability.

It is seen that the ground effect increases the aerodynamic coefficients. However, as the bleed opening ratio increases, the aerodynamic coefficients become a weaker function of ground effect. All three of the Base, BOR = 0.85 & 1.00 wings are longitudinally unstable in all cases. Moreover, the increase in bleed opening ratio further increases this instability.

When the short distance take-off is considered, the fact that the BOR = 0.85 wing can delay the stall angle of attack by 4 degrees and the lift coefficient increases with the ground effect makes the BOR = 0.85 wing appealing.

Keywords: Delta wing, Non-slender delta wing, Bleeding, Passive bleeding, Flow control techniques, Leading-edge vortex, Ground effect.

TEŞEKKÜR

Tez çalışmalarım boyunca bana rehberlik eden ve desteklerini esirgemeyen değerli hocam Prof. Dr. Murat Kadri Aktaş'a ve beni Yavuz Araştırma Grubu'na dahil eden değerli hocam Prof. Dr. Mehmet Metin Yavuz'a çok teşekkür ederim. Mehmet Metin Yavuz hocamın araştırma grubunda Deneysel Akışkanlar Mekaniği alanında oldukça kıymetli bilgi ve tecrübeler edindim. Kendisine bu fırsat için de teşekkür ederim.

Deneyle birlikte yaptığım ve her zaman büyük bir sabırla yardımcı olan, bilgi ve tecrübelerinden faydalandığım Göktuğ Koçak'a ve yine tecrübelerini benden esirgemeyen Cenk Çetin'e çok teşekkür ederim.

Onur Özbilgin'e, Göktuğ Koçak ile tasarladıkları, patentini aldıkları ve bu çalışmanın çok önemli bir parçası olan model pozisyonlama sistemi için teşekkür ederim.

Lisans eğitimim sırasında Akışkanlar Mekaniği alanına ilgi duymamı sağlayan değerli hocam Prof. Dr. Beşir Şahin'e teşekkür ederim.

Laboratuvarında birlikte zaman geçirdiğim arkadaşlarım, Osman Ohtaroglu, Semih Türk, Kerem Tuğ Gökçek, Anıl Güneş ve Amirhossein Fathipour'a teşekkür ederim.

Zor zamanlarımda bana destek olan abim, Bilge Kaan Yılmaz'a ve annem, Halide Ünsal'a çok teşekkür ederim.

Son olarak, TOBB Ekonomi ve Teknoloji Üniversitesi'ne sağladığı burs için ve teknik yardımlardan dolayı Mehmet Özçiftçi'ye teşekkür ederim.



İÇİNDEKİLER

	<u>Sayfa</u>
ÖZET	v
ABSTRACT	vii
TEŞEKKÜR	ix
İÇİNDEKİLER	xi
ŞEKİL LİSTESİ	xiii
ÇİZELGE LİSTESİ	xix
KISALTMALAR	xxi
SEMBOL LİSTESİ	xxiii
1. GİRİŞ	1
1.1 Çalışmanın Motivasyonu	9
1.2 Çalışmanın Amacı.....	9
1.3 Tez İçeriği	10
2. LİTERATÜR TARAMASI	11
2.1 Girdap Çökmesi	11
2.2 Delta Kanatlarda Akış Yapıları	12
2.3 Kesme Tabakası Yeniden Bağlanması ve Üç Boyutlu Akış Ayrılması.....	17
2.4 Akış Kontrol Teknikleri	19
2.4.1 Aktif akış kontrol teknikleri.....	20
2.4.2 Pasif akış kontrol teknikleri	23
2.4.2.1 Pasif akıtma.....	25
2.5 Yer Etkisi	26
2.5.1 Delta kanatların yer etkisi altında incelenmesi	29
2.5.2 Boylamsal statik kararlılık	31
3. DENEY DÜZENİĞİ ve ÖLÇÜM TEKNİKLERİ	35
3.1 Rüzgâr Tüneli.....	35
3.2 Kanat Modelleri	37
3.3 Model Pozisyonlama ve Yer Düzlemi Sistemleri	41
3.3.1 Model pozisyonlama sistemi (MPS)	41

3.3.2 Yer düzlemi sistemi.....	42
3.4 Ölçüm Teknikleri	44
3.4.1 Yüzey basınç ölçümleri.....	44
3.4.2 Kuvvet ve moment ölçümleri.....	44
3.5 Deney Matrisi.....	48
3.6 Belirsizlik Hesapları.....	49
4. SONUÇLAR ve TARTIŞMALAR.....	51
4.1 Yer Etkisi Dışında (OGE) Yüzey Basınç Ölçümü Sonuçları.....	52
4.2 Yer Etkisi Dışında (OGE) Kuvvet ve Moment Ölçümü Sonuçları	56
4.3 Yer Etkisi Altında (IGE) Yüzey Basınç Ölçümü Sonuçları.....	61
4.4 Yer Etkisi Altında (IGE) Kuvvet ve Moment Ölçümü Sonuçları	69
5. ÇIKARIMLAR ve ÖNERİLER.....	89
5.1 Gelecek Çalışmalara Öneriler	92
KAYNAKLAR.....	93
EKLER.....	105

ŞEKİL LİSTESİ

Sayfa

Şekil 1.1: Kanat profili etrafında kritik Mach sayısı tanımı ve yerel olarak süpersonik hızlara ulaşması.....	1
Şekil 1.2: Sürüklenme katsayısının Mach sayısına bağlı olarak değişimi.....	2
Şekil 1.3: Busemann'ın geriye ok açılı kanat konsepti.....	2
Şekil 1.4: Delta kanatların ve düz kanatların taşıma kuvveti katsayısı açısından nitel bir kıyaslaması.	3
Şekil 1.5: Delta kanat geometrisinin adlandırmaları.....	3
Şekil 1.6: İnsansız Muharebe Hava Araçları ve Mikro Hava Araçları.	4
Şekil 1.7: Hücum açısındaki bir delta kanadın emme tarafındaki ses altı akışındaki girdap profilleri.....	5
Şekil 1.8: 75°ok açılı bir delta kanadın girdap taşıma kuvveti temsili.	6
Şekil 1.9: Farklı ok açılarındaki delta kanatların taşıma kuvveti katsayılarının hücum açısı ile değişimi.....	6
Şekil 1.10: Temel akış yapıları (a) ve girdap çökmesinin üst konumundaki jet tipi ile alt konumundaki iz bölgeleri (b).....	7
Şekil 1.11: İnce olmayan delta kanatlarda, kanat yüzeyine kesme tabakasının yeniden bağlanmasını gösteren (a) ve ince delta kanatlarda, kanat yüzeyine kesme tabakasının yeniden bağlanmasının mümkün olmadığını gösteren (b) temsili akış çizgileri.....	8
Şekil 1.12: Bir kanatçıkta basınç tarafından emme tarafına doğru akıtma ile momentum transferi.....	9
Şekil 2.1: İlk satırda aksel simetrik, ikinci satırda sarmal ve üçüncü satırda çift sarmal girdap çökmesi	11
Şekil 2.2: 85 derece ok açılı bir delta kanadın öncü kenarı girdapları.	13
Şekil 2.3: Keskin öncü kenarına sahip bir delta kanat üzerindeki akış dağılımı.....	13
Şekil 2.4: Öncü kenarı girdabındaki üç bölgenin gösterimi.....	13
Şekil 2.5: Yuvarlanmış öncü kenarına sahip bir delta kanadın girdap sisteminin akış topolojisi.....	14
Şekil 2.6: Girdap çökmesi konumu.....	15
Şekil 2.7: Ok açısı ve hücum açısına bağlı olarak delta kanatların girdap akış evreleri.	15

Şekil 2.8: Solda, HAD analizi ile 5 derece hücum açısında, 50 derece ok açısındaki bir kanat üzerinde çift girdap yapısının oluşumu ve sağda, çift girdap yapısı oluşumunun akış çizgileri ile gösterimi.....	16
Şekil 2.9: İnce delta kanatlarda daimî olmayan akış yapılarının boyutsuz frekansa bağlı gösterilen spektrumu.....	17
Şekil 2.10: Keskin öncü kenarına sahip, 50 derece ok açısındaki bir delta kanadın PIV ölçümleri ile kanadın yakın yüzeyinde alınmış rms hız ile akış çizgisi profilleri.....	18
Şekil 2.11: Üç boyutlu akış ayrılması ve onun kanadın arka kenarından üfleme tekniği ile elimine edilebilmesi.....	19
Şekil 2.12: Farklı üfleme/emme tekniklerinin girdap çökmesi üzerindeki verimlilikleri.....	22
Şekil 2.13: Test edilen kanatların zaman ortalaması alınmış taşıma kuvveti katsayıları.....	25
Şekil 2.14: Sol üst resimde Kaspian Deniz Canavarı, sağ üst resimde A-90 Orlyonok ve alt ortada Chaika A-050 WIG araçları görülmektedir.....	27
Şekil 2.15: Sol üst resimde X-112, Sağ üst resimde RFB X-114 ve alt orta resimde AirFish-8 WIG araçları görülmektedir.....	28
Şekil 2.16: Ters ince delta kanat girdap yapıları (a) ve ince delta kanat girdap yapıları.....	29
Şekil 2.17: Dinamik yer etkisi (DGE) bölgeleri.....	30
Şekil 2.18: Statik kararlılık durumu (a), statik kararsızlık durumu (b) ve nötr kararlılık durumu (c).....	32
Şekil 2.19: Yunuslama momenti katsayısı.....	33
Şekil 2.20: Pozitif ve negatif trim.....	33
Şekil 2.21: Ağırlık merkezi konumunun statik kararlılığa etkisi.....	33
Şekil 3.1: ODTÜ Makine Mühendisliği Bölümü Akışkanlar Mekaniği Laboratuvarı rüzgâr tüneli.....	36
Şekil 3.2: Test bölümü.....	36
Şekil 3.3: Tünel karakterizasyon eğrisi.....	37
Şekil 3.4: B, E ve BE konfigürasyonlarının detayları.....	38
Şekil 3.5: Akıtma açıklık oranı, BOR kanatlarının detayları.....	39
Şekil 3.6: Bu çalışmada kullanılan modellerin görselleri.....	40
Şekil 3.7: Model Pozisyonlama Sisteminin (MPS) bir görseli.....	42
Şekil 3.8: Yer düzlemi sistemi: (1) yer düzlemi, (2) yer düzleminin pah eklentisi, (3) menteşe eklemleri, (4) dış açılı çubuklar, (5) doğrusal kızak, (6) kadraj, (7) hareketli şasi, (8) sabit şasi.....	43
Şekil 3.9: Yer etkisi parametresi, h/c tanımı görseli.....	43
Şekil 3.10: Sensör hareketli eksen takımı (1) ve tünel sabit eksen takımı (2).	45
Şekil 3.11: Kuvvet ve momentin uzayda herhangi bir noktaya taşınması.....	47

Şekil 3.12: Yüzey basınç ölçümlerinin deney matrisi.....	48
Şekil 3.13: Kuvvet ve moment ölçümlerinin deney matrisi.....	48
Şekil 4.1: Yüzey basınç ölçümlerinde kullanılan basınç portlarının kanat üzerindeki konumu.....	51
Şekil 4.2: Yer etkisi dışında (OGE), $Re = 9 \times 10^4$ 'te, negatif basınç katsayısı, $-C_p$ eğrileri.....	54
Şekil 4.3: $Re = 9 \times 10^4$ 'te, yer etkisi dışında (OGE), üst satır üst kolondan başlayarak sırasıyla, sürüklenme kuvveti katsayısı, CD, taşıma kuvveti katsayısı, CL, taşıma kuvvetinin sürüklenme kuvvetine oranı, CLCD ve taşıma kuvveti, CL'in sürüklenme kuvveti katsayısı, CD karşısında ifade edildiği polar eğrileri.....	58
Şekil 4 4: $Re = 9 \times 10^4$ 'te, yer etkisi dışında (OGE), sol üstte, kanadın arka kenarındaki yunuslama momenti katsayısı, $CM TE$, sağ üstte, kanadın ağırlık merkezindeki yunuslama momenti katsayısı, $CM CG$, ve alt ortada, kanadın arka kenarındaki moment katsayısının, taşıma kuvveti katsayısının fonksiyonu olarak verildiği eğriler.....	60
Şekil 4.5: Temel kanadının yer etkisi altında (IGE), $Re = 9 \times 10^4$ 'te, negatif basınç katsayısı, $-C_p$ eğrileri.....	62
Şekil 4 6: BOR = 0.85 kanadının yer etkisi altında (IGE), $Re = 9 \times 10^4$ 'te, negatif basınç katsayısı, $-C_p$ eğrileri.....	65
Şekil 4.7: BOR = 1.00 kanadının yer etkisi altında (IGE), $Re = 9 \times 10^4$ 'te, negatif basınç katsayısı, $-C_p$ eğrileri.....	67
Şekil 4.8: Temel kanadının, $Re = 9 \times 10^4$ 'te, yer etkisi altında (IGE), (a) taşıma kuvveti katsayısı, CL, (b) $\Delta CL = CL_{IGE} - CL_{OGE}$ olarak tanımlanan yer etkisinin taşıma kuvveti katsayısına etkisi eğrisi, (c) taşıma kuvveti katsayısının yer yüksekliğinin fonksiyonu olarak verildiği eğri, (d) sürüklenme kuvveti katsayısı, CD, (e) taşıma kuvvetinin sürüklenme kuvvetine oranı, CLCD ve (f) CL – CD polar eğrisi.....	71
Şekil 4.9: Temel kanadının, $Re = 9 \times 10^4$ 'te, yer etkisi altında (IGE), (a) kanadın arka kenarındaki yunuslama moment katsayısı, $CM TE$, (b) kanadın ağırlık merkezindeki yunuslama moment katsayısı, $CM c.g.$, (c) $CM TE$ 'nin taşıma kuvveti katsayısı, CL'in fonksiyonu olarak verildiği eğriler, (d) ve (e), yunuslama ve yükseklik aerodinamik katsayıları. $X = 0$ kanadın tepe noktasını ve $X = 1$ kanadın arka kenarını ifade etmektedir.....	73
Şekil 4.10: BOR = 0.85 kanadının, $Re = 9 \times 10^4$ 'te, yer etkisi altında (IGE), (a) taşıma kuvveti katsayısı, CL, (b) $\Delta CL = CL_{IGE} - CL_{OGE}$ olarak tanımlanan yer etkisinin taşıma kuvveti katsayısına etkisi eğrisi, (c) taşıma kuvveti katsayısının yer yüksekliğinin fonksiyonu olarak verildiği eğri, (d) sürüklenme kuvveti katsayısı, CD, (e) taşıma kuvvetinin sürüklenme kuvvetine oranı, CLCD ve (f) CL – CD polar eğrisi.....	76
Şekil 4.11: BOR = 0.85 kanadının, $Re = 9 \times 10^4$ 'te, yer etkisi altında (IGE), (a) kanadın arka kenarındaki yunuslama moment katsayısı, $CM TE$, (b) kanadın ağırlık merkezindeki yunuslama moment katsayısı, $CM c.g.$, (c) $CM TE$ 'nin taşıma kuvveti katsayısı, CL'in fonksiyonu olarak verildiği eğriler, (d) ve	

- (e), yunuslama ve yükseklik aerodinamik katsayıları. $X = 0$ kanadın tepe noktasını ve $X = 1$ kanadın arka kenarını ifade etmektedir..... 78
- Şekil 4.12: BOR = 1.00 kanadının, $Re = 9 \times 10^4$ 'te, yer etkisi altında (IGE), (a) taşıma kuvveti katsayısı, CL, (b) $\Delta CL = CL_{IGE} - CL_{CLOGECLOGE}$ olarak tanımlanan yer etkisinin taşıma kuvveti katsayısına etkisi eğrisi, (c) taşıma kuvveti katsayısının yer yüksekliğinin fonksiyonu olarak verildiği eğri, (d) sürüklenme kuvveti katsayısı, CD, (e) taşıma kuvvetinin sürüklenme kuvvetine oranı, CLCD ve (f) CL – CD polar eğrisi..... 80
- Şekil 4.13: BOR = 1.00 kanadının, $Re = 9 \times 10^4$ 'te, yer etkisi altında (IGE), (a) kanadın arka kenarındaki yunuslama moment katsayısı, $CM|TE$, (b) kanadın ağırlık merkezindeki yunuslama moment katsayısı, $CM|c.g.$, (c) $CM|TE$ 'nin taşıma kuvveti katsayısı, CL'in fonksiyonu olarak verildiği eğriler, (d) ve (e), yunuslama ve yükseklik aerodinamik katsayıları. $X = 0$ kanadın tepe noktasını ve $X = 1$ kanadın arka kenarını ifade etmektedir..... 82
- Şekil 4.14: Temel kanadının boylamsal kararlılık grafikleri. $X = 0$ kanadın tepe noktasını, $X = 1$ kanadın arka kenarını ifade etmektedir..... 84
- Şekil 4 15: BOR = 0.85 kanadının boylamsal kararlılık grafikleri. $X = 0$ kanadın tepe noktasını, $X = 1$ kanadın arka kenarını ifade etmektedir..... 86
- Şekil 4.16: BOR = 1.00 kanadının boylamsal kararlılık grafikleri. $X = 0$ kanadın tepe noktasını, $X = 1$ kanadın arka kenarını ifade etmektedir..... 88
- Şekil Ek. 1.1: Temel kanadının yer etkisi altında (IGE), $Re = 9 \times 10^4$ 'te, negatif basınç katsayısı, $-C_p$ kontur grafikleri.....106
- Şekil Ek. 1 2: Temel kanadının $\Delta C_p \equiv -C_{pmax.} - -C_{pmin.}$ olarak tanımlanan ΔC_p kontur grafiği..... 108
- Şekil Ek. 1.3: BOR = 0.85 kanadının yer etkisi altında (IGE), $Re = 9 \times 10^4$ 'te, negatif basınç katsayısı, $-C_p$ kontur grafikleri..... 109
- Şekil Ek. 1 4: BOR = 0.85 kanadının $\Delta C_p \equiv -C_{pmax.} - -C_{pmin.}$ olarak tanımlanan ΔC_p kontur grafiği..... 111
- Şekil Ek. 1.5: BOR = 1.00 kanadının yer etkisi altında (IGE), $Re = 9 \times 10^4$ 'te, negatif basınç katsayısı, $-C_p$ kontur grafikleri..... 112
- Şekil Ek. 1.6: Dikey ekseninde yer yüksekliği, h_c (%), yatay ekseninde hücum açısı, α olacak şekilde, BOR = 1.00 kanadının $\Delta C_p \equiv -C_{pmax.} - -C_{pmin.}$ olarak tanımlanan ΔC_p kontur grafiği..... 114
- Şekil Ek. 2.1: Temel kanadının, $Re = 9 \times 10^4$ 'te, yer etkisi altında (IGE), yukarıdan aşağı doğru sırasıyla, CL, CD ve CLCD kontur grafikleri.....115
- Şekil Ek. 2.2: Temel kanadının, $Re = 9 \times 10^4$ 'te, yer etkisi altında (IGE), yukarıdan aşağıya doğru sırasıyla, sürüklenme kuvveti katsayısı değişimi, ΔCD (%) eğrisi ve kontur grafiği, taşıma kuvveti katsayısı değişimi, ΔCL (%) eğrisi ve kontur grafiği ve taşıma kuvveti katsayısının sürüklenme kuvveti katsayısına oranı değişimi, $\Delta CLCD$ (%) eğrisi ve kontur grafiği..... 116
- Şekil Ek. 2.3: Temel kanadının, $Re = 9 \times 10^4$ 'te, yer etkisi altında (IGE), üstte, sürüklenme kuvveti katsayısı, CD, altta, taşıma kuvveti katsayısının sürüklenme kuvveti katsayısına oranı, CLCD eğrileri..... 117

- Şekil Ek. 2.4: Temel kanadının, $Re = 9 \times 104$ 'te, yer etkisi altında (IGE), üstte, kanadın ağırlık merkezindeki yunuslama momenti katsayısı, $CM|c.g.$, altta, kanadın arka kenarındaki yunuslama momenti katsayısı, $CM|TE$ eğrile.. 118
- Şekil Ek. 2.5: $BOR = 0.85$ kanadının, $Re = 9 \times 104$ 'te, yer etkisi altında (IGE), yukarıdan aşağı doğru sırasıyla, CL, CD ve CLCD kontur grafikleri..... 119
- Şekil Ek. 2.6: $BOR = 0.85$ kanadının, $Re = 9 \times 104$ 'te, yer etkisi altında (IGE), yukarıdan aşağıya doğru sırasıyla, sürüklenme kuvveti katsayısı değişimi, ΔCD (%) eğrisi ve kontur grafiği, taşıma kuvveti katsayısı değişimi, ΔCL (%) eğrisi ve kontur grafiği ve taşıma kuvveti katsayısının sürüklenme kuvveti katsayısına oranı değişimi, $\Delta CLCD$ (%) eğrisi ve kontur grafiği.. 120
- Şekil Ek. 2.7: $BOR = 0.85$ kanadının, $Re = 9 \times 104$ 'te, yer etkisi altında (IGE), üstte, sürüklenme kuvveti katsayısı, CD, altta, taşıma kuvveti katsayısının sürüklenme kuvveti katsayısına oranı, CLCD eğrileri..... 121
- Şekil Ek. 2.8: $BOR = 0.85$ kanadının, $Re = 9 \times 104$ 'te, yer etkisi altında (IGE), üstte, kanadın ağırlık merkezindeki yunuslama momenti katsayısı, $CM|c.g.$, altta, kanadın arka kenarındaki yunuslama momenti katsayısı, $CM|TE$ eğrileri 122
- Şekil Ek. 2.9: $BOR = 1.00$ kanadının, $Re = 9 \times 104$ 'te, yer etkisi altında (IGE), yukarıdan aşağı doğru sırasıyla, CL, CD ve CLCD kontur grafikleri..... 123
- Şekil Ek. 2.10: $BOR = 1.00$ kanadının, $Re = 9 \times 104$ 'te, yer etkisi altında (IGE), yukarıdan aşağıya doğru sırasıyla, sürüklenme kuvveti katsayısı değişimi, ΔCD (%) eğrisi ve kontur grafiği, taşıma kuvveti katsayısı değişimi, ΔCL (%) eğrisi ve kontur grafiği ve taşıma kuvveti katsayısının sürüklenme kuvveti katsayısına oranı değişimi, $\Delta CLCD$ (%) eğrisi ve kontur grafiği 124
- Şekil Ek. 2.11: $BOR = 1.00$ kanadının, $Re = 9 \times 104$ 'te, yer etkisi altında (IGE), üstte, sürüklenme kuvveti katsayısı, CD, altta, taşıma kuvveti katsayısının sürüklenme kuvveti katsayısına oranı, CLCD eğrileri..... 125
- Şekil Ek. 2.12: $BOR = 1.00$ kanadının, $Re = 9 \times 104$ 'te, yer etkisi altında (IGE), üstte, kanadın ağırlık merkezindeki yunuslama momenti katsayısı, $CM|c.g.$, altta, kanadın arka kenarındaki yunuslama momenti katsayısı, $CM|TE$ eğrileri126



ÇİZELGE LİSTESİ

Sayfa

Çizelge 3.1: Kuvvet ve moment sensörünün ölçüm aralığı, çözünürlüğü ve belirsizliği.	45
Çizelge 3.2: Sadece model aerodinamik kuvvetlerini elde edebilmek için yapılan ayrı testler.....	46
Çizelge 3.3: Aerodinamik kuvvet ve momentlerin maksimum belirsizlikleri.	49
Çizelge 4.1: Kanatların yer etkisi dışındaki (OGE) aerodinamik merkezleri, $X\alpha$ ve ağırlık merkezleri, $Xc.g.$ Akış yönündeki boyutsuz konum, $x_C = 0$, kanadın tepe noktasını, $x_C = 1$ kanadın arka kenarını ifade etmektedir. Verilen katsayılar veter uzunluğu ile normalize edilmiştir.....	60



KISALTMALAR

- UAV** : İnsansız Hava Araçları (Unmanned Aerial Vehicles)
UCAV: İnsansız Muharebe Hava Araçları (Unmanned Combat Aerial Vehicle)
MAV : Mikro Hava Araçları (Micro Aerial Vehicles)
BOR : Akıtma açıklık oranı (Bleed opening ratio)
IGE : Yer etkisi altında (In-ground effect)
OGE : Yer etkisi dışında (Out of ground effect)
HAD : Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği
PIV : Parçacık Görüntülemeli Hız Ölçümü (Particle Image Velocimetry)
LDA : Lazer Doppler Anemometrisi (Laser Doppler Anemometry)
WIG : Yer etkisi aracı (Wing-in-ground effect vehicle)
SGE : Statik Yer Etkisi (Static Ground Effect)
DGE : Dinamik Yer Etkisi (Dynamic Ground Effect)
MPS : Model Pozisyonlama Sistemi (Model Positioning System)



SEMBOL LİSTESİ

Bu çalışmada kullanılmış olan simgeler açıklamaları ile aşağıda sunulmuştur.

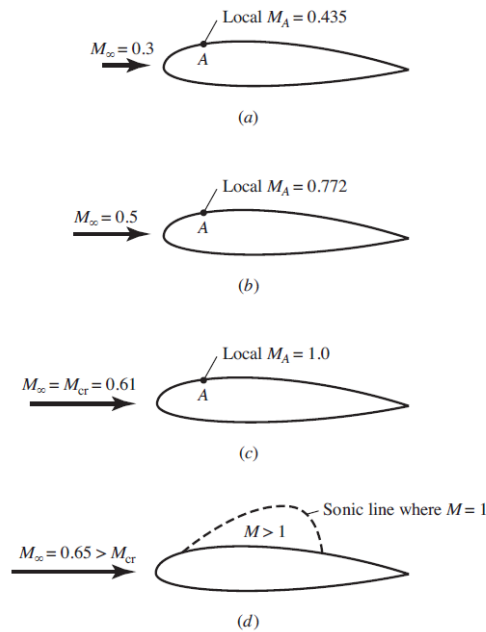
Simgeler	Açıklama
Λ	Ok açısı
α	Hücum açısı
C	Veter uzunluğu
S	Kanat açıklığı
t	Kanat kalınlığı
ρ	Hava yoğunluğu
Re	Veter uzunluğuna bağlı Reynolds sayısı
C_p	Boyutsuz basınç katsayısı
\bar{P}	Basınç portlarının ortalaması alınmış yüzey basınçları
P_α	Statik basınç
P_{dyn}	Dinamik basınç
C_L	Boyutsuz taşıma kuvveti katsayısı
C_D	Boyutsuz sürüklenme kuvveti katsayısı
C_M	Boyutsuz yunuslama momenti katsayısı
x	Kanadın tepe noktasından ölçülen akış yönü mesafesi
y	Kanadın simetri merkezinden ölçülen kanat aralığı mesafesi
z	Kanat yüzeyine dik mesafe
U_α	Serbest akış hızı
ω_i	Değişken, x_i 'nin belirsizlik tahmini
X_α	Yunuslama aerodinamik merkezi konumu
X_h	Yükseklik aerodinamik merkezi konumu
$X_{c.g}$	Ağırlık merkezi konumu
(x,y,z)	Kartezyen koordinat sistemi
$(x,y,z)_{sensör}$	Sensör eksen takımı
$(x,y,z)_{tünel}$	Tünel eksen takımı



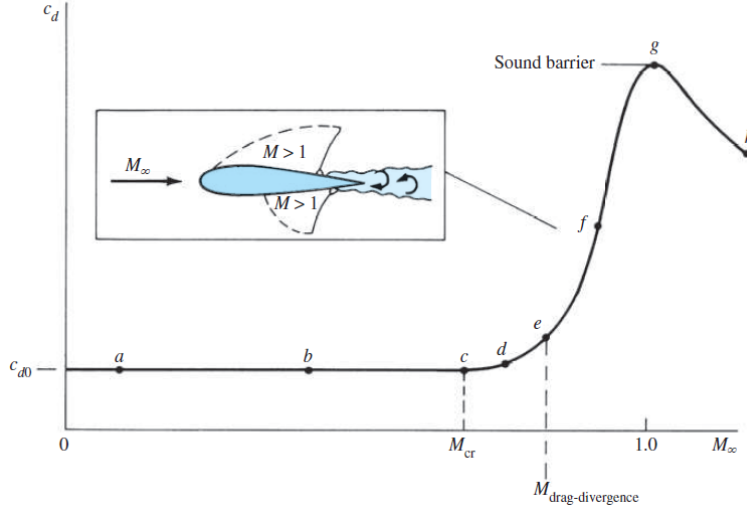
1. GİRİŞ

1930 yıllarında kompresörler, türbinler ve yanma odaları farklı amaçlarda kullanılsa da Hans von O'hain 1939 yılında ve Frank Whittle 1941 yılında, birbirlerinin çalışmalarından habersiz olarak bu teknolojilerin birbirleri ile entegrasyonunu sağlayıp, egzoz gazlarından ilk itkiyi elde ettikleri jet motoru konseptlerini oluşturmuşlardır [1]. O zamanlarda imalat teknolojisindeki sınırlamalar ve turbo makinelerin verimsiz olması gibi sebeplerden dolayı, jet motorları havacılık sektöründe icadından hemen sonra yaygınlaşamamıştır. Ancak, teknolojinin ilerlemesiyle, daha sonraları jet motorlarının verimleri artış göstermiştir ve yüksek hızda uçuşun kapılarını aralamıştır.

Yüksek hızda uçuş, bazı aerodinamik ve yapısal problemlere de yol açmaktadır. Şekil 1.1'de gösterildiği gibi, kanat üzerinde Mach sayısının yerel olarak süpersonik hızlara ulaşmasıyla şok dalgaları oluşmaya başlamaktadır. Bu şok dalgaları, Şekil 1.2'de gösterildiği üzere sürüklenme katsayısının ani olarak aşırı yükselmesine ve bunun sonucunda da kanat üzerinde yapısal hasarlara yol açmaktadır.

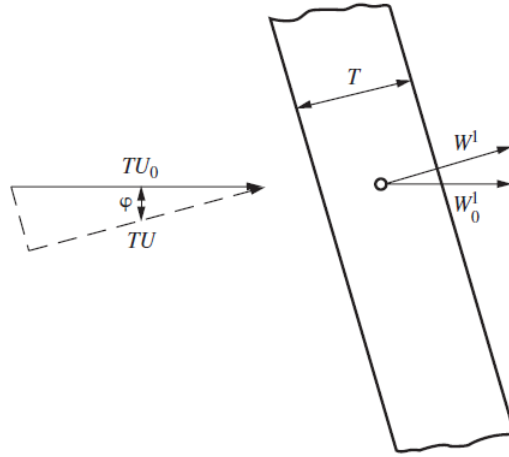


Şekil 1.1: Kanat profili etrafında kritik Mach sayısı tanımı ve yerel olarak süpersonik hızlara ulaşması [2].



Şekil 1.2: Sürüklenme katsayısının Mach sayısına bağlı olarak değişimi [2].

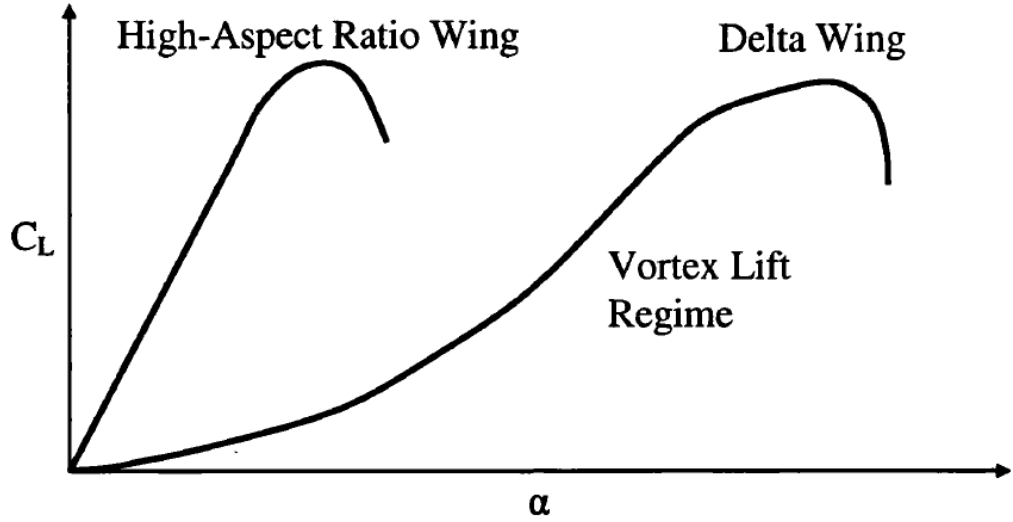
Yüksek hızdaki uçuşun bahsedilen problemlerine çözüm olarak 1935 yılında geriye ok açılı kanat konsepti ilk kez Dr. Adolf Busemann tarafından ileri sürülmüştür. Şekil 1.3'te Busemann'ın geriye ok açılı kanat konsepti görülmektedir. Bu konseptte göre, hızın öncü kenarına dik bileşeni, eğer ok açısı yeteri kadar fazla ise ses altı akışına düşmektedir ve şok dalgası kaynaklı sürüklenme kuvveti katsayısı, aynı serbest akış Mach sayısı için azalmaktadır ya da kritik Mach sayısı artmaktadır.



Şekil 1.3: Busemann'ın geriye ok açılı kanat konsepti [2].

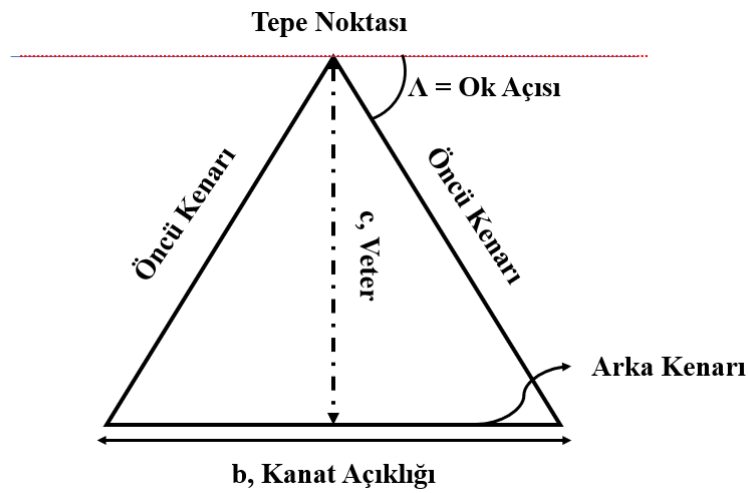
Delta kanatlar geriye ok açılı kanatların özel bir türevidirler ve 1930'lara, Dr. Alexander Lippisch'in öncü çalışmalarına kadar uzanmaktadırlar. Şekil 1.4'te taşıma kuvveti katsayısı, C_L 'in hücum açısına karşı nitel olarak çizilmiş, en-boy oranı yüksek geleneksel kanatlar ile delta kanatların kıyaslanması görülmektedir. Bu şekilde bakıldığında delta kanatların yüksek kritik hücum açısına sahip olması, yüksek hücum

açılarında daha yüksek taşıma kuvveti, kararlı bir uçuş ve kontrol olanağı sağlaması sebebiyle, havacılıkta ve özellikle de askeri uygulamalarda önemli bir yeri olmaktadır [3].



Şekil 1.4: Delta kanatların ve düz kanatların taşıma kuvveti katsayısı açısından nitel bir kıyaslaması [3].

Delta kanat adlandırması kanat şeklinin Yunan alfabesindeki delta (Δ) harfine benzerliğinden gelmektedir. Şekil 1.5'te delta kanat üzerindeki adlandırmalar görülmektedir. Delta kanatların sınıflandırılması ok açısına göre yapılmaktadır. Ok açısı, $\Lambda \leq 55^\circ$ ise ince olmayan delta kanat olarak, $\Lambda > 55^\circ$ ise ince delta kanat olarak adlandırılmaktadır [4,5].



Şekil 1.5: Delta kanat geometrisinin adlandırmaları.

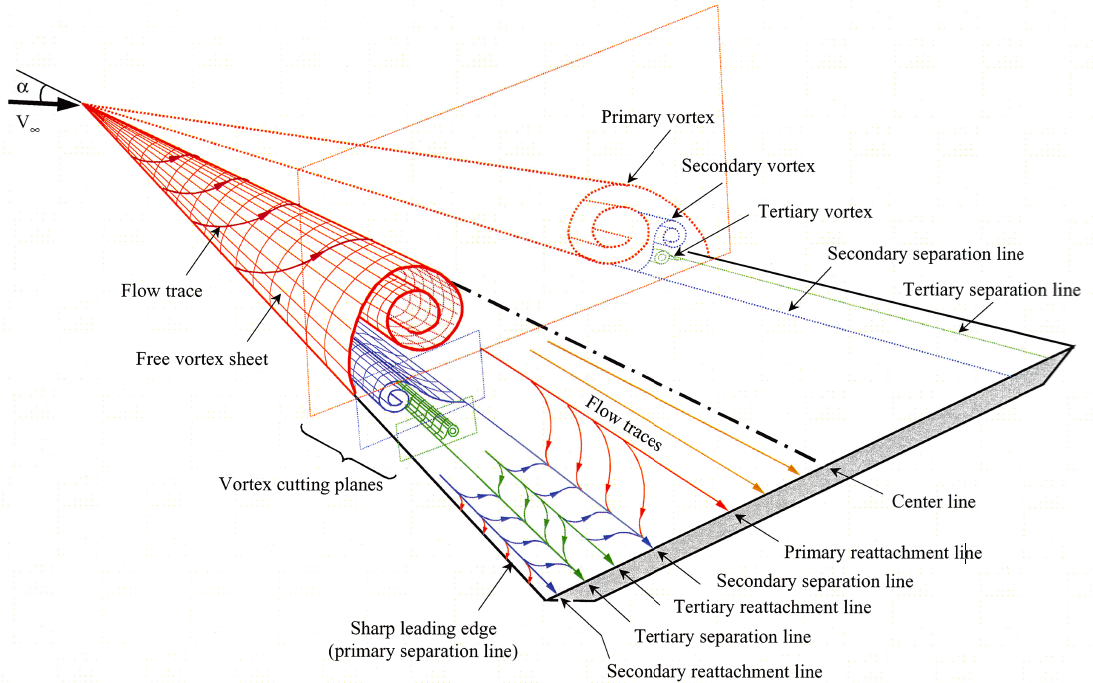
İnce delta kanatların akış yapılarına dair literatürde pek çok çalışma bulunabilirken, ince olmayan delta kanatlarda ise aynı durum geçerli değildir. Özellikle ince olmayan delta kanatların aerodinamik kuvvet verileri ince delta kanatlara göre daha azdır [4]. Ancak, birkaç on yılda ince olmayan delta kanatların, İnsansız Hava Araçları, İnsansız Muharebe Hava Araçları ve Mikro Hava Araçlarında yaygın olarak kullanılmasından dolayı ince olmayan delta kanatların akış yapıları literatürde aktif olarak araştırılan bir alan haline almıştır [6,7]. Bu bahsedilen ince olmayan delta kanat entegre edilmiş hava araçlarının manevra kabiliyeti açısından avantajları olsa da uçuş rotaları gereği kentsel çevrelere ve dolayısıyla, yere yakın yerlerde uçmalarından dolayı, ters esen rüzgarlara karşı oldukça duyarlılık göstermektedirler [7]. Bu sebeple, ince olmayan delta kanatların akış yapıları ve daimî olmayan aerodinamik parametrelerinin etraflıca araştırılması gerekmektedir [8]. Şekil 1.6’da ince olmayan delta kanat entegre edilmiş insansız hava araçları görülmektedir.



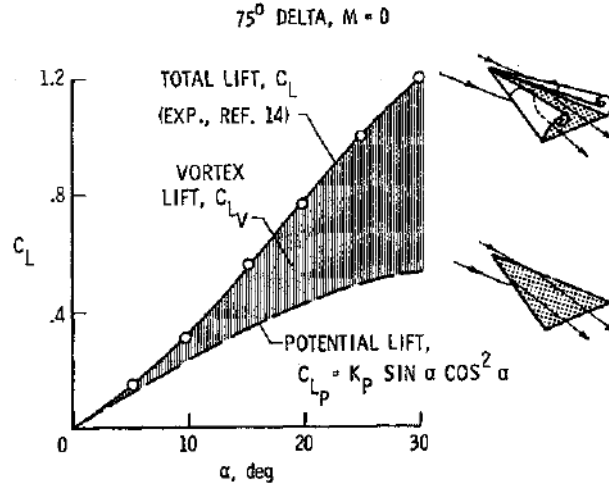
Şekil 1.6: İnsansız Muharebe Hava Araçları ve Mikro Hava Araçları [4].

Şekil 1.7’de keskin öncü kenarlara sahip bir delta kanadının emme yüzeyinde, ses hızı altı akış profili görülmektedir. İnce ya da ince olmayan delta kanat olması fark etmeden, kanat üzerindeki akış yapısı, iki adet karşıt yönlü dönen öncü kenarı girdabının etkin olduğu bir profile sahiptir [9,10]. Hücum açısındaki bir delta kanadının, basınç tarafı (alt yüzey) ve emme tarafı (üst yüzey) arasındaki basınç farkından dolayı, basınç tarafındaki sınır tabakası kanadın öncü kenarları boyunca ayrılıp, emme tarafının üstünde kıvrımlı bir serbest kesme tabakası oluşturmaktadır,

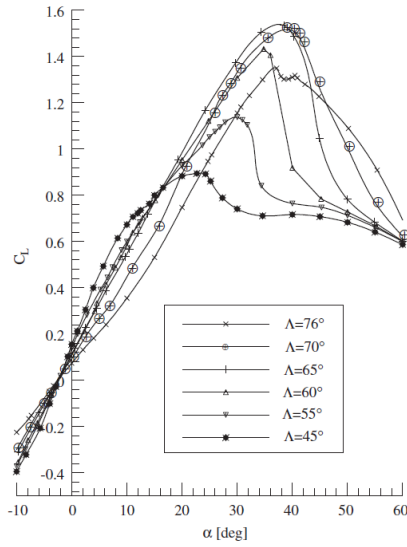
daha sonra bu tabaka girdap merkezine doğru kıvrılmaktadır. Eğer öncü kenarları keskin bir yapıya sahip ise, sınır tabakası ayrılması bütün öncü kenarı boyunca gerçekleşmektedir. Bu durumda, Şekil 1.7’de de görüldüğü üzere, birincil ayrılma çizgisi Reynolds sayısından bağımsız olarak öncü kenarı boyunca sabitlenmektedir. Öncü kenarı girdabının merkezinde, zaman ortalaması alınmış aksel hız bileşeni serbest akış hızınının 3 ila 5 katı arasında olabilmektedir [8]. Bu durum, kanat yüzeyinde düşük basınç bölgeleri oluşturmaktadır ve girdap taşıma kuvveti adı verilen ek bir taşıma kuvveti sağlamaktadır. Polhamus [12]’a göre, ok açısı yüksek ince bir delta kanatta girdap temelli taşıma kuvveti, potansiyel akış temelli taşıma kuvveti kadar olabilmektedir (bkz. Şekil 1.8). Delta kanatlar konusunda öncü çalışmalardan olan Earnshaw ve Lawford [13]’un 1964’te yaptıkları parametrik çalışmada, ok açısı azaldıkça, girdap temelli taşıma kuvvetinin etkisinin azaldığı görülmektedir. İnce delta kanatlardan ince olmayan delta kanatlara doğru gidildikçe, maksimum taşıma kuvvetinin ve perdövites hücum açısının azaldığı görülmektedir. Buna karşın, taşıma kuvveti hücum açısı eğiminin arttığı görülmektedir (bkz. Şekil 1.9).



Şekil 1.7: Hücum açısındaki bir delta kanadın emme tarafındaki ses altı akışındaki girdap profilleri [11].



Şekil 1.8: 75°ok açılı bir delta kanadın girdap taşıma kuvveti temsili [12].

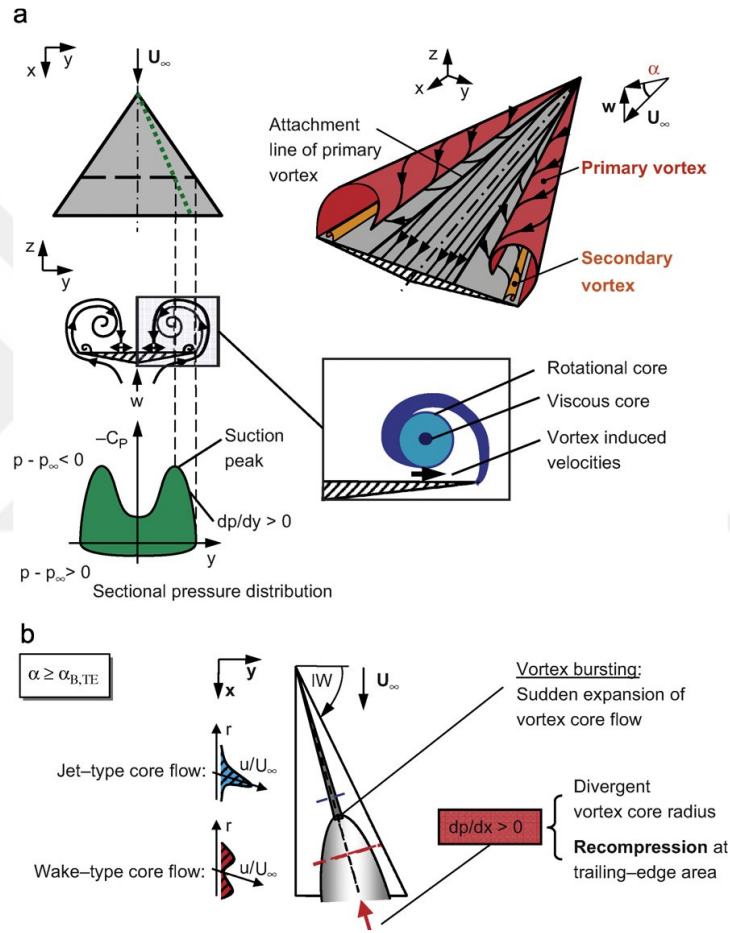


Şekil 1.9: Farklı ok açılarındaki delta kanatların taşıma kuvveti katsayılarının hücum açısı ile değişimi [13].

Hücum açısı arttıkça öncü kenarı girdabının bazı kararsızlıkları oluşmaktadır. Bunlar şu şekilde listelenebilir [4,14,15]:

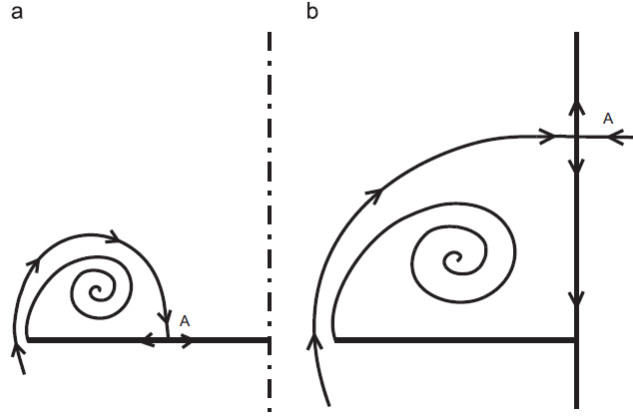
- Girdap çökmesi
- Sarmal (helisel) mod kararsızlığı
- Girdap çökmesi konumunun salınımı
- Kesme tabakası kararsızlıkları
- Girdap gezinmesi
- Kesme tabakasının kanat yüzeyine yeniden bağlanması

Bahsedilen kararsızlıklardan girdap çökmesi, yüksek hücum açılarında öncü kenarı girdabının merkez aksenal akışının ani olarak durması ve girdap çapının genişlemesi olarak tanımlanmaktadır [16,17]. Girdap çökmesinin başlangıcı girdap merkezi dışındaki ters basınç gradyanına ve anafor seviyesine bağlıdır. İkisi de delta kanat geometrisine, yani, kanat ok ve hücum açısına bağlıdır. İkisinin de artışı öncü kenarı girdabının çökmesini tetiklemektedir [14,18]. Şekil 1.10’da delta kanatların ses altı rejimindeki temel akış yapıları ve girdap çökmesi gösterilmektedir.



Şekil 1.10: Temel akış yapıları (a) ve girdap çökmesinin üst konumundaki jet tipi ile alt konumundaki iz bölgeleri (b) [18].

Öncü kenarından ayrılan kesme tabakasının kanat yüzeyine yeniden bağlanması ince delta kanatlarda ancak çok küçük hücum açılarında mümkün olabilirken ince olmayan delta kanatlarda bu durum çok daha geniş bir hücum açısı aralığında mümkün olmaktadır [8]. Şekil 1.11’de kesme tabakasının yeniden bağlanması, ince olmayan ve ince delta kanatlar için gösterilmiştir.



Şekil 1.11: İnce olmayan delta kanatlarda, kanat yüzeyine kesme tabakasının yeniden bağlanmasını gösteren (a) ve ince delta kanatlarda, kanat yüzeyine kesme tabakasının yeniden bağlanmasının mümkün olmadığını gösteren (b) temsili akış çizgileri [8].

Hücum açısı arttıkça girdap çökmesinin konumu kanadın tepe noktasına doğru yaklaşmaktadır. İnce delta kanatlarda girdap çökmesi tepe noktasına ulaştığı zaman kanat perdövites durumundadır. Ancak, ince olmayan delta kanatlarda ise girdap çökmesi tepe noktasında oluşsa bile, kesme tabakasının yeniden bağlanması kanadın simetri merkezinin dışında gerçekleşmektedir. İnce olmayan delta kanatlarda hücum açısının artmasıyla, kesme tabakasının yeniden bağlanması, giderek kanadın simetri merkezine yaklaşmaktadır ve simetri merkezine ulaştığı zaman Şekil 1.11 (b)'de olduğu gibi bir görünüm almaktadır ve perdövites durumuna geçmektedir [4].

Geriye doğru ok açılı kanatların ve bunların özel bir türevi olan delta kanatların özellikle yüksek hızda uçan hava araçlarında kullanıldığı belirtilmiştir. Ancak, delta kanat entegre edilmiş bu yüksek hızda uçan hava araçları uçuş zamanlarının çoğunda ses altı hızlarda uçmaktadır. Sadece belirli kısa aralıklarda ses hızı ve ses hızı üstüne çıkmaktadırlar [2]. Bu durumda delta kanatların düşük hız aerodinamiklerinin çalışılması önem kazanmaktadır. Hava araçları, iniş ve kalkış sırasında da düşük hızlarda uçmaktadırlar. Dahası, iniş ve kalkış sırasında hava araçları yer etkisi altındadır. Yer etkisi, taşıma kuvveti üreten yüzeylerin yere yaklaşmasıyla aerodinamik katsayılarının artış göstermesi ve akış yapılarının serbest akış bölgesine göre değişimidir [19]. İniş ve kalkış evreleri, hava araçlarının uçuş rotalarının kısa bir bölümünü kapsasa da bu evreler çok kritiktir ve iyi anlaşılmazsa kazaya sebep olabilmektedir. Çünkü, çoğu hava aracı bu uçuş koşulu için tasarlanmamaktadır [20]. Bu durumda delta kanatların aerodinamik kuvvetlerinin ve akış yapılarının yer etkisi altındaki davranışlarının etraflıca incelenmesi önem kazanmaktadır.

1.1 Çalışmanın Motivasyonu

Geçtiğimiz yıllarda Çelik ve diğ. [21] ve Kayacan ve diğ. [22] kanat geometrisinde açılan açıklıklarla, kanadın basınç tarafı ve emme tarafı arasındaki doğal olarak bulunan basınç farkından meydana gelen, momentum transferine dayanan pasif akıtma tekniğini, ince olmayan bir delta kanadın serbest akış bölgesindeki akış yapılarını kontrol etmek için uygulamışlardır. Sonuç olarak, pasif akıtma tekniğinin kesme tabakası yeniden bağlanmasını sağladığını, üç boyutlu akış ayrılmasını önlediğini/geciktirdiğini ve perdövites hücum açısını geciktirebildiğini göstermişlerdir. Şekil 1.12’de bir kanatçık geometrisinde akıtma tekniğinin gerçekleşme mekanizması gösterilmektedir [23]. Yer etkisi, ince olmayan delta kanatta yunuslama yönündeki moment katsayısının artmasına ve buna bağlı olarak kanadın devrilmesine sebep olabilmektedir. Bu durumda, boylamsal kararlılığın kontrolü önem kazanmaktadır. Literatürde ince delta kanatların yer etkisi fiziği ile ilgili az sayıda çalışma olmasına karşın bu sayı ince olmayan delta kanatlarda çok daha azdır. Yer etkisinin kanadın alt yüzeyindeki statik basıncı artırdığı ve pasif akıtmanın kanadın alt ve üst yüzeyleri arasındaki basınç farkından yararlandığı göz önüne alınarak, 45° ok açısındaki temel kanadı (akıtma açıklığı olmayan) ve akıtma açıklığı uygulanmış kanatların yer etkisindeki aerodinamik parametreleri incelenmiştir. Kanatların geometrilerine ilişkin detaylar tezin 3. Bölümünde verilmiştir.



Şekil 1.12: Bir kanatçıkta basınç tarafından emme tarafına doğru akıtma ile momentum transferi [23].

1.2 Çalışmanın Amacı

45° ok açısına sahip temel ve pasif akıtma açıklığı uygulanmış modellerin yer etkisi altındaki aerodinamik parametreleri ve akış yapılarının kuvvet, moment ve yüzey

basınç ölçümleri ile incelenmesi amaçlanmıştır. İlk olarak, 3. Bölümde de gösterileceği üzere deney düzeneği oluşturulmuştur. Kuvvet ve moment ölçümlerinde hücum açısı, $0^\circ \leq \alpha \leq 29^\circ$ aralığında ve kanadın arka kenarından yer düzlemine ölçülen veter temelli boyutsuz yer yüksekliği, h/c kademeli olarak mümkün olduğunca azaltılarak boyutsuz taşıma kuvveti katsayısı, C_L , boyutsuz sürüklenme katsayısı, C_D , boyutsuz yunuslama momenti katsayısı, C_M gibi aerodinamik katsayılar oluşturulmuştur. Basınç ölçümlerinde yine benzer şekilde, hücum açısı, $0^\circ \leq \alpha \leq 22^\circ$ aralığında negatif boyutsuz basınç katsayısı, $-C_p$ hesaplanmıştır. Bütün deneylerde Reynolds sayısı, $Re = 90000$ olarak alınmıştır.

1.3 Tez İçeriği

Tez 5 adet ana bölümden oluşmaktadır. 1. Bölümde geriye doğru ok açılı kanatların ve bunların özel bir türevi olan delta kanatların kısa bir tarihçesi verilmiştir. Daha sonrasında delta kanatların temel akış yapılarına dair bilgiler ile çalışmanın motivasyonu ve amacı verilmiştir.

2. Bölümde ince ve ince olmayan delta kanatlarla ilgili akış yapılarına ve akış kontrol tekniklerine dair literatür taraması verilmiştir. Literatürde ince delta kanatlar hakkında çokça bilgi bulunabilirken aynısı ince olmayan delta kanatlar hakkında söylenememektedir. Ancak, tezin odağındaki kanat modellerinin 45 derece ok açısına sahip olması ve ince olmayan delta kanat sınıfına dahil olmasından dolayı aynı efor ince olmayan delta kanatların literatürü için de harcanmıştır. Son olarak, yer etkisinin literatürü verilmiştir.

3. Bölümde deney düzeneği ve ölçüm teknikleri ile ilgili detaylı bilgiler verilmiştir. Deneylerin gerçekleştirilmesi ile ilgili detaylı bilgiler ve ölçümlerin belirsizlik analizleri de verilmiştir.

4. Bölümde deneylerden elde edilen sonuçların yorumları verilmiştir. İlk olarak yüzey basınç ölçümü sonuçları ve daha sonra da kuvvet ve moment ölçümü sonuçları verilmiştir.

5. Bölümde bütün çalışmanın çıkarımları ve ileride yapılabilecek çalışmalar için öneriler verilmiştir.

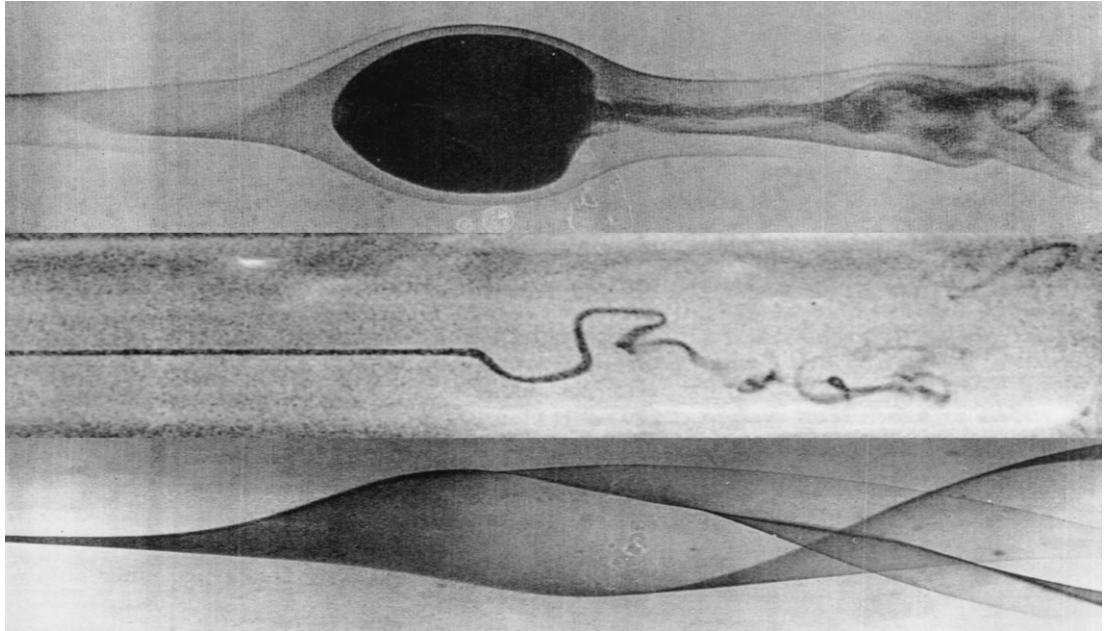
2. LİTERATÜR TARAMASI

Bu bölümde girdap çökmesinin, ince ve ince olmayan delta kanatların akış yapılarının, delta kanatlarda aktif ve pasif akış kontrol uygulamalarının ve son olarak yer etkisinin literatürü verilmiştir.

2.1 Girdap Çökmesi

Girdap çökmesi, Werle [24]'nin 1954'te su tüneli deneylerinde girdap çökmesi olayını ilk olarak gözlemlemesinden beri araştırmacılar tarafından ilgi duyulan bir konu haline almıştır. Girdap çökmesinin tanımı ile ilgili farklı görüşler olsa da girdap çekirdeğinin aniden durması ve girdap çapının aniden aşırı genişlemesi olarak tanımlanması literatürde oldukça yaygındır. Literatürde raporlanan 7 farklı girdap çökmesi tipi vardır. Bunlardan 3 tanesi delta kanatlarda görülmektedir (bkz. Şekil 2.1):

- Eksenel simetrik ya da baloncuk tipi girdap çökmesi
- Sarmal tipi girdap çökmesi
- Çift sarmal tipi girdap çökmesi



Şekil 2.1: İlk satırda eksenel simetrik, ikinci satırda sarmal ve üçüncü satırda çift sarmal girdap çökmesi [31].

Girdap çökmesi sadece delta kanatlara özgü bir fenomen değil başka diğer girdap akışlarında da görülmektedir. Delta kanatlar için girdap çökmesi, özellikle ince delta kanatlar için, genelde istenmeyen bir durum olsa da (bazı çalışmalarda manevra kabiliyetini artırmaya yönelik istenmektedir) yanma odaları gibi uygulamalarda karışımı artırmak için istenen bir durumdur. Literatürde girdap çökmesi ile ilgili daha detaylı bilgiye teorik çalışmalar olarak kaynak [25,26] ve deneysel olarak kaynak [27-29]'dan ulaşılabilir. Kaynak [30,31] konu ile ilgili oldukça kapsamlı derleme makaleleridir.

2.2 Delta Kanatlarda Akış Yapıları

Yüksek hücum açılarında delta kanatlar dikdörtgen kanatlara göre daha fazla taşıma kuvveti, manevra kabiliyeti ve kararlı bir uçuş karakteristiği sağlamaktadır. Yüksek manevra kabiliyetine sahip savaş uçakları, insansız hava araçları ve füze tasarlama isteği delta kanatların çalışmasını yaygınlaştırmıştır [14].

Şekil 2.2'de görüldüğü üzere, ince ya da ince olmayan delta kanat olması fark etmeksizin, hücum açısındaki delta kanatlar ters yönlerde dönen iki adet öncü kenarı girdabı oluşturmaktadır [32,33]. Birincil öncü kenarı girdabı olarak adlandırılan bu girdaplar, belirli aralıklarla öncü kenarından ve paralel olarak ayrılan, ayrık ve daha küçük girdapların daha sonra birleşmesinden oluşmaktadır. Bu ayrık küçük girdaplar daha sonra birincil girdap akış yörüngesinde ilerlemektedir [34-36] (bkz. Şekil 2.3). Şekil 2.4'te birincil öncü kenarı girdabının bölgeleri görülmektedir. Earnshaw ve Lawford [13]'a göre birincil öncü kenarı girdabı üç bölgeye ayrılmaktadır:

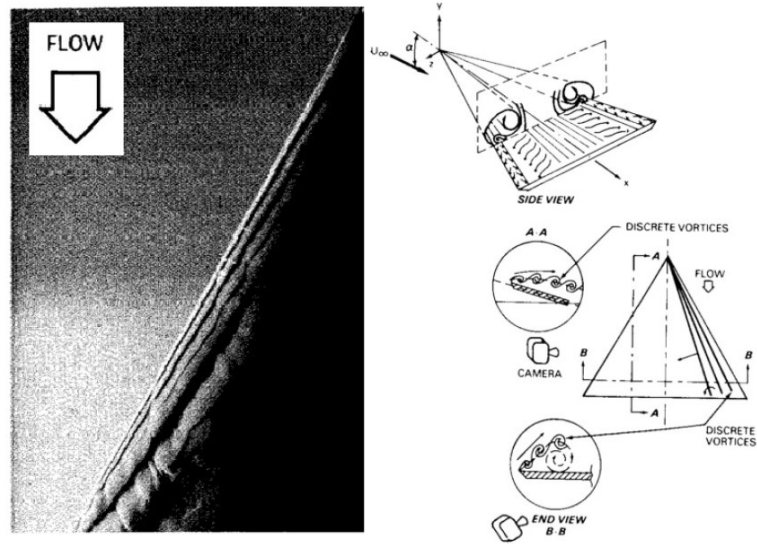
1. Serbest kesme tabakası bölgesi
2. Viskoz alt çekirdek bölgesi
3. Dönen çekirdek bölgesi

Bu bölgelerden ilki, öncü kenarı boyunca ayrılıp girdabı beslemektedir. Kanadın tepe noktasından arka noktasına öncü kenarı boyunca ilerlendikçe, kesme tabakasının kalınlığı artmaktadır. 2. bölge, viskoz çekirdek bölgesi, yerel kanat aralığının yaklaşık % 30 kadarını ve 3. bölge, dönen çekirdek bölgesi ise yerel kanat aralığının yaklaşık % 5 ini oluşturmaktadır [13,15]. Bu bölgede statik basınç gradyanı oldukça yüksektir

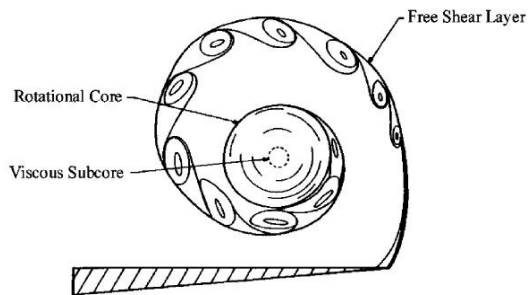
ve literatürde basınç eğrisinin tepe noktasının görüldüğü konum, girdap merkezine yakındır denilmektedir.



Şekil 2.2: 85 derece ok açılı bir delta kanadın öncü kenarı girdapları [37].

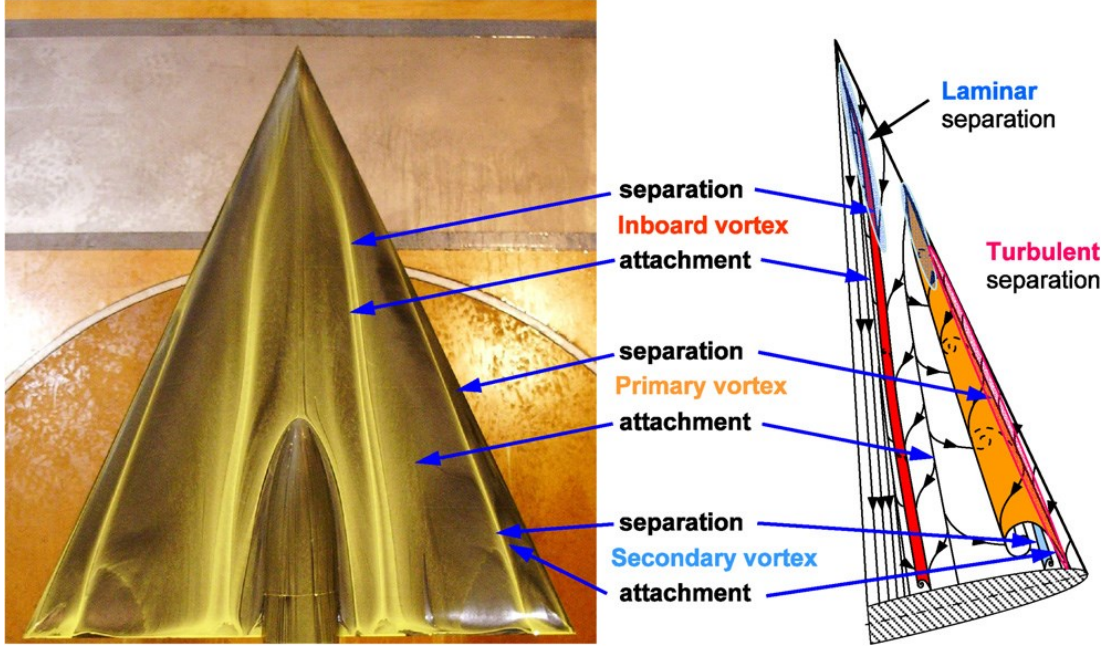


Şekil 2.3: Keskin öncü kenarına sahip bir delta kanat üzerindeki akış dağılımı [38].



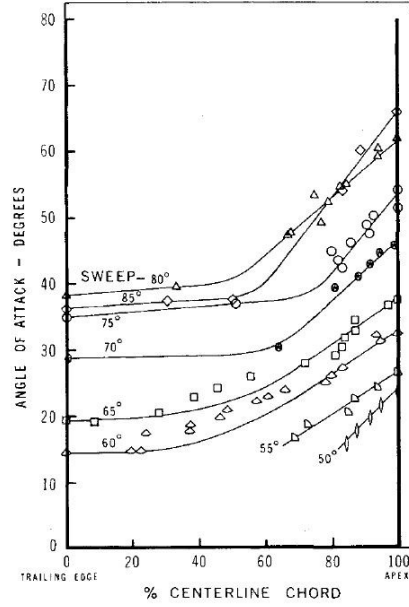
Şekil 2.4: Öncü kenarı girdabındaki üç bölgenin gösterimi [15].

Öncü kenarı girdabının gücü ve çökme konumu kanadın ok açısına, hücum açısına ve eğer özellikle keskin öncü kenarlı bir kanat değilse Reynolds sayısına daha çok bağlılık göstermektedir [39]. Öncü kenarından ayrılan sınır tabakasının ayrılmadan önceki akış rejimi (laminer ya da türbülanslı olması) öncü kenarı girdabının gücünü belirlemektedir [40,41] (bkz. Şekil 2.5). Eğer birincil öncü kenarı girdabı, öncü kenarı boyunca beslenebiliyorsa tam gelişmiş öncü kenarı olarak kabul edilmektedir [18].

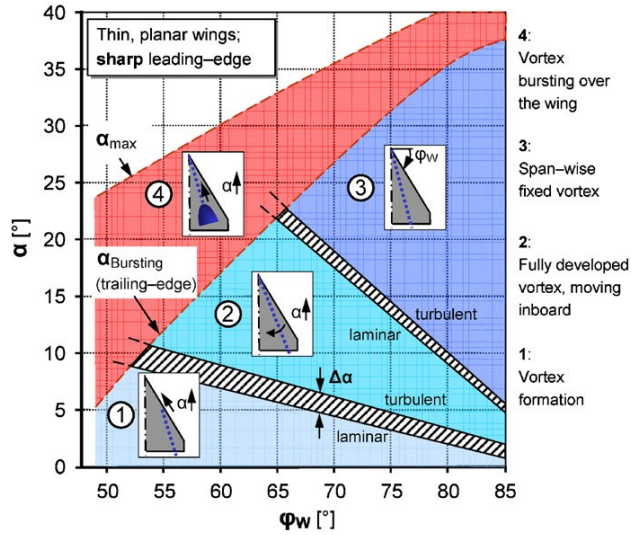
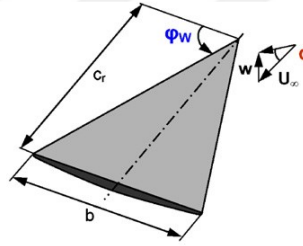


Şekil 2.5: Yuvarlanmış öncü kenarına sahip bir delta kanadın girdap sisteminin akış topolojisi [40].

Hem ince hem de ince olmayan delta kanatların üzerindeki akış yapısı girdap sistemleri ile tanımlansa da ince ve ince olmayan delta kanatların akış yapıları ciddi farklılıklar göstermektedir. Earnshaw ve Lawford [13], 45 ve 55 derece ok açılarındaki ince olmayan delta kanatlarda girdap çökmesi konumunun tespitinin zor olduğunu ve düşük hücum açılarında bile kanat yüzeyinin üzerinde görüldüğünü belirtmiştir. Wentz ve Kohlman [42], keskin öncü kenarına sahip, ok açısı 45 dereceden 85 dereceye kadar değişen delta kanatlarda girdap çökmesi konumunu, Reynolds sayısı, $Re = 10^6$ da rüzgâr tüneline schlieren görüntü metodu kullanarak incelemiştir. 50 derece ok açısındaki kanat için girdap çökmesi noktasını kanadın tepe noktasına yakın olarak bulabilmişlerdir. Ancak, 45 derece ok açısındaki kanat için bu hiçbir şekilde mümkün olamamıştır (kanadın tepe noktasına çok yakın bir noktada gerçekleşmektedir). Şekil 2.6'da parametrik çalışmalarının sonucu görülmektedir. Şekil 2.7'de delta kanatların girdap akışının ok açısı ve hücum açısına bağlı evreleri gösterilmiştir.



Şekil 2.6: Girdap çökmesi konumu [42].

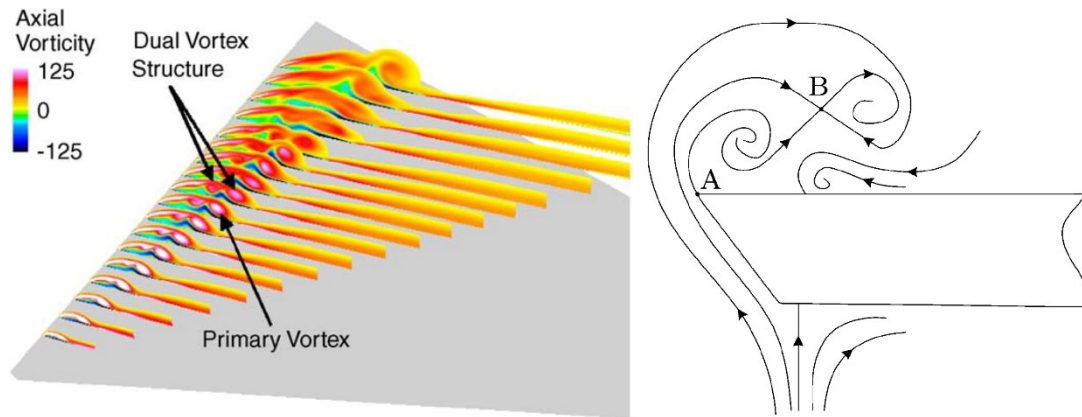


Şekil 2.7: Ok açısı ve hücum açısına bağlı olarak delta kanatların girdap akış evreleri [18].

İnce bir delta kanatta girdap merkezindeki hız, serbest akış hızının 4 ila 5 katı kadar olabilmektedir [8]. Hızın yüksek olduğu ve basıncın düşük olduğu bu durumda girdap akışı ek bir taşıma kuvveti sağlamaktadır. Bu sebeple ince delta kanatlarda öncü kenarı

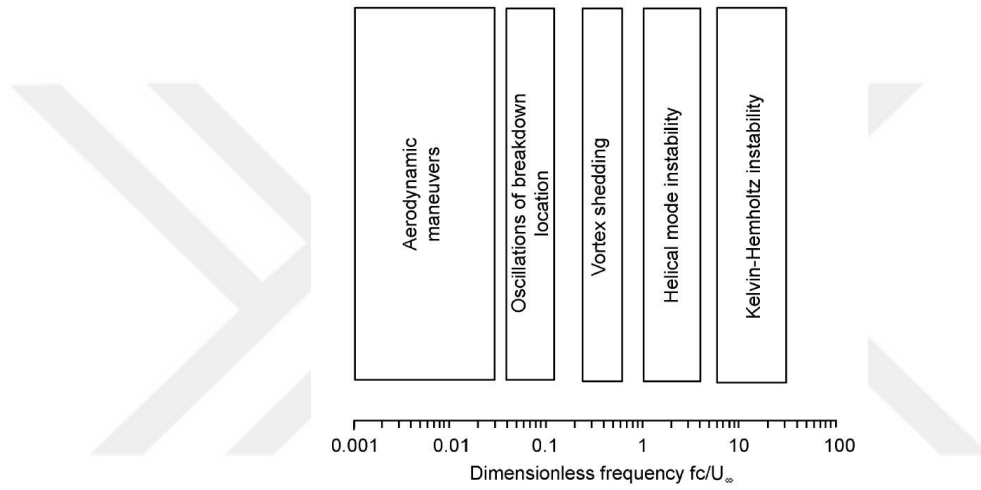
girdabının kanat üzerinde arka kenarından başlayarak çökmesiyle taşıma kuvveti giderek düşmektedir. Kanadın tepe noktasına ulaştığında da kanat perdövites durumundadır. İnce olmayan delta kanatlarda, kanat üzerinde girdap çökmesinin görülmesiyle taşıma kuvvetinin değişimi arasında belirgin bir bağlantı yoktur [43]. Ayrıca, girdap çökmesinin en önemli sonuçlarından biri de özellikle ince delta kanatlarda, kanat üzerinde sebep olduğu savurma kuvvetleridir. Bu kuvvetler, kanat üzerinde ve hava aracındaki kuyruk vb. diğer yüzeylerde metal yorulmasına sebep olmaktadır. Girdap çökmesinin araştırılmaya başlandığı ilk zamanlarda girdap çökmesinin bu kadar ciddi etkisinin olduğu bilinmemektedir ve daha sonraları yüksek basınç dalgalanmalarının sebebi olduğu anlaşılmıştır [44].

İnce olmayan delta kanatlarda öncü kenarı girdapları, düşük hücum açılarında kanadın üst yüzeyine ince delta kanatlara kıyasla daha yakın oluşmaktadır [45]. Bu durum girdap ile kanadın üst yüzeyindeki sınır tabakasının etkileşmesini sağlamaktadır. Bunun sonucunda, ince olmayan delta kanatlardaki akışın Reynolds sayısına bağlılığı ortaya çıkmaktadır. Bir başka sonuç ise sınır tabakası ile girdap arası etkileşimden ortaya çıkan, birincil girdap ile aynı yönde dönen daha zayıf bir ikincil girdap oluşumudur. Bu yapıya *çift girdap* adı verilmektedir. Hücum açısı arttıkça çift girdap yapısı yerini ince delta kanatlara benzer bir yapıya bırakmaktadır. Bu çift girdap yapısı HAD analizi ile ilk olarak Gordnier ve Visbal [46] tarafından daha sonra da PIV ve akış görüntüleme deneyleri ile Yaniktepe ve Rockwell [47], Taylor ve diğ. [48] ve Wang ve Zhang [49] tarafından doğrulanmıştır. Şekil 2.8’de çift girdap yapısı görülmektedir.



Şekil 2.8: Solda, HAD analizi ile 5 derece hücum açısında, 50 derece ok açısındaki bir kanat üzerinde çift girdap yapısının oluşumu [46] ve sağda, çift girdap yapısının akış çizgileri ile gösterimi [49].

Literatürde delta kanatlarda daimî olmayan akış yapıları hakkındaki bilgilerin büyük çoğunluğu ince delta kanatlara aittir [4]. Bunlar sarmal mod kararsızlığı, kesme tabakası kararsızlıkları ve ince delta kanatlarda girdap çökmesi tepe noktasına ulaştıktan sonra görülen, girdap dökülmesi olarak sıralanabilir ve bunların ince delta kanatlar üzerindeki etkileri artık iyice bilinmektedir. Şekil 2.9’da boyutsuz frekans, Strouhal sayısı, St ’ye bağlı verilen, ince delta kanatlarda daimî olmayan akış yapılarının spektrumu görülmektedir. İnce delta kanatlarda bu daimî olmayan akış yapılarının kendi baskın frekanslarında ortaya çıkması sebebiyle, daha odaklı bir akış kontrol stratejisi oluşturmak mümkündür.

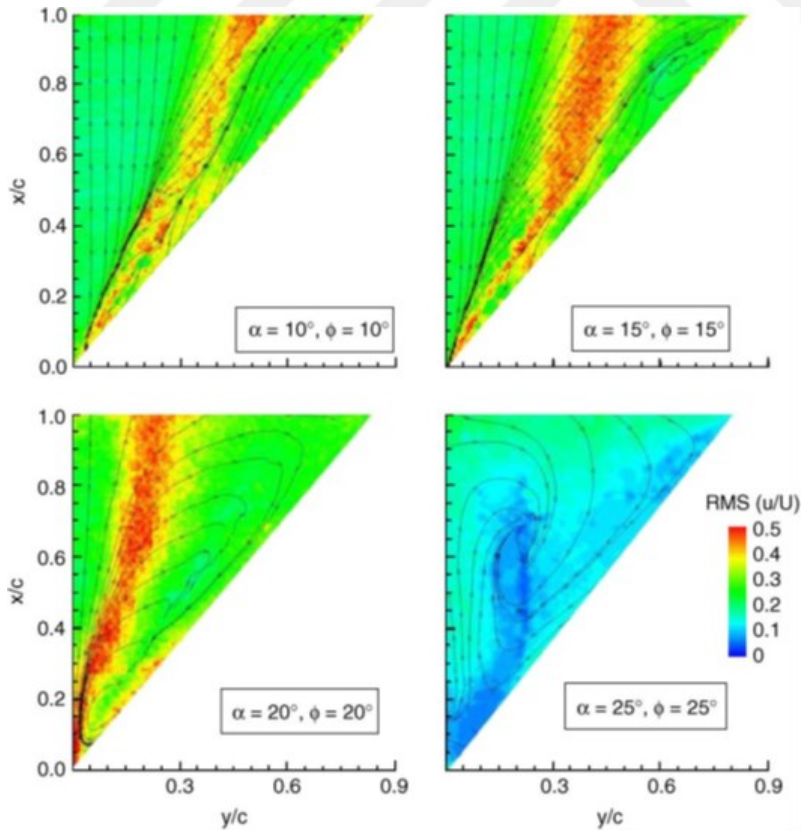


Şekil 2.9: İnce delta kanatlarda daimî olmayan akış yapılarının boyutsuz frekansa bağlı gösterilen spektrumu [8].

2.3 Kesme Tabakası Yeniden Bağlanması ve Üç Boyutlu Akış Ayrılması

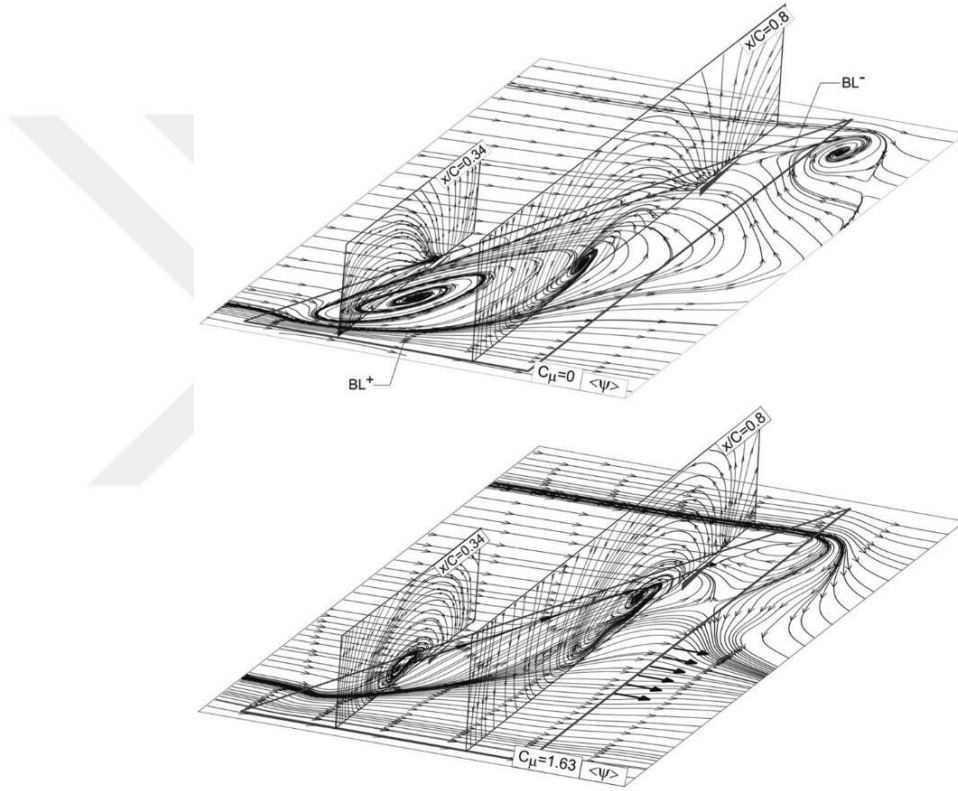
Kesme tabakasının yeniden bağlanması, ince ve ince olmayan delta kanatlar arasındaki önemli akış farklarından birisidir. Kesme tabakasının yeniden bağlanması ince olmayan delta kanatlara özgü bir durum olarak karşımıza çıkmaktadır. İnce delta kanatlarda sadece çok küçük hücum açılarında mümkün olabilirken, ince olmayan delta kanatlarda girdap çökmesinin konumu kanadın tepe noktasına yakın olsa da yeniden bağlanma kanadın simetri merkezinin dışında gerçekleşebilmektedir. Ancak, hücum açısının artmasıyla birlikte kesme tabakasının yeniden bağlanması çizgisi, kanadın simetri merkezine doğru yaklaşmaktadır. Hücum açısı daha da artarsa, tam simetri merkezine yaklaştığı zaman aşırı bir savurma kuvvetine sebep olmaktadır ve daha sonrasında artık kesme tabakasının yeniden bağlanması mümkün olmamaktadır [4,5,50]. Şekil 2.10’da 50 derece ok açısındaki bir delta kanadın, 10 ve 25 derece

arasındaki hücum açıları, PIV ile elde edilen, yakın yüzey rms hız ve akış çizgileri dağılımı görülmektedir. Şekil 2.10'da 10 derece hücum açısındaki grafiğe bakıldığında, kanadın simetri merkezine yakın taraftaki pozitif çataklanma çizgisi (kesme tabakası bağlanma çizgisi) ve simetri merkezine uzak tarafta negatif çataklanma çizgisi (ikincil ayrılma çizgisi) görülmektedir. Akış düzenlerinin yorumlanmasında kullanılan akış topolojisi çalışmalarına kaynak [51-54]'ten ulaşılabilir. Birincil öncü kenarı girdabının izdüşümü bu iki çizgi arasındadır. 10 derece hücum açısından 20 derece hücum açısına gidildikçe, yeniden bağlanma çizgisi kanadın simetri merkezine doğru yaklaşmaktadır ve 20 derecede artık oldukça yakındır. 20 ile 25 derece hücum açıları arasındaki bir değerde kanat perdövites durumuna geçmektedir ve rms hızı yeniden bağlanma çizgisini takip etmektedir. 25 derece hücum açısında kanat üzerinde durağan bir akış söz konusudur, yeniden bağlanma mümkün değildir, akış çizgileri sarmal bir yapı almaktadır ve kanat tamamen perdövites durumundadır [13]. İnce olmayan delta kanatlarda savurma kuvvetlerinin birincil kaynağı olarak girdap çökmesinin değil, kesme tabakasının yeniden bağlanması olduğu anlaşılmaktadır.



Şekil 2.10: Keskin öncü kenarına sahip, 50 derece ok açısındaki bir delta kanadın PIV ölçümleri ile kanadın yakın yüzeyinde alınmış rms hız ile akış çizgisi profilleri [4].

Şekil 2.11’de üstte akış kontrolü uygulanmamış, altta uygulanmış, perdövites hücum açısındaki bir kanadın yakın yüzey ve çapraz akıştaki, akış çizgileri görülmektedir. Şekil 2.11’de üst grafikte, kanadın tepe noktasına yakın konumdaki, geniş ölçekli, içe doğru anaförlü, kararlı odak noktası, akış topolojisinde akış ayrılma noktası olarak kabul edilmektedir. Bu yapı üç boyutlu akış ayrılmasının ve kanadın perdövites durumunun habercisidir. Alt grafikte ise, bu akış ayrılması noktasının akış kontrolü ile elimine edilebildiği ve kesme tabakası bağlanma çizgisinin simetri merkezinden uzaklaştığı görülmektedir.



Şekil 2.11: Üç boyutlu akış ayrılması ve onun kanadın arka kenarından üfleme tekniği ile elimine edilebilmesi [55].

2.4 Akış Kontrol Teknikleri

Gad-el-Hak [56], akış kontrolünü şu şekilde tanımlamaktadır: “Bir akış alanını, aktif ya da pasif olarak, arzu edilen değişimi elde edebilecek şekilde manipüle edebilmektir.” Gad-el-Hak [56] akış kontrol tekniklerini aktif ve pasif kontrol olarak ikiye ayırmıştır. Aktif akış kontrol teknikleri sisteme dışarıdan bir enerji girdisi gerektirmektedir. Ancak, pasif akış kontrol teknikleri dışarıdan sisteme herhangi bir enerji girdisi gerektirmemektedir.

Önceki kısımda ince ve ince olmayan delta kanatların akış fiziklerindeki farklılıklardan bahsedilmiştir. Bu durumda, ince ve ince olmayan delta kanatlara uygulanan akış kontrol tekniklerinin de farklı odak noktaları vardır. Örneğin, ince delta kanatlarda akış kontrolleri girdap çökmesini geciktirmek/önlemek ya da manevra için bilinçli olarak girdap çökmesini tetiklemek olarak ifade edilebilir. İnce olmayan delta kanatlarda ise, kesme tabakasının yeniden bağlanması ve üç boyutlu akış ayrılmasının kontrolü akış kontrol tekniği uygulanmasının odak noktası olarak söylenebilir.

Delta kanatlarda aktif akış kontrol tekniklerine örnek olarak şunlar verilebilir:

- Kanadın farklı konumlarından, daimî ya da daimî olmayan şekilde, delta kanat üzerinde görülen farklı kararsızlıkları tahrik edebilecek frekanslarda, emme ve üfleme akış kontrol tekniği uygulanması,
- Kanadın küçük ya da büyük genliklerle, farklı frekanslarda osilasyonu,
- DBD plazma aktüatörler,
- Hareketli kontrol yüzeyleri.

Delta kanatlarda pasif akış kontrol tekniklerine örnek olarak şunlar verilebilir:

- Geometri ve malzeme değişiklikleri,
- Sabit kontrol yüzeyleri eklenmesi (farklı akış koşullarında dezavantaj oluşturabilmektedir),
- Kanat esnekliğinden yararlanılması,
- Pasif akıtma.

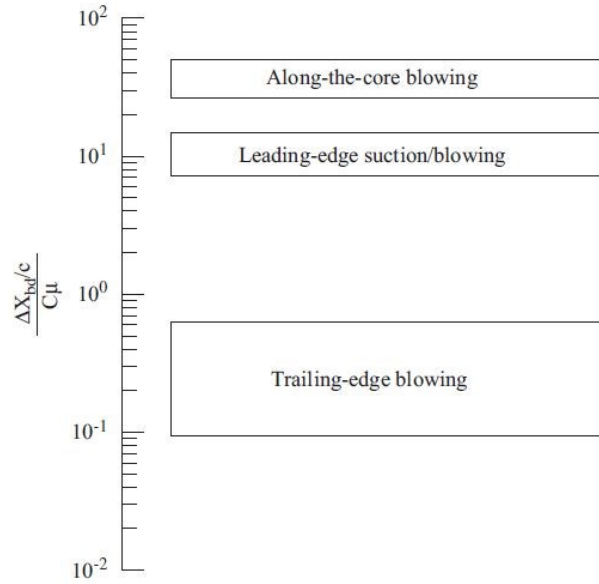
Delta kanatlarda akış kontrolüne dair kaynak [8,57] iyi birer derleme makaleleridir.

2.4.1 Aktif akış kontrol teknikleri

Wood ve diğ. [58], $\Lambda = 60^\circ$, ok açısındaki bir delta kanadında, yuvarlanma momentini kontrol etmek amacıyla, her iki öncü kenarına teğet olarak üfleme akış kontrol tekniği uygulamışlardır (koanda etkisinden faydalanılmaktadır). Her iki öncü kenarından simetrik ve teğetsel şekilde üfleme ile girdap çökmesini, asimetrik şekilde de kanat üzerinde yuvarlanma momentini kontrol edebilmişlerdir. Greenwell ve Wood [59], $\Lambda = 60^\circ$, ok açısındaki kırılmış bir delta kanatta teğetsel üfleme tekniğini, Gu ve diğ. [60] ise $\Lambda = 75^\circ$, ok açısındaki bir delta kanatta teğetsel üfleme/emme tekniğini uygulamışlardır. Girdap çökmesini erteleyebildiğini bulmuşlardır. Ferman ve

diğ. [61], F-15 modelinin kanatları üzerinde, girdap çökmesi sonucu modelin kuyruk yüzeylerinde oluşan savrulma kuvvetlerinin, kuyruğun üst tarafındaki farklı bölgelerden teğetsel üfleme ile kontrolünü çalışmışlardır. Kanat üzerinden uygulanmasının en etkili olduğunu rapor etmişlerdir. Bradley ve Wray [62] ve Mitchell ve diğ. [63], ince delta kanatlarda, girdap merkezi boyunca daimî rejimde üfleme tekniği uygulamışlardır. İkisi de girdap çökmesini erteleyebildiğini rapor etmişlerdir. Dahası, Mitchell ve diğ. [63], öncü kenarı girdabının çöküşünün, keskin kenarlı ince delta kanatlarda Reynolds sayısının bir fonksiyonu olmadığını spektral analiz sonucu bulmuşlardır. Kuo ve Lu [64], ince bir delta kanatta, 40 derece hücum açısında girdap merkezi boyunca daimî olmayan rejimde üfleme tekniği uygulamışlardır. Artan girdap merkez momentumunun ters basınç gradyanına üstün gelip, girdap çökmesini geciktirdiğini rapor etmişlerdir. Johari ve diğ. [65], ilk kez “*Recessed Angled Spanwise Blowing (RASB)*” olarak adlandırdıkları, girdap merkezinin altından, öncü kenarı pahına paralel olarak uyguladıkları üfleme tekniğini geliştirmişlerdir. İnce bir delta kanat üzerinde akış yönünde girdap merkezinin iz düşümü boyunca açılan kanallardan daimî olarak akış üflemişlerdir. Doğal girdap çökme noktasının üstünden uygulandığında girdap çökmesi konumunun tepe noktasına doğru ilerlediğini, alt kısmından uygulandığında ise uygulama noktasına doğru yaklaştığını ve son olarak doğal girdap çökme noktasında uygulandığında ise çok az etkisi olduğunu gözlemlemişlerdir. Daha sonra Johari ve Moreira [66], RASB tekniğini kesme tabakası kararsızlığına özgü boyutsuz frekans aralığında bu kararsızlığı tahrik edebilme amacıyla daimî olmayan rejimde uygulamışlardır. Daimî yonteme göre girdap çökmesi konumunun daha fazla ertelendiğini gözlemlemişlerdir. Bir başka bulguları da her iki taraftaki öncü kenarı girdabını kanat merkezinden ve yüzeyinden uzaklaştırmasıdır. Bu bulgu Sreenatha ve Ong [67]’un yanal yön kararsızlığı olan kanat sallanması olayını RASB ile bastırmaya çalışmasının temelini oluşturmuştur. Ok açısı çok yüksek kanatlarda kanadın liman tarafındaki ve sancak tarafındaki öncü kenarı girdapları birbirleri ile güçlü bir etkileşimdedir. Kullandıkları kontrol döngüsüne göre her iki taraftaki girdabın konumunu ve boyutunu manipüle ederek taşıma kuvvetini ve dolayısıyla, kanat sallanmasını dengelemek için gereken asimetriyi oluşturmuşlardır. İnce delta kanatlarda kanadın farklı bölgelerinden daimî ya da daimî olmayan şekilde uygulanmış üfleme/emme tekniği ile akış kontrolüne dair daha fazla çalışmaya kaynak [68-79]’dan ulaşılabilir. Bu çalışmaların odak noktaları yine girdap çökmesinin ve yuvarlanma momentinin kontrolüdür. Gürsul [8], ince delta

kanatlarda daimî ya da daimî olmayan üfleme/emme akış kontrol tekniklerinin girdap çökmesi üzerine etkilerini literatürde araştırmıştır ve Şekil 2.12'yi oluşturmuştur. Şekil 2.12'de görüldüğü üzere, girdap merkezi boyunca üflemenin en etkili olduğu görülmektedir.



Şekil 2.12: Farklı üfleme/emme tekniklerinin girdap çökmesi üzerindeki verimlilikleri [8].

Literatürde ince olmayan delta kanatların akış yapılarının üfleme ve emme ile kontrol edildiği çalışma sayısı azdır. Dahası, ince olmayan delta kanatlardaki akış kararsızlıklarının ince delta kanatlardaki gibi belirgin frekansları yoktur. Bu durumda uygulanan tahrik frekansı ile kararsızlık frekansını eşleştirmek pek mümkün olamamaktadır. Bu durumda araştırmacılar ince olmayan delta kanatlarda üfleme/emme tekniğini göreceli olarak geniş bir frekans aralığında uygulamaya eğilimlidirler. Çetin ve diğ. [80], $\Lambda = 45^\circ$, ok açısındaki ince olmayan bir delta kanadın öncü kenarlarından daimî olmayan şekilde üfleme tekniği uygulamışlardır. Daimî olmayan üfleme tekniğinin üç boyutlu akış ayrılmasını önleyebildiğini rapor etmişlerdir. Jiang ve diğ. [81] ile Wang ve diğ. [82], ince ve ince olmayan delta kanatların arka tarafından üfleme tekniğini uygulamışlardır. Girdap çökmesi kontrolünün ince olmayan delta kanatta, kanadın tepe noktasına çok yakın bir noktada gerçekleşmesinden dolayı ince delta kanatlara göre daha zor olduğunu gözlemlemişlerdir. Yavuz ve Rockwell [83], $\Lambda = 35^\circ$, ok açısındaki bir delta kanadının arka kenarından üfleme tekniği altındaki akış topolojisini incelemişlerdir.

Williams ve diğ. [84], öncü kenarından daimî olmayan şekilde, $\Lambda = 50^\circ$, ok açısındaki bir delta kanadın akış alanını kontrol etmeye çalışmışlardır.

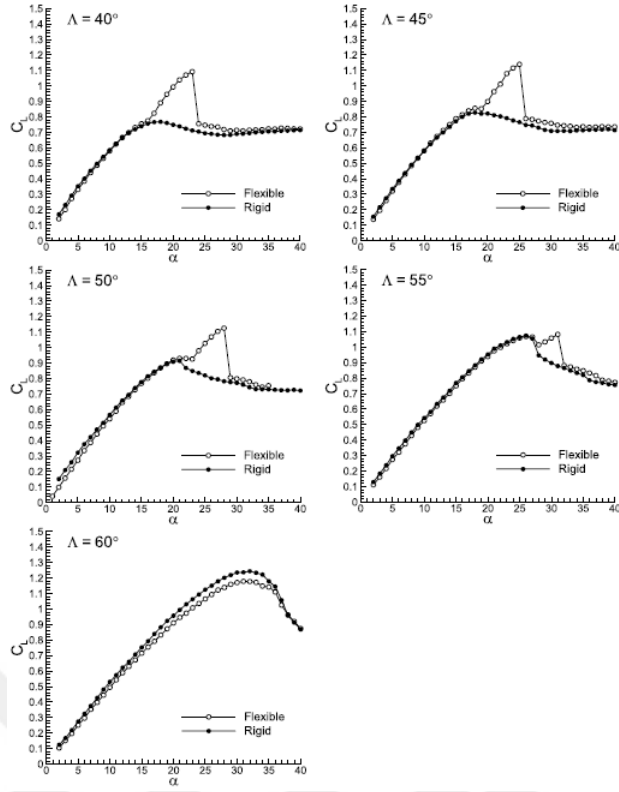
Aktif akış kontrol tekniklerinde üfleme/emme delta kanatların akış yapılarını kontrol etmek için yaygın olarak kullanılsa da başka metodlar da vardır. Kwak ve Nelson [83], yüksek hücum açılarında DBD plazma aktüatörler ile 55, 65 ve 75 derece ok açısındaki delta kanatlarda akış kontrol çalışması yapmışlardır. İki farklı şekilde uygulamışlardır: daimî ve daimî olmayan. 55 derece, ince olmayan delta kanatta daimî olmayan şekilde uygulandığında perdövites sonrası hücum açısında kesme tabakası yeniden bağlanmasını sağladığını gözlemlemişlerdir. 65 ve 75 derece ok açısındaki kanatlarda ise daimî şekilde uygulandığında girdap çökmesini geciktirdiğini gözlemlemişlerdir. Klute ve diğ. [84], Deng ve Gürsul [85], Canpolat ve diğ. [86], Zharfa ve diğ. [87] ve Vardaki ve diğ. [88], ince ve ince olmayan delta kanatlarda kanat/kanatçık salınımları ile akış kontrol çalışmışlardır. İnce olmayan delta kanatlarda kesme tabakası kararsızlığının tahriki ile kesme tabakası yeniden bağlanmasının mümkün olduğu ve ince delta kanatlarda girdap çökmesini etkileyebildiği sonuçları elde edilmiştir. Dahası, kanat salınımlarının histerezis davranışına yol açtığı gözlemlenmiştir. Gürsul ve diğ. [89], girdap çökmesi konumunun altında görülen sarmal mod kararsızlığı tarafından oluşan basınç dalgalanmalarını girdap çökmesi konumunu belirlemek için kullanmıştır. Kapalı bir geri besleme kontrol döngüsünde bu bilgiyi geri besleme sinyali olarak kullanmışlardır. Girdap çökmesi kanat üzerinde görüldüğünde aktif olarak kanadın ok açısı, uzantılarla değişmektedir ve girdap çökmesi konumu kontrol edilmiş olmaktadır.

2.4.2 Pasif akış kontrol teknikleri

Pasif akış tekniklerinin delta kanatlara uygulanması göreceli olarak aktif akış tekniklerine göre daha kolaydır. Ancak, kanatlara genelde sabit olacak şekilde değişimler uygulandığı için farklı uçuş durumlarında dezavantaj oluşturabilmektedirler.

Gülsaçan ve diğ. [90], $\Lambda = 35^\circ$ ve farklı kalınlık-veter (t/c) oranlarındaki ince olmayan delta kanatların akış yapılarını lazer aydınlatmalı duman akış görüntüleme, PIV ve yüzey basınç ölçümleri ile incelemişlerdir. Kalınlık-veter oranının akış yapısına etkisinin hücum açısının etkisi kadar önemli olabildiğini göstermişlerdir. Yüzey basınç ölçümlerinde, düşük hücum açılarında, girdap gücünün t/c oranı artıka

arttığını gözlemlemişlerdir. Ghazijahani ve Yavuz [91], $\Lambda = 45^\circ$ ve farklı kalınlık-veter (t/c) oranlarındaki delta kanatların aerodinamiğini lazer aydınlatmalı duman görüntüleme, PIV, yüzey basınç ölçümleri ve kuvvet ölçümleri ile incelemişlerdir. Kalınlık-veter oranının akış yapısında oldukça etkili olduğunu gözlemlemişlerdir. Düşük hücum açılarında yüksek t/c oranına sahip kanatların girdap gücü ve taşıma kuvveti katsayıları, C_L 'in, düşük t/c kanatlarına kıyasla daha fazla olduğunu ama hücum açısı arttıkça kalın kanatların daha erken perdövites durumuna düştüklerini ve maksimum C_L değerlerinin düşük olduğunu gözlemlemişlerdir. Dahası, t/c oranı arttıkça sürüklenme kuvveti katsayısı, C_D değerlerinin arttığını ve aerodinamik performansı gösteren C_L/C_D değerinin önemli ölçüde azaldığını gözlemlemişlerdir. Wang ve Lu [92], $\Lambda = 50^\circ$ ve üç farklı kalınlık-veter (t/c) oranlarındaki kanatlarda, öncü kenarı pah açısının delta kanatların aerodinamik kuvvetlerine olan etkisini incelemişlerdir. Perdövites hücum açısından önce öncü kenarı pahnın basınç tarafına doğru açılması gerektiğini, perdövites hücum açısını geciktirmek ve maksimum taşıma kuvvetini artırmak için ise öncü kenarı pahnın kanadın emme tarafına doğru açılması gerektiğini vurgulamışlardır. Verhaagen [93], $\Lambda = 50^\circ$ ok açısındaki kanatların öncü kenarı yarıçaplarının akış yapılarına etkisini incelemiştir. Öncü kenarı yarıçapının girdap çökmesi konumunu geciktirdiğini gözlemlemiştir. Wang ve diğ. [94], Lamar ve Campbell [95], Ishide ve Itazawa [96] ve Greenwell ve diğ. [97], sabit kanatçık uzantılarının etkilerini çalışmışlardır. Kaynak [98-104], doğadan esinlenilerek yapılan kanat geometrisindeki değişikliklerin akış yapılarına etkilerini incelemiştir. Chen ve Wang [104], kambur balinaların kuyruk hareketinden esinlendikleri çalışmalarında perdövites hücum açısının ötelendiğini belirtmişlerdir. Liu ve diğ. [105], Vardaki ve diğ. [106] ve Taylor ve diğ. [107], kanat esnekliğini bir akış kontrol metodu olarak uygulamışlardır. Şekil 2.13, Taylor ve diğ. [107]'den alınmıştır. Yazarlar, rijit kanatlara kıyasla taşıma kuvvetindeki ve perdövites hücum açısındaki artışının temel mekanizmasını kesme tabakası kararsızlığının tahriki ve kesme tabakasının yeniden bağlanması olarak açıklamaktadır. Bu durumun ince olmayan delta kanatlara özgü olduğu anlaşılmaktadır. Dahası, simetrik olmayan mod titreşimlerinin gerekli olduğunu yarım kanat modeli kullanarak göstermişlerdir. Yarım kanat modelinde Şekil 2.13'te görülen etki görülememiştir. Taşıma kuvveti katsayısını ve perdövites hücum açısını dramatik ölçekte artırsa da çok sert bir şekilde perdövites durumuna düşmesi ve sürekli kanat titreşimleri sonucu ortaya çıkabilecek yapısal problemler, esnek kanatların pratikte kullanılabilirliğini etkilemektedir.



Şekil 2.13: Test edilen kanatların zaman ortalaması alınmış taşıma kuvveti katsayıları [107].

2.4.2.1 Pasif akıtma

Pasif akıtma tekniği kanadın alt ve üst tarafında, hücum açısı karşısında, doğal olarak bulunan basınç farkından yararlanarak uygulanan bir akış kontrol tekniğidir. Şekil 1.12’de gösterildiği gibi kanat geometrisine açılan açıklıklar sayesinde momentum transferi sağlanmaktadır. Uygulanması göreceli olarak kolaydır. Aktüatörler vasıtasıyla akıtma açıklıkları kontrol edilirse aktif halde de uygulanabilmektedir. Akıtma tekniği aslında istenen bölgeye akış enjekte etme amacı taşıdığından üfleme tekniğine benzerdir. Ancak, transfer edilen momentum miktarını kontrol etmek zordur ve aslında alt ve üst yüzeyler arasında ne kadar basınç farkı olduğuna bağlıdır. Yer etkisi kanadın alt tarafındaki statik basıncı artıracığından ve dolayısıyla kanadın alt ve üst tarafındaki basınç farkını artıracığından, yer etkisi altında bu momentum transferinin artacağı ön görülebilir. Lachmann [108], konunun öncü çalışmalarından biridir. NACA kanatçıklarında oluklar açarak taşıma kuvveti katsayısına etkilerini incelemiştir. Tanner [109], derleme makalesinde akıtma tekniğinin sürüklenme kuvvetini azaltabileceğini belirtmiştir. Hunter ve diğ. [110], kuyruksuz savaş uçaklarında akıtma boşluklarını kontrol yüzeylerine alternatif bir efektör olarak

kullanılabilirliğini nümerik yöntemle test etmiştir. Akıtma boşluklarının efektör olarak kullanılabilme potansiyeli olduğunu belirtmiştir.

Çelik ve diğ. [21] ve Kestel ve diğ. [22] $\Lambda = 45^\circ$, ok açısındaki ince olmayan delta kanatlarda pasif akıtma tekniğini uygulamışlardır. Pasif akıtma tekniğinin doğru oryantasyonda uygulanması ile üç boyutlu akış ayrılmasını önlediğini, kesme tabakasının yeniden bağlanabildiğini ve perdövites hücum açısının geciktirilebildiğini göstermişlerdir.

2.5 Yer Etkisi

Yer etkisi, yere yakın hareket eden yüzeylerin akış alanına ek bir sınır koşulu ortaya çıkaran aerodinamik bir fenomen olarak karşımıza çıkmaktadır. Uçaklarda, yer sınır koşuluna girildikçe etrafındaki üç boyutlu akış alanı etkilenmektedir. Bunun sonucunda taşıma kuvvetinde artış ve taşıma kuvvetinin sürüklenme kuvvetine oranında artış gözlemlenmektedir. Albatros gibi göçmen kuşlar enerji tasarrufu ve uçuş mesafelerini uzatmak için yer etkisinin aerodinamik faydalarını kullanmaktadırlar.

Yer etkisindeki kanat “*Wing-in-ground effect, (WIG)*” araçları yer etkisi altında uçuş için tasarlanan hava araçlarıdır. Kara ya da su yüzeyine yakın uçarak kanat ile zemin arasında oluşan “*RAM*” basıncı veya hava yastıklanması “*Air cushioning*” adı verilen etki ile taşıma kuvvetindeki artıştan faydalanmaktadırlar. Geleneksel uçaklara göre taşıma kuvvetinin sürüklenme kuvvetine oranının çok yüksek olması sebebiyle daha az yakıtla daha fazla mesafe gidebilmektedirler. Bu sebeple, WIG araçları askeri ve sivil uygulamalarda büyük dikkat çekmektedir. WIG araçları 1960 yıllarından beri, bu bahsedilen aerodinamik kazançlar sebebiyle tasarlanmaktadır. Kanat şekline göre iki tip WIG aracı yaygın olarak kullanılmaktadır:

- Rus ekranoplanları,
- Lippisch tipi WIG araçları.

Ekranoplanlar ilk olarak “*Kaspian Deniz Canavarı (Caspian Sea Monster)*” adıyla ortaya çıkmış olup, Rostislav E. Alexeyev’in ve ekibinin tasarımıdır. Daha sonra, A-90 Orlyonok ve daha güncel olarak, Chaika A-050 ile devam etmiştir. Ekranoplanlar düşük en-boy oranındaki dikdörtgen kanatları kullanmaktadırlar. Kanatlarının kesitleri

olarak kanatçık (airfoil) geometrileri kullanılmaktadır. Şekil 2.14'te ekranoplan WIG araçları gösterilmektedir.



Şekil 2.14: Sol üst resimde Kaspian Deniz Canavarı [Url-1], sağ üst resimde A-90 Orlyonok [Url-2] ve alt ortada Chaika A-050 [Url-3] WIG araçları görülmektedir.

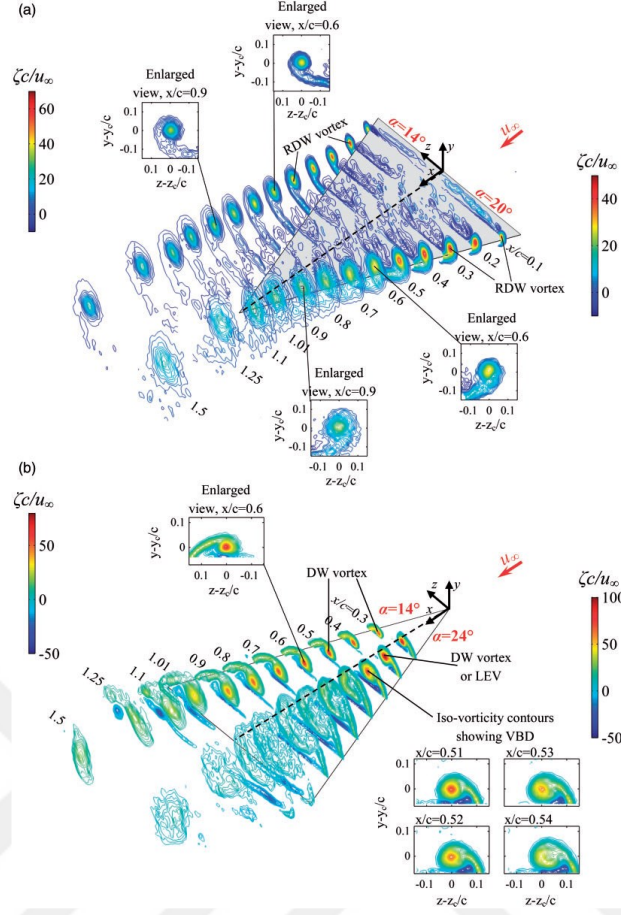
Lippisch tipi WIG araçları, “v” açılı ya da anhedral açılı ters delta kanatları kullanılmaktadır. Dr. Alexander Lippisch'in çalışmalarına dayanmaktadır. X-112 ile başlayıp, RFB X-114 ile devam etmiştir ve günümüzde AirFish-8 kullanımdadır. Şekil 2.15'te Lippisch tipi WIG araçları gösterilmektedir.

Ekranoplan WIG araçlarında kullanılan kanatçık (airfoil) şekillerinin yer etkisi altındaki çalışmaları, literatürde Lippisch tipi WIG araçlarında kullanılan ters delta kanatlara göre çok daha fazladır. Dikdörtgen kanatların ve NACA kanatçık profillerinin yer etkisi çalışmalarına kaynak [111-117]'den ulaşılabilir. Ekranoplan tipi WIG araçlarının detaylı derleme makalelerine Ollila [118], Rozhdestvensky [119] ve Halloran ve O'Meara [120]'den ulaşılabilir. Kanatçıkların yer etkisi sadece hava araçlarında değil, başka mühendislik uygulamalarında da kullanılmaktadır. Oldukça yoğun ilgi duyulan bir konu da formula yarış araçlarının kanatlarının yer etkisi çalışmalarıdır. Zhang ve diğ. [121]'in derleme makalesinde yarış araçlarının yer etkisi aerodinamiğine dair bilgiler ve güncel gelişmeler bulunabilir.



Şekil 2.15: Sol üst resimde X-112 [Url-4], Sağ üst resimde RFB X-114 [Url-5] ve alt orta resimde AirFish-8 WIG [Url-6] araçları görülmektedir.

Lippisch tipi WIG araçlarında kullanılan ters delta kanatların yer etkisi ya da serbest akış bölgesindeki çalışmalarına kaynak [122-130]'dan ulaşılabilir. Lippisch tipi WIG araçlarının uzunca bir süreden beri bilinmesine ve ilgi görmesine karşın, ters delta kanatların akış fiziği ile ilgili literatürde az sayıda çalışma vardır. Literatürde delta kanatlarda ok açısı ile yapılan ince ya da ince olmayan sınıflandırması, aynı sınırlar ile ters delta kanatlarda da geçerlidir. Şekil 2.16'da $\Lambda = 65^\circ$, ok açısındaki ters ince delta kanat ve ince delta kanatların kesit alanları boyunca PIV ile elde edilmiş boyutsuz girdap konturları görülmektedir. İnce delta kanatlarda, kanat üzerinde oluşan öncü kenarı girdap yapısından farklı olarak ters delta kanatlarda kol ve yumruk tipi “*arm and fist type*” denilen uç girdapları oluşmaktadır. Bu girdaplar delta kanatların aksine ters delta kanatlarda kanat yüzeyinden uzakta oluşmaktadır. Delta kanatlarda öncü kenarı girdaplarının taşıma kuvvetine etkisinden bahsedilmiştir. Bu durumda, ters delta kanatlarda uç girdapları, kanat yüzeyinden uzakta oluşmasından dolayı, taşıma kuvvetine delta kanatlarda olduğu gibi etki edememektedir. Ayrıca, ters delta kanatlarda, kanadın perdövites durumuna düşmesi de farklılık göstermektedir. İnce delta kanatlarda, girdap çökmesi sebebiyle perdövites görülürken ters delta kanatlarda kanat açıklığı boyunca görülen girdap filamentlerinin “*spanwise vortex filament (SPV)*” çökmesi sonucu perdövites durumuna geçmektedir.



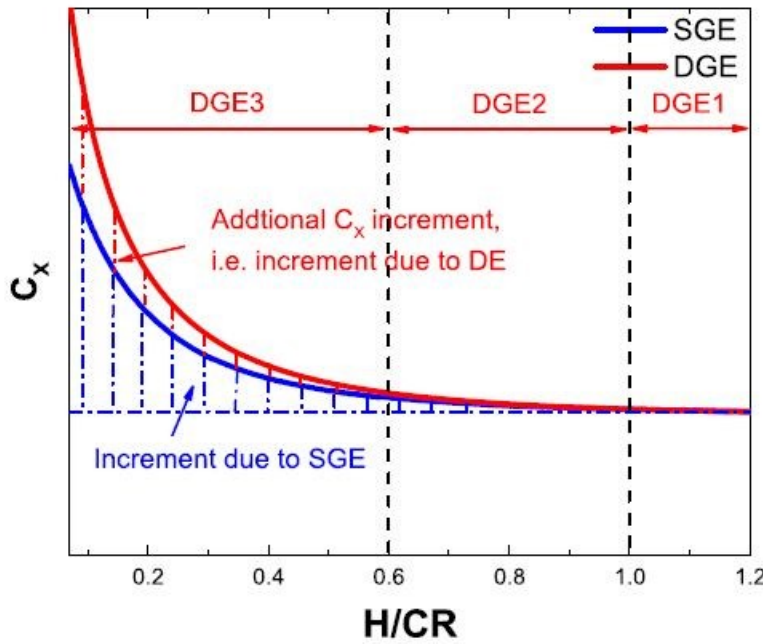
Şekil 2.16: Ters ince delta kanat girdap yapıları (a) ve ince delta kanat girdap yapıları [127].

2.5.1 Delta kanatların yer etkisi altında incelenmesi

Bu çalışmanın yazarının bildiği kadarıyla delta kanatlar (ters olmayan), WIG araçlarında kullanılmamaktadır. Ancak, manevra kabiliyeti yüksek savaş uçaklarında, insansız hava araçlarında (UAV), insansız muharebe savaş uçaklarında (UCAV) ve Tu-144 gibi ses üstü uçan hava nakliye araçlarında delta kanat konfigürasyonları kullanılmaktadır. Dahası, askeri hava araçları, uçak gemileri gibi platformlardan kısa mesafelerde kalkış ve iniş yapabilmeye gereksinimi duymaktadırlar ve bunu yüksek hücum açılarında yer etkisinde gerçekleştirmektedirler. Bu sebeple, delta kanatların yer etkisi altındaki aerodinamik davranışlarının etraflıca anlaşılması, iniş ve kalkış sırasında yaşanabilecek kazaların önlenmesi hem de iniş/kalkış sistemlerinin geliştirilebilmesi açısından önem kazanmaktadır [131-133].

Qin ve diğ [134], $\Lambda = 65^\circ$, ok açısındaki keskin öncü kenarlı bir delta kanadın aerodinamik katsayılarını ve akış yapılarını hücum açısı, $\alpha = 20^\circ$ de, DDES ile statik yer etkisi (SGE) altında nümerik olarak incelemiştir. Kanat yer düzlemine

yaklaştıkça taşıma ve sürüklenme kuvveti katsayıları, C_L , C_D ve yunuslama yönündeki burun aşağı moment katsayısı C_M de doğrusal olmayan şekilde artış olduğunu belirtmişlerdir. Taşıma kuvveti katsayısı, C_L 'in artışının kanadın basınç tarafındaki statik basınç artışından kaynaklı olduğunu belirtmişlerdir. Qin ve diğ. [135], $\Lambda = 65^\circ$, ok açısındaki keskin kenarlı bir delta kanadın dinamik yer etkisi (DGE) altında aerodinamik katsayılarını ve akış yapılarını nümerik yöntemle incelemişlerdir. Hava araçları iniş/kalkış sırasında dinamik olarak belirli bir batma hızıyla ya da çıkma hızıyla yer etkisine girmektedirler ya da yer etkisinden uzaklaşmaktadırlar. DGE durumunda, SGE durumuna göre aerodinamik katsayılarda, batma hızının artmasıyla daha yüksek artışlar olduğunu gözlemlemişlerdir. Şekil 2.17'de görüldüğü gibi DGE'yi üç farklı bölgeye ayırmışlardır. İlkinde, aynı hücum açısı için DGE ve SGE birbirine eşittir ve yer etkisi ihmal edilebilmektedir. İkincisinde, DGE ve SGE, h/c azaldıkça çok az da olsa artış göstermektedir ancak dinamik etki halen baskın değildir. Üçüncüsünde, DGE SGE den giderek ayrılmaktadır ve yer düzlemine yaklaşıldıkça ciddi miktarda artış göstermektedir. Bu durumu, kanadın basınç tarafında oluşturdukları kontrol hacmi içerisindeki havanın, kanat tarafından sıkıştırma işine maruz kaldığını ve bunun sonucunda kanadın alt yüzeyinde oluşan ek bir taşıma kuvveti oluşturması ile açıklamışlardır.



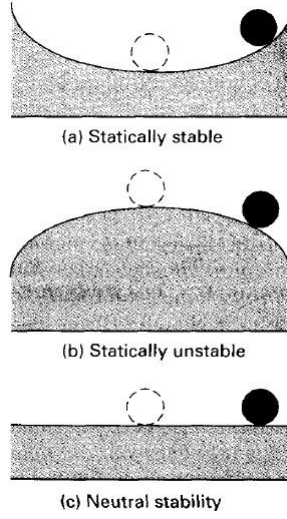
Şekil 2.17: Dinamik yer etkisi (DGE) bölgeleri [135].

Qu ve diğ. [136], $\Lambda = 65^\circ$, ok açısındaki keskin öncü kenarlı bir delta kanadını hücum açısı, $\alpha = 20^\circ$ 'de yer etkisi altındaki akış yapılarını nümerik yöntemlerle çalışmışlardır. Taşıma ve sürüklenme kuvvet katsayıları, C_L, C_D ve yunuslama yönündeki burun aşağı moment, C_M 'in yer düzlemine yaklaştıkça artış gösterdiğini belirtmişlerdir. Dahası, bu çalışmada girdap çökmesinin yer etkisi altında nasıl etkilendiğine de bakmışlardır. Yer etkisi ile öncü kenarı girdabının aksenal, teğetsel hızları ve girdap gücünde artışlar gözlemlemişlerdir. Bu durumu, basınç eğrileriyle de uyumlu olarak bulmuşlardır. Yer etkisine girildikçe girdap çökmesi konumunun, kanadın tepe noktasına doğru ilerlediğini gözlemlemişlerdir. Girdabın sarmal açısının sabit kalması sebebiyle, girdap çökmesini ters basınç gradyanına bağlı olduğunu yorumlamışlardır. Lee ve Ko [137], $\Lambda = 65^\circ$, ok açısındaki ince bir delta kanatta $\alpha < 43^\circ$ için ve Tümse ve diğ. [138], $\Lambda = 40^\circ$, ok açısındaki ince olmayan bir delta kanatta $\alpha < 29^\circ$ için, delta kanatların aerodinamik katsayılarını ve akış yapılarını deneysel olarak statik yer etkisi altında incelemişlerdir. Her iki çalışmada da h/c değeri arttıkça, girdap çökmesi konumunun tepe noktasına doğru yaklaştığını gözlemlemişlerdir. Ancak, aerodinamik katsayılarındaki davranış farklılıklar göstermektedir. Lee ve Ko [138], taşıma kuvveti katsayısı, C_L 'de, boyutsuz yer mesafesi, $h/c < \% 60$ için artış görürken Tümse ve diğ. [139] denedikleri her h/c mesafesi için artış gözlemlemişlerdir. Ayrıca, Lee ve Ko [138], h/c azaldıkça daha düşük hücum açılarında kanadın perdövites durumuna düştüğünü gözlemlemişlerdir. Tümse ve diğ. [139], azalan h/c ile perdövites durumunda bir değişim gözlemlememişlerdir. İnce ve ince olmayan delta kanatların perdövites mekanizmalarının farklılık göstermesi, bu farklılığın açıklaması olabilir.

2.5.2 Boylamsal statik kararlılık

Kararlılık, herhangi bir denge durumunun özelliğidir. Eğer bir hava aracı daimî ve düzenli uçuşunu devam ettirecekse, ağırlık merkezine etki eden toplam kuvvet ve momentlerin sıfıra eşit olması gerekmektedir. Bu koşullar sağlanıyorsa hava aracı denge koşulunda ya da “*trim*” koşulundadır denmektedir. Ancak, ağırlık merkezine etki eden kuvvet ve momentler sıfıra eşit değil ise hava aracı öteleme ve dönme ivmelerine maruz kalmaktadır. Statik kararlılık aracın denge konumundan yeri değiştiğinde tekrar denge konumuna dönme eğilimidir. Şekil 2-18'de statik kararlılığı anlatmak için kullanılan klasik top ve yüzey örneği görülmektedir. Şekil 2.18 (a)'da top denge konumundan oynatılırsa yer çekiminin etkisi ile ilk denge konumuna geri

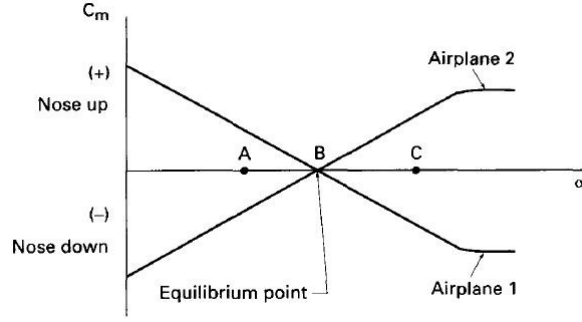
dönecektir. Bu statik kararlılık durumunu temsil etmektedir. Şekil 2.18 (b)'de denge konumundan oynatılırsa, eğimli yüzeyde top yüzeyden düşecektir ve denge konumundan uzaklaşacaktır. Bu durum statik kararsızlığı temsil etmektedir. Şekil 2.18 (c)'de düz yüzey üzerinde top denge konumundan oynatılırsa yeni pozisyonunda sabit kalır. Bu durum nötr statik kararlılıktır.



Şekil 2.18: Statik kararlılık durumu (a), statik kararsızlık durumu (b) ve nötr kararlılık durumu (c) [139].

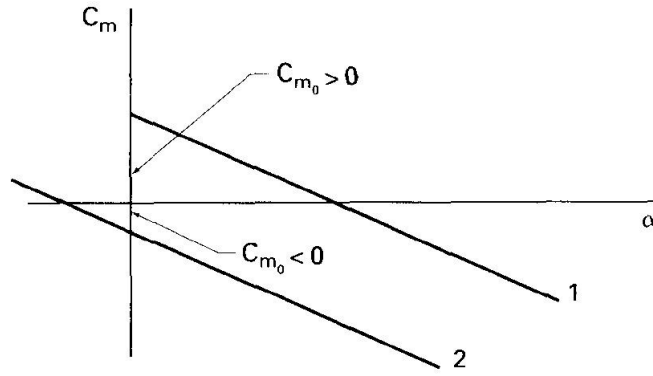
Şekil 2.19'da boylamsal yönde statik olarak kararlı ve kararsız iki uçağın ağırlık merkezinde ifade edilen yunuslama yönündeki moment katsayıları, $C_M|_{c.g}$ verilmiştir. Her iki uçağın da "B" harfi ile belirtilen trim notlarında, yani $C_M|_{c.g} = 0$ da uçtuğu varsayılırsa; birinci uçak B noktasından C noktasına hücum açısını burun yukarı artırırsa, geri B noktasına doğru bir burun aşağı moment ile dönecektir. Yine B noktasından A noktasına hücum açısını burun aşağı azaltırsa, geri B noktasına doğru burun yukarı moment ile dönecektir. İkinci uçak için ise tam tersi bir durum söz konusu olacaktır ve sürekli olarak denge konumundan uzaklaşacak şekilde davranış gösterecektir. Bu durumda, birinci uçak boylamsal yönde statik olarak kararlıdır ve ikinci uçak kararsızdır. Bu durumda, statik kararlılık için Denklem (2.1) gereklidir.

$$\frac{\partial C_M}{\partial \alpha} < 0 \quad (2.1)$$



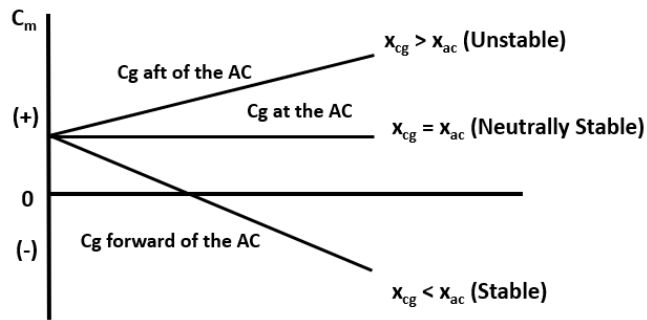
Şekil 2.19: Yunuslama momenti katsayısı [139].

Bir başka önemli konu ise Şekil 2.20'de görüldüğü gibi trim hücum açısıdır. Yani $C_M|_{c.g} = 0$, olduğu hücum açısının pozitif ya da negatif olmasıdır. Statik kararlılık için Denklem (2.1)'e ek olarak pozitif trim hücum açısı da gereklidir.



Şekil 2.20: Pozitif ve negatif trim [139].

Şekil 2.21'de ağırlık merkezi konumunun boylamsal yöndeki statik kararlılığa etkisi görülmektedir. Eğer ağırlık merkezi kanadın aerodinamik merkezinin gerisindeyse kararsız, önündeysse kararlı ve aynı noktadalar ise nötr kararlıdır.



Şekil 2.21: Ağırlık merkezi konumunun statik kararlılığa etkisi [139].



3. DENEY DÜZENEĞİ ve ÖLÇÜM TEKNİKLERİ

Bu bölümde deneylerin yapılması için oluşturulan test düzenekleri, ölçüm teknikleri, deney matrisi ve belirsizlik hesapları yer almaktadır.

3.1 Rüzgâr Tüneli

Deneysel Orta Doğu Teknik Üniversitesi Makine Mühendisliği Bölümü Akışkanlar Mekaniği Laboratuvarında bulunan rüzgâr tüneline gerçekleştirilmiştir. Rüzgâr tüneline düşük hızda, emme tipi ve açık çevrim olup 10 kW AC motora sahip bir aksel fan ile hava akımı sağlanmaktadır.

Rüzgâr tüneline 5 ana kısımdan oluşmaktadır:

1. Durultma Odası,
2. Daralma Konisi,
3. Test Bölümü,
4. Difüzör ve,
5. Motor-Fan.

Hava, rüzgâr tüneline iki adet simetrik giriş pencerelerinden girmektedir. Bu pencerelere dışarıdan istenmeyen parçacıkların girişini engellemek ve düzenli bir akış yapısı sağlamak amacıyla ince ağlar eklenmiştir. Durultma odasında türbülans yoğunluğunu azaltmak için, ek olarak 3 adet daha ince ağ yapısı ve 1 adet bal peteği yapısı eklenmiştir. Durultma odası 2700 mm uzunluktadır. Daralma konisinin oranı 8:1 olarak oluşturulmuştur ve 2000 mm uzunluktadır. Daha sonra test bölümü gelmektedir. Test bölümü optik açıdan şeffaf ve plexiglass malzemeden yapılmıştır. 750 mm genişlik, 510 mm yükseklik ve 2000 mm uzunluğa sahiptir. Daha sonra gelen difüzör kısmı 7300 mm uzunluktadır ve 3° sapma açısına sahiptir. Tünelin sonunda 10 kW AC motor-fan sistemi mevcuttur. Frekans kontrol ünitesi ile test bölümünün serbest akış hızlarını ayarlamak mümkündür. Şekil 3.1'de rüzgâr tüneline ve Şekil 3.2'de test bölümünün görselleri verilmiştir.



Şekil 3.1: ODTÜ Makine Mühendisliği Bölümü Akışkanlar Mekaniği Laboratuvarı rüzgâr tüneli.

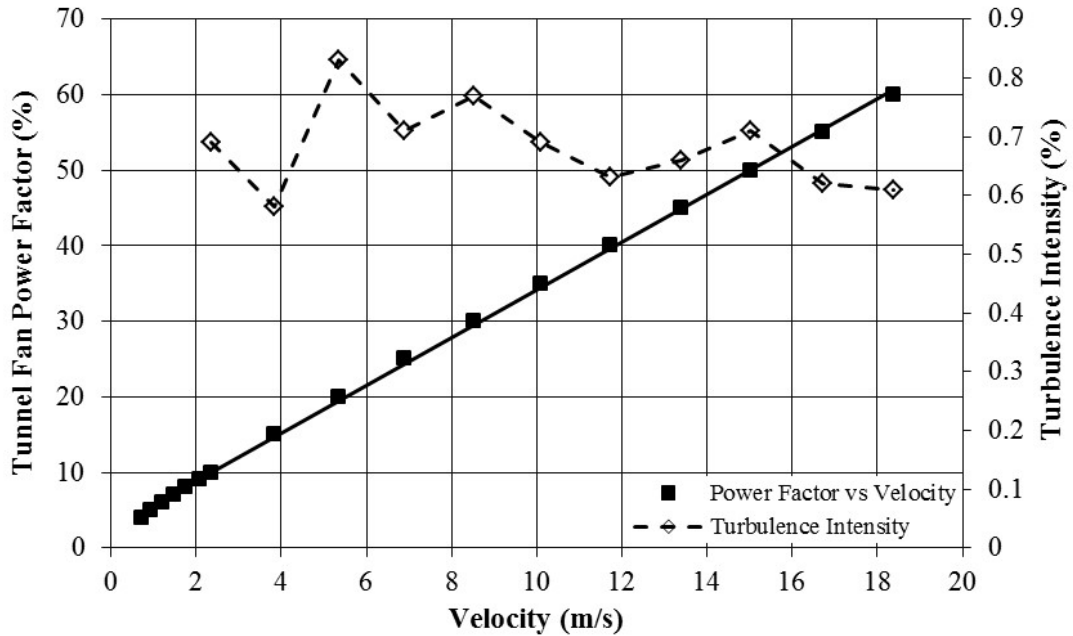


Şekil 3.2: Test bölümü.

Hem basınç hem de kuvvet ve moment ölçümleri Reynolds sayısı, $Re = 9 \times 10^4$ 'te gerçekleştirilmiştir. Denklem 3.1'de verildiği gibi Reynolds sayısı ana veter uzunluğuna bağlı olarak hesaplanmıştır. Her deney öncesi laboratuvarın atmosfer basıncı ve sıcaklığı dikkate alınarak, $Re = 9 \times 10^4$ olacak şekilde tünelin serbest akış hızı, U_∞ hesaplanmıştır.

$$Re_c = \frac{\rho U_\infty C}{\mu} \quad (3.1)$$

Tünel karakterizasyonu, LDA ve pitot ölçümleri ile laboratuvarın önceki araştırmacıları tarafından gerçekleştirilmiştir. Şekil 3.3'te tünelin türbülans yoğunluğunun da belirtildiği karakterizasyon eğrisi verilmiştir. LDA ve pitot ölçümleri arasında % 3'ün altında fark görmüşlerdir. LDA ölçümleri ile türbülans yoğunluklarının belirlenebilmesi mümkün olmuştur. Eğrinin doğruluğu deneyler öncesinde pitot ölçümleri ile doğrulanmıştır. Türbülans yoğunluğu % 1 değerinin altındadır.

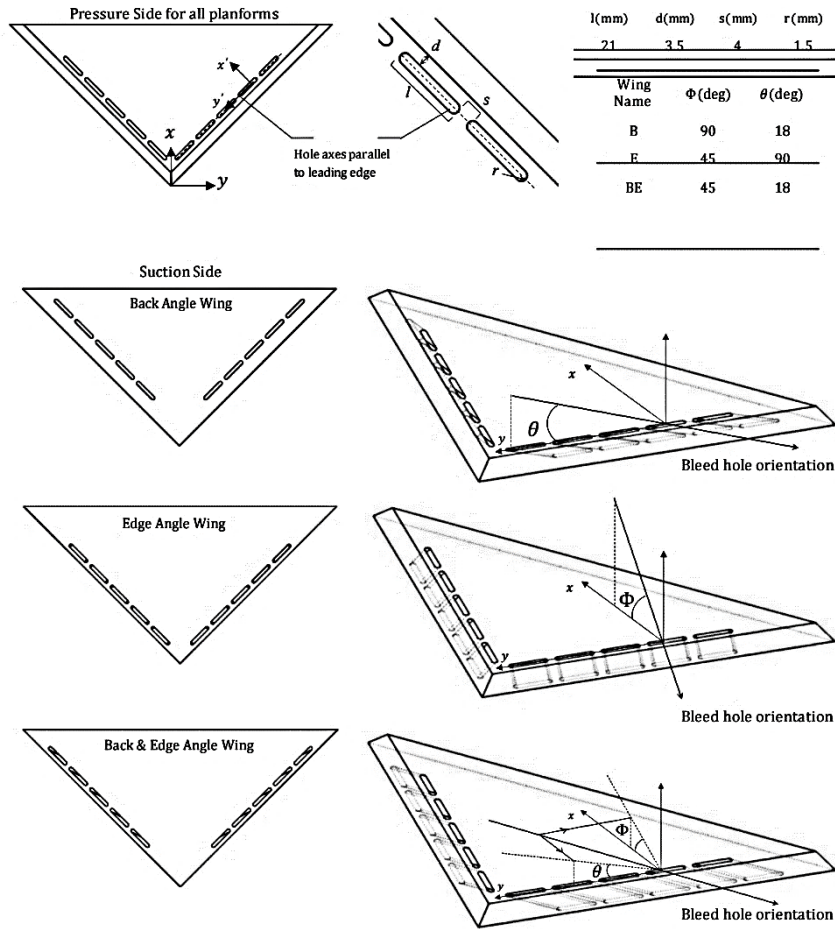


Şekil 3.3: Tünel karakterizasyon eğrisi.

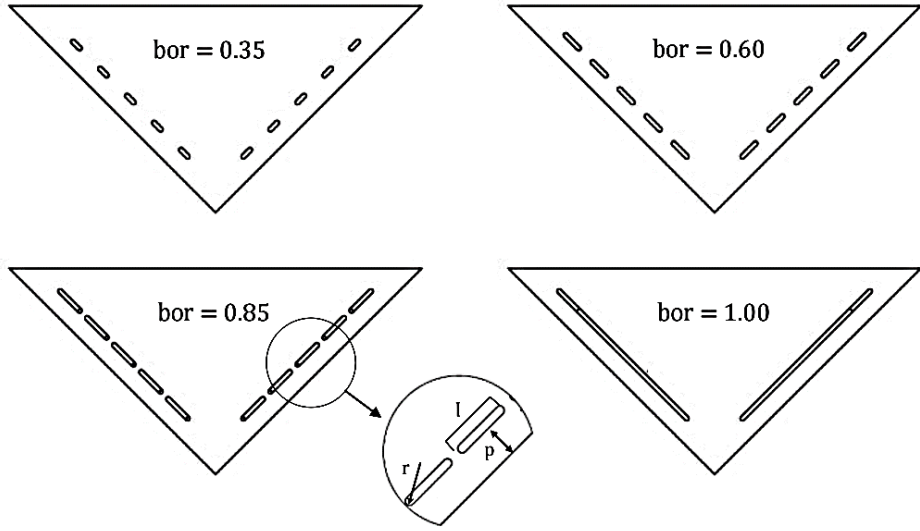
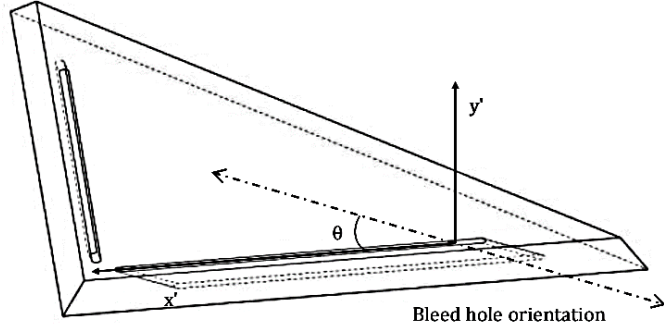
3.2 Kanat Modelleri

Çelik [140], doktora tezinde 45 derece ok açısındaki delta kanatlar üzerinde farklı açılar tanımlayarak pasif akıtma açıklıkları uygulamıştır. Bunları “Back (B), Edge (E)

ve *Back-Edge (BE)*” olarak tanımlamıştır. Çelik [140] çalışmasında B konfigürasyonunun akış alanında en etkili olduğunu gözlemlemiştir. Daha sonra Karagöz [141], B konfigürasyonunun, yine Çelik [140] tarafından tanımlanan “*Back angle, θ* ” açılarını değiştirerek, $\theta = 23^\circ$ açısının akış alanında en etkin olduğunu bulmuştur. Kestel [142], B konfigürasyonu ve $\theta = 23^\circ$ açısını sabit tutarak, Akıtma Açıklık Oranı “*Bleed Opening Ratio (BOR)*” parametresini tanımlamıştır ve bu parametrenin akış yapılarına etkisini incelemiştir. Kestel [142], BOR parametresini bir kanadın akıtma açıklık alanının maksimum açıklık alanı uygulanmış kanat olan $BOR = 1.00$ kanadına oranı olarak tanımlamıştır. Örneğin, $BOR = 0.85$ kanadı, $BOR = 1.00$ kanadının akıtma açıklığı alanının % 85’i kadar açıklığa sahiptir. Şekil 3.4’te Çelik’in [140] B, E ve BE pasif akıtma konfigürasyonlarının detayları gösterilmektedir. Şekil 3.5’te Kestel’in [142] akıtma açıklık oranı (BOR) konfigürasyonlarının detayları gösterilmektedir.



Şekil 3.4: B, E ve BE konfigürasyonlarının detayları [140].



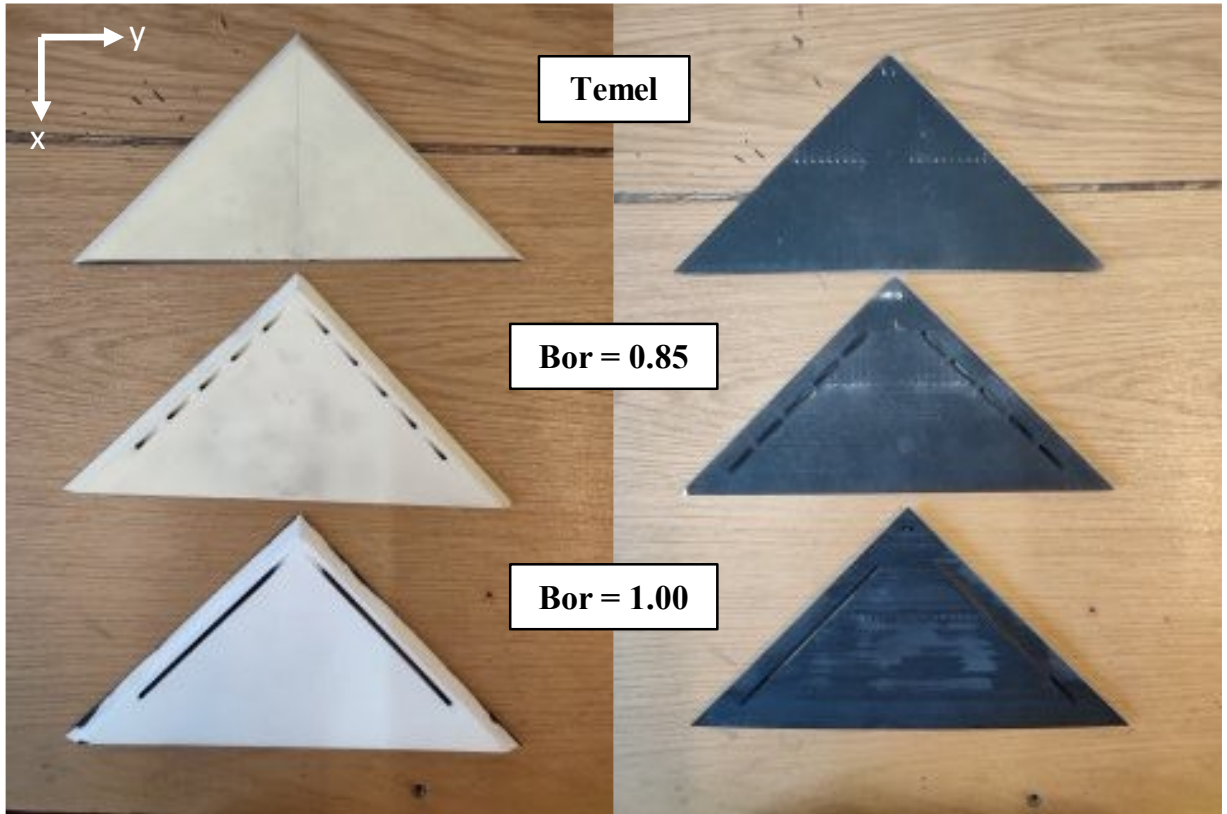
	l (mm)	r (mm)	p (mm)	θ
bor = 1.00	121	1.5	11.5	23°
bor = 0.85	21	1.5	11.5	23°
bor = 0.60	15	1.5	11.5	23°
bor = 0.35	9	1.5	11.5	23°

Şekil 3.5: Akıtma açıklık oranı, BOR kanatlarının detayları [142].

Şekil 3.4'te (x, y) koordinat eksenleri kanatların serbest akış alanı eksenlerini ifade etmektedir. (x', y') koordinat eksenleri ise akıtma oryantasyonlarını ifade etmek için kullanılmaktadır. Φ açısı, akıtma açıklık oryantasyonunun $x'-z'$ düzlemine olan izdüşümünün x' eksenine arasındaki açıyı ifade etmektedir. θ açısı, akıtma açıklık oryantasyonunun $y'-z'$ düzlemine olan izdüşümünün y' eksenine arasındaki açıyı ifade etmektedir.

Bu çalışmada, $\theta = 23^\circ$ ve $\Phi = 90^\circ$ açılarındaki BOR = 1.00 ve BOR = 0.85 kanatları ile akıtma açıklığı uygulanmamış bir temel kanadı yer etkisi altında incelenmiştir. Kanatlar ODTÜ Biltir Merkezi'nde 3-D yazıcı ile üretilmiştir. Toz malzemesi olarak PA2200 kullanılmıştır. Her bir katmanda 0.15 mm kalınlıkta malzeme dökülmüştür.

Dolayısıyla, maksimum yüzey pürüzlülüğü 0.15 mm olarak kabul edilebilir. Şekil 3.6'da bu çalışmada kullanılan üç kanat modeli gösterilmektedir. En üstte akıtma açıklığı uygulanmamış temel kanadı, ortada akıtma açıklığı uygulanmış BOR = 0.85 kanadı ve an altta BOR = 1.00 kanadı verilmiştir. Bütün kanatlar 8 mm kalınlıkta, 45 derece ok açısında, 45 derece basınç tarafından pah açılı ve keskin kenarlıdır. Ana veter uzunluğu, $C = 135$ mm olarak belirlenmiştir. Yüzey basınç portları boyutsuz akış yönündeki konum $x/C = 0.5$ 'te oluşturulmuştur. Her kanatta bu çalışmada kullanılmamasına rağmen tepe noktasında iki adet akış görüntüleme açıklığı bulunmaktadır. Şekil 3-6'da sol kolondaki resimlerde kanadın basınç tarafını ve sağ kolondaki resimlerde kanadın emme tarafı görülmektedir.



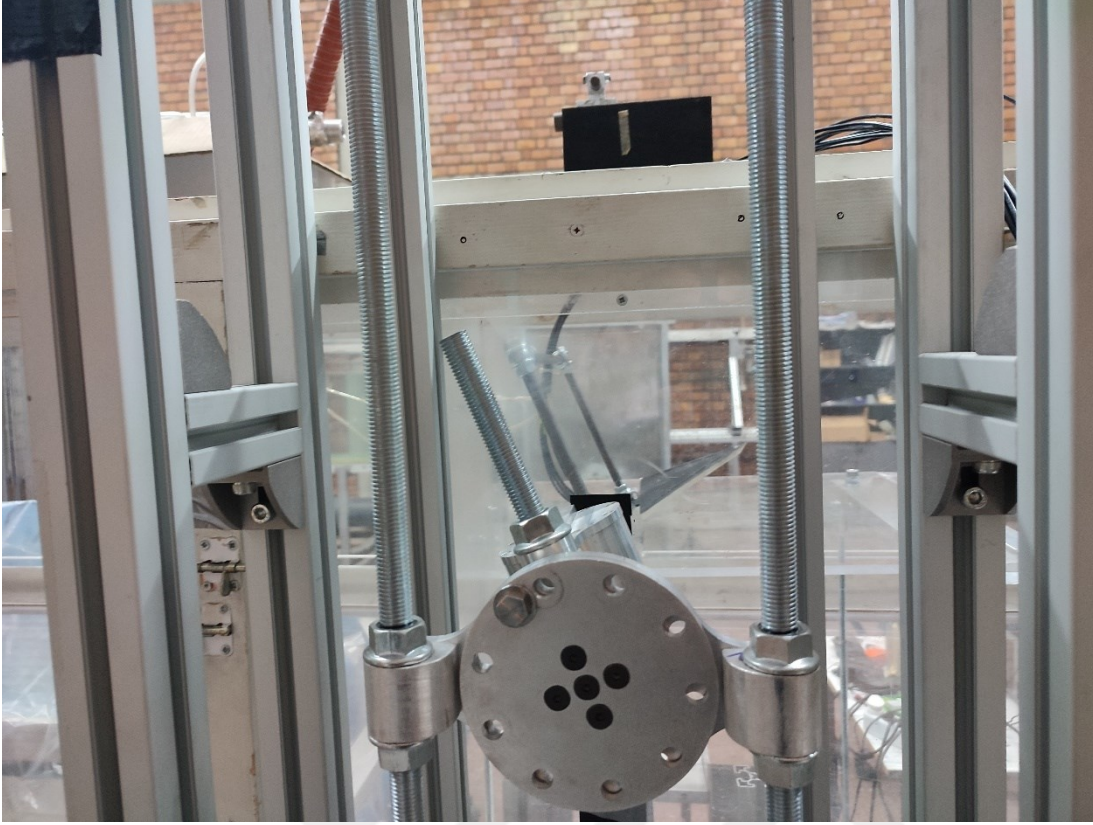
Şekil 3.6: Bu çalışmada kullanılan modellerin görselleri.

3.3 Model Pozisyonlama ve Yer Düzlemi Sistemleri

Yer etkisi testleri pek çok hücum açısında ve boyutsuz yer mesafesinde test edildiğinden dolayı, rüzgâr tüneli içerisinde doğru bir şekilde pozisyonlanması önem taşımaktadır. Dahası, hızlı ve etkili olarak tünel içerisinde parametrelerin değiştirilebilmesi taranan kanat sayıları göz önüne alındığında önem kazanmaktadır. Bu bağlamda, model pozisyonlama ve yer düzlemi sistemleri tasarımları yapıp, üretilmiştir.

3.3.1 Model pozisyonlama sistemi (MPS)

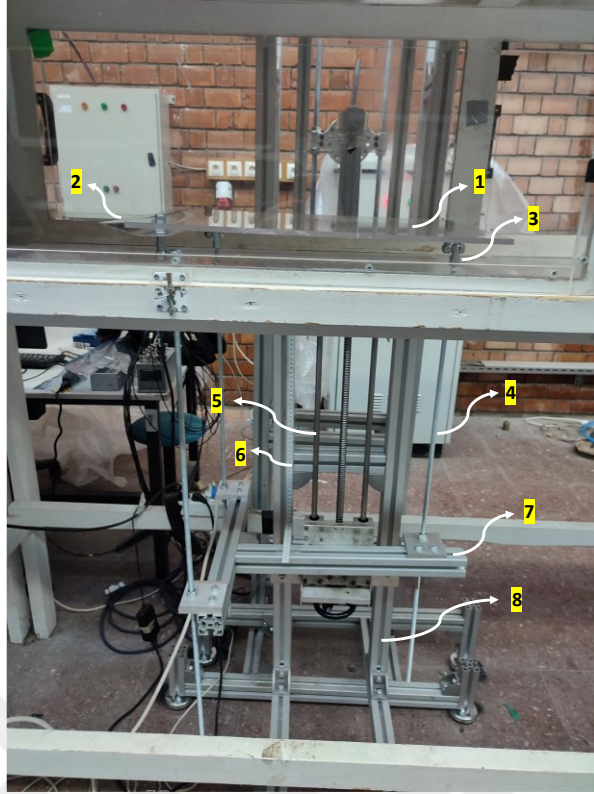
Model Pozisyonlama Sistemi (MPS), Göktuğ Koçak ve Onur Özbilgin'in laboratuvarında yapılan yer etkisi testleri için tasarladıkları ve patentini de aldıkları bir sistemdir. Yer etkisi çalışmaları için tasarlanmış olsa da kolaylıkla farklı uygulamalar için de kullanılabilir. Şekil 3.7'de MPS görülmektedir. MPS tamamen mekanik bir sistem olup, kullanıcıya tünel duvarlarını açmadan ve tüneli kapatmadan hücum açısını değiştirme olanağı sağlamaktadır. MPS, tünele temas etmeyen alüminyum profilden yapılan bir kuleye monte edilmiştir ve tünel titreşimlerinden etkilenmemektedir. MPS mekanik olarak belirli artış miktarlarında hücum açısının değişimini garanti etmektedir. Açık ayar diskleri, hücum açısını belirli bir miktar değiştirmek için mekanik kavrama görevi görmektedirler. Şekil 3.7'de de görüldüğü gibi, disklerde açılan delik kombinasyonlarından her seferinde pim sadece bir eşleşen delik aralığından geçebilmektedir. Bu da mekanik olarak belirli açı değişimlerini garanti etmektedir. Sonuç olarak, kavrama disklerine rijit olarak bağlı diğer ara elemanlar vasıtasıyla sensör, kuvvet aktarım çubuğu ve model, rijit bir şekilde birlikte dönmektedir. MPS'nin iç adaptörü ve modelin arka kenarının dönme eksenini çakışık olduğu için modelin arka kenarı, hücum açısı değişse bile uzayda hep aynı konumdadır. MPS'nin dış açılmış dikey çubukları sayesinde sistemin dikey eksenindeki konumu da değiştirilebilmektedir. Dahası, kuvvet aktarım çubuğu, modele, dış açılan ucundan braket ve diğer bağlantı elemanları kullanılarak takılmaktadır ve bu durum modelde sapma açısı da oluşturulmasına izin vermektedir.



Şekil 3.7: Model Pozisyonlama Sisteminin (MPS) bir görseli.

3.3.2 Yer düzlemi sistemi

Çalışılan bütün modellerde yer etkisi karakterizasyonu için kullanılan boyutsuz yükseklik parametresi, h/c , kanadın arka kenarından yer düzlemine olan mesafe ölçülerek oluşturulmuştur. Burada “h” yüksekliği Şekil 3.9’da da görüldüğü gibi kanadın arka kenarından zemin düzlemine olan mesafedir. Parametredeki “c” ise kanadın ana veter uzunluğudur. Bütün yer etkisi testlerinde dolayısıyla, kanadın arka kenarının tünel içerisindeki konumunun sabit kalması gerekmektedir. Bu da MPS ile mümkün olmaktadır. Şekil 3.8’de yer düzlemi sisteminin görüntüsü verilmiştir. (1) ile verilen, plexiglass ile üretilen yer düzlemidir. 540 mm uzunluğunda, 475 mm eninde ve 9 mm kalınlığındadır. (2) ile gösterilen parça yer düzleminin pah eklentisidir ve 26.25 derece pah açısındadır. (3) Mentеше eklemlerini, (4) dış açılı dikey eksenle hareket edebilen çubukları, (5) doğrusal kızıağı, (6) kadrajı, (7) doğrusal kızıakla hareket eden, hareketli şasiyi ve (8) sabit şasiyi göstermektedir. Doğrusal kızıağın alttaki kolunun döndürülmesi ile öteleme miktarı kadrajdan (6) okunmaktadır. Örneğin, kadrajda okunan 1 cm değişim yer düzleminin de modele 1 cm yaklaşmasını ya da uzaklaşmasını ifade etmektedir.



Şekil 3.8: Yer düzlemi sistemi: (1) yer düzlemi, (2) yer düzleminin pah eklentisi, (3) menteşe eklemleri, (4) dış açılı çubuklar, (5) doğrusal kızak, (6) kadraj, (7) hareketli şasi, (8) sabit şasi.



Şekil 3.9: Yer etkisi parametresi, h/c tanımı görseli.

3.4 Ölçüm Teknikleri

Bu çalışmada iki farklı ölçüm metodu kullanılmıştır: yüzey basınç ölçümleri ile kuvvet ve moment ölçümleri. Bu bölümde ikisinin de detaylı bilgileri verilmiştir. Hem basınç hem de kuvvet ve moment ölçümlerinde MPS ve yer düzlemi sistemleri ortak olarak kullanılmıştır. Hücüm açıları her iki ölçüm için dijital bir eğim ölçer kullanılarak takip edilmiştir.

3.4.1 Yüzey basınç ölçümleri

Yüzey basınç ölçümleri, “Netscanner 9116 Intelligent Pressure Scanner” adlı pnömomatik basınç tarayıcısı ile gerçekleştirilmiştir. Basınç tarayıcıda 16 adet silikon piezodirençli basınç transdüseri bulunmaktadır ve 0 – 2.5 kPa ölçüm aralığında 16 ayrı kanaldan basınç verisi kaydına olanak sağlamaktadır. Basınç tarayıcının doğruluğu $\pm 0.05\%$ tam ölçek ve çözünürlüğü $\pm 0.003\%$ tam ölçek olarak verilmiştir. Veriler 500 Hz frekansta 30 saniye boyunca alınmıştır. Kanat simetrisinden emin olmak için kanadın her iki yarısından da veriler alınmıştır ve kanat simetrisinden emin olunmuştur. Daha sonraki deneylerde kanadın sadece tek bir yarısındaki basınç portlarından veri alınmıştır.

Kanadın emme tarafından veriler alındığından dolayı boyutsuz basınç katsayısı, C_p , sonuçlarda negatif olarak verilmiştir. Boyutsuz basınç katsayısı, C_p , Denklem (3.2) ile hesaplanmaktadır.

$$C_p = \frac{\bar{P} - P_\infty}{\frac{1}{2}\rho U_\infty^2} = \frac{\bar{P} - P_\infty}{P_{dyn}} \quad (3.2)$$

3.4.2 Kuvvet ve moment ölçümleri

Modellerin aerodinamik kuvvet ve momentleri ATI Gamma 6 eksen F/T kuvvet ve moment sensörü ile ölçülmüştür. Sensör rüzgâr tünelinin dışında, MPS sistemine entegre edilmiştir ve MPS sistemi dahilindeki alt adaptör ile kanat üzerinde oluşan kuvvet ve momentler sensöre aktarılmaktadır. Sensörün kalibrasyon alternatiflerinden SI-32-2.5'e göre kalibre edilmiştir. SI-32-2.5 kalibrasyonunun ölçüm aralığı, çözünürlüğü ve belirsizlik değerleri Çizelge 3.1'de verilmiştir.

Çizelge 3.1: Kuvvet ve moment sensörünün ölçüm aralığı, çözünürlüğü ve belirsizliği.

SI-32-2.5	F _x (N)	F _y (N)	F _z (N)	T _x (N-m)	T _y (N-m)	T _z (N-m)
Aralık	±32	±32	±100	±2.5	±2.5	±2.5
Çözünürlük	0.0063	0.0063	0.0125	0.0005	0.0005	0.0005
Belirsizlik	0.2400	0.2400	0.7500	0.0250	0.0310	0.0370

Ham voltaj verisinin işlenmesi için NI-PCIe-6321 16-bit veri toplama (DAQ) kartı ve LabVIEW yazılımı kullanılmıştır. Her bir ölçüm noktası için 10 kHz ölçüm frekansında 15 saniye boyunca veri toplanmıştır.

Şekil 3.10'da deney düzeneği ve kullanılan eksen takımları görülmektedir, "1" ile gösterilen nokta sensör global noktasıdır ve orijin olarak kabul edilmektedir. İki adet eksen takımı kullanılmıştır. Bunlar, sensör eksen takımı ve tünel eksen takımlarıdır. Sensör eksen takımı, hücum açısıyla birlikte değişmektedir. Tünel eksen takımı ise sabittir. İki eksen takımı da sağ el kuralına uymaktadır.



Şekil 3.10: Sensör hareketli eksen takımı (1) ve tünel sabit eksen takımı (2).

Şekil 3.10’da da görüldüğü gibi, test bölmesinde sadece delta kanat modeli değil, kuvvet aktarım çubuğu gibi bileşenler de bulunmaktadır. Sadece model üzerindeki aerodinamik kuvvet ve momentlerin elde edilebilmesi için Çizelge 3.2’de belirtilen 4 farklı test, her hücum açısında gerçekleştirilmiştir.

Çizelge 3.2: Sadece model aerodinamik kuvvetlerini elde edebilmek için yapılan ayrı testler.

TEST	Konfigürasyon	Tünel Fan Durumu	Ölçülen Kuvvet ve Momentler
A	Model + Çubuk	Açık	Model Ağırlığı + Aerodinamiği Çubuk Ağırlığı + Aerodinamiği
B	Model + Çubuk	Kapalı	Model Ağırlığı Çubuk Ağırlığı
C	Çubuk	Kapalı	Çubuk Ağırlığı
D	Çubuk	Açık	Çubuk Ağırlığı + Aerodinamiği

Sadece modelin aerodinamik kuvvet ve momentleri aşağıda takip eden denklemlerle elde edilmektedir:

$$E = A - B = \text{Model ve çubuğun aerodinamiği} \quad (3.3)$$

$$F = D - C = \text{Çubuğun aerodinamiği} \quad (3.4)$$

$$G = E - F = \text{Modelin aerodinamiği} \quad (3.5)$$

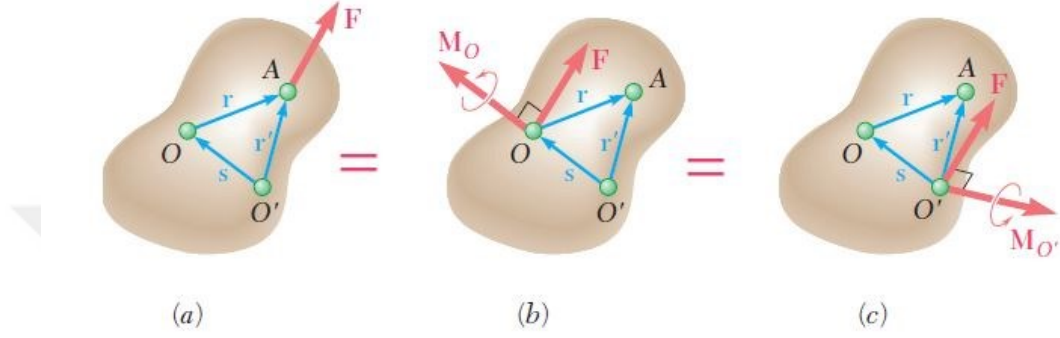
Denklem (3.5)’te hesaplanan model üzerindeki aerodinamik kuvvet ve momentler, sensör global noktasında dönmekte olan sensör eksen takımındadır. Denklem (3.6)’da ve Denklem (3.7)’de verilen rotasyon matrisleri ile sensör global noktasındaki sensör eksen takımından sabit tünel eksen takımına kuvvet ve momentlerin dönüşümü verilmiştir.

$$\begin{bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{bmatrix}_{\text{tünel}} = \begin{bmatrix} \cos(\alpha) & 0 & -\sin(\alpha) \\ 0 & -1 & 0 \\ -\sin(\alpha) & 0 & -\cos(\alpha) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{bmatrix}_{\text{sensör}} \quad (3.6)$$

$$\begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_z \end{bmatrix}_{\text{tünel}} = \begin{bmatrix} \cos(\alpha) & 0 & -\sin(\alpha) \\ 0 & -1 & 0 \\ -\sin(\alpha) & 0 & -\cos(\alpha) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_z \end{bmatrix}_{\text{sensör}} \quad (3.7)$$

Denklem (3.6) ve (3.7)'de sensör global noktasında, sabit tünel eksen takımında ifade edilen kuvvet ve momentler, yer değiştirme vektörü ile uzayda, bu durumda model üzerinde de istenilen noktaya Denklem (3.8) ve Şekil (3.11)'de verildiği gibi taşınabilmektedir.

$$\vec{M}_{O'} = \vec{M}_O + \vec{s} \times \vec{F} \quad (3.8)$$



Şekil 3.11: Kuvvet ve momentin uzayda herhangi bir noktaya taşınması [143].

Aerodinamik katsayılar aşağıdaki denklemlerle hesaplanmaktadır. Denklemlerdeki kanat alanı “A” ve referans uzunluğu “L” sırasıyla, temel kanadın alanı ve ana veter uzunluğudur. $A = 0.0182 \text{ m}^2$ ve $L = 0.135 \text{ m}$ olarak katsayı hesaplarına katılmaktadır.

$$C_L, C_D = \frac{F_L, F_D}{\frac{1}{2} \rho U_\infty^2 A} \quad (3.9)$$

$$C_M = \frac{M_Y}{\frac{1}{2} \rho U_\infty^2 AL} \quad (3.10)$$

$$X_\alpha = \frac{\left(\frac{\partial C_M}{\partial \alpha}\right)}{\left(\frac{\partial C_L}{\partial \alpha}\right)} = \frac{C_{M_\alpha}}{C_{L_\alpha}} \quad (3.11)$$

$$X_h = \frac{\left(\frac{\partial C_M}{\partial h}\right)}{\left(\frac{\partial C_L}{\partial h}\right)} = \frac{C_{M_h}}{C_{L_h}} \quad (3.12)$$

Denklem (3.9), boyutsuz taşıma ve sürüklenme kuvveti katsayılarını, Denklem (3.10), boyutsuz yunuslama momenti katsayısını, Denklem (3.11), kanadın yunuslama

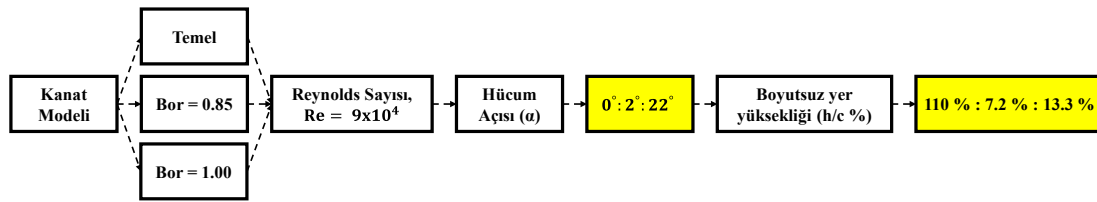
aerodinamik merkezini ve Denklem (3.12) yükseklik aerodinamik merkezini göstermektedir.

3.5 Deneysel Matrisi

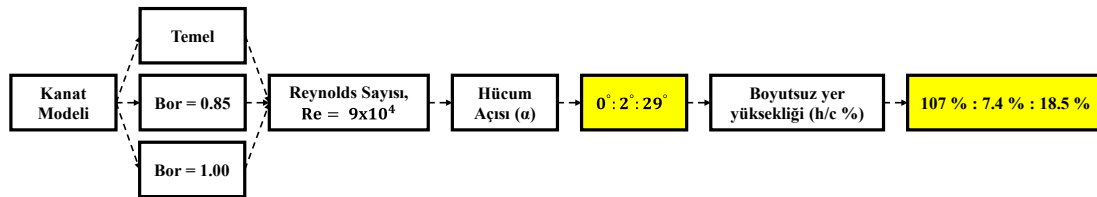
Bu çalışmada akıtma açıklık oranı (BOR) ve temel kanatlarının yer etkisi altındaki aerodinamik katsayıları ve akış yapıları iki farklı deneysel teknik kullanılarak incelenmiştir: kuvvet ve moment ve yüzey basınç ölçümleri. Her iki ölçümde de fiziksel sınırlamalar oluşmuştur. Her hücum açısında bütün boyutsuz yer yüksekliği (h/c) değerlerinin taranması, kanadın yer düzlemine tehlikeli olarak yaklaşmasından dolayı mümkün olamamıştır. Bu sebeple, minimum h/c sayıları farklılıklar göstermektedir.

Basınç ölçümleri Reynolds sayısı, $Re_c = 9 \times 10^4$ 'te, hücum açısı, $\alpha = 0^\circ$ 'den $\alpha = 22^\circ$ 'ye $\alpha = 2^\circ$ artışlarla, boyutsuz yer mesafesi, $h/c = \% 110$ 'dan $h/c = \% 13.3$ 'e $h/c = \% 7.2$ azalışlarla taranmıştır. Şekil 3.12'de basınç ölçümlerinin deney matrisi verilmiştir.

Kuvvet ve moment ölçümleri Reynolds sayısı, $Re_c = 9 \times 10^4$ 'te, hücum açısı, $\alpha = 0^\circ$ 'den $\alpha = 29^\circ$ 'ye, $\alpha = 2^\circ$ artışlarla, boyutsuz yer mesafesi, $h/c = \% 107$ 'den $h/c = \% 18.5$ 'e, $h/c = \% 7.4$ azalışlarla taranmıştır. Şekil 3.13'te basınç ölçümlerinin deney matrisi verilmiştir.



Şekil 3.12: Yüzey basınç ölçümlerinin deney matrisi.



Şekil 3.13: Kuvvet ve moment ölçümlerinin deney matrisi.

3.6 Belirsizlik Hesapları

Ne kadar dikkat edilirse edilsin, deneysel ölçüm sonuçlarına az ya da çok mutlaka hata karışmaktadır. Deney yapan araştırmacı her zaman verilerinin geçerliliğinden emin olmalıdır. Deneylerinin sonuçlarını raporlamadan önce verilerinin geçerliliğini teyit etmek amacıyla belirsizlik hesapları yapılmalıdır.

Hesaplanan sonuçtaki belirsizlik, birincil ölçümlerdeki belirsizliklere dayandırılarak hesaplanmaktadır. Denklem (3.13)'te ifade edilen sonuç, R, “ $x_1, x_2, x_3, \dots, x_n$ ” gibi bağımsız değişkenlerin fonksiyonu olarak ifade edilmektedir.

$$R = R(x_1, x_2, x_3, \dots, x_n) \quad (3.13)$$

Sonucun belirsizliği ω_R ile ifade edilmektedir ve bağımsız değişkenlerin ise “ $\omega_1, \omega_2, \omega_3 \dots \omega_n$ ” ile ifade edilmektedir. Bu durumda, sonucun belirsizliği Denklem (3.14) ile hesaplanmaktadır [144-146]. Belirsizliği, oluşabilecek hatanın muhtemel değeri olarak tanımlamak mümkündür.

$$\omega_R = \left[\left(\frac{\partial R}{\partial x_1} \omega_1 \right)^2 + \left(\frac{\partial R}{\partial x_2} \omega_2 \right)^2 + \dots + \left(\frac{\partial R}{\partial x_n} \omega_n \right)^2 \right]^{1/2} \quad (3.14)$$

Boyutsuz yüzey basınç katsayısı, C_p 'nin, Temel, BOR = 0.85 ve BOR = 1.00 kanatlarının, sırasıyla, her ölçüm noktasındaki maksimum belirsizlikleri ± 0.0574 , ± 0.0608 ve ± 0.0607 olarak hesaplanmıştır.

Boyutsuz aerodinamik kuvvet ve moment katsayıları, C_L , C_D , C_L/C_D ve C_M 'in Temel, BOR = 0.85 ve BOR = 1.00 kanatlarının, sırasıyla, her ölçüm noktasındaki maksimum belirsizlikleri Çizelge 3.3'te verilmiştir.

Çizelge 3.3: Aerodinamik kuvvet ve momentlerin maksimum belirsizlikleri.

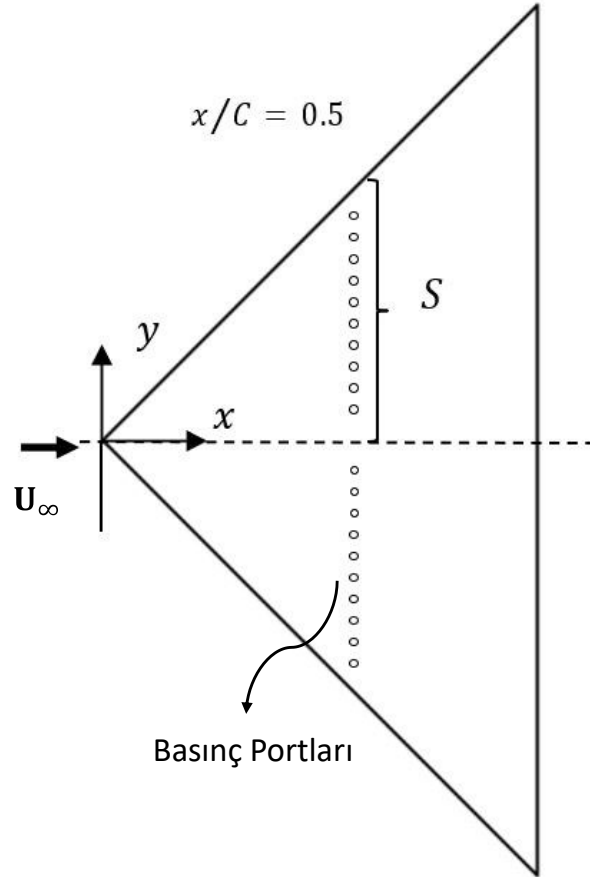
ω_R	Temel	BOR = 1.00	BOR = 0.85
C_L	± 0.0508	± 0.0539	± 0.0495
C_D	± 0.0576	± 0.0631	± 0.0571
C_L/C_D	± 0.3120	± 0.3624	± 0.2950
C_M	± 0.0332	± 0.0392	± 0.0325



4. SONUÇLAR ve TARTIŞMALAR

Bu bölümde, Temel, BOR = 0.85 ve BOR = 1.00 modellerinin yer etkisi altındaki aerodinamik katsayılarının incelenmesinin sonuçları verilmiştir. Bütün ince olmayan delta kanat modelleri $\Lambda = 45^\circ$ ok açısında, 8 mm kalınlıkta ($t/c = 5.9\%$), 135 mm veter uzunluğunda, basınç tarafından 45° pah açılı ve keskin öncü kenarlıdır. Basınç ölçümleri, akış yönündeki boyutsuz konum, $x/C = 0.5$ 'te ve bu konumda, boyutsuz yerel kanat açıklığı, y/S boyunca açılan basınç portları ile alınmıştır (bkz. Şekil 4.1).

Yüzey basınç ölçümü ile kuvvet ve moment ölçümleri ilk olarak yer etkisi dışında “*Out of ground effect (OGE)*” ve daha sonra, yer etkisi altında “*In ground effect (IGE)*” verilmiştir.



Şekil 4.1: Yüzey basınç ölçümlerinde kullanılan basınç portlarının kanat üzerindeki konumu.

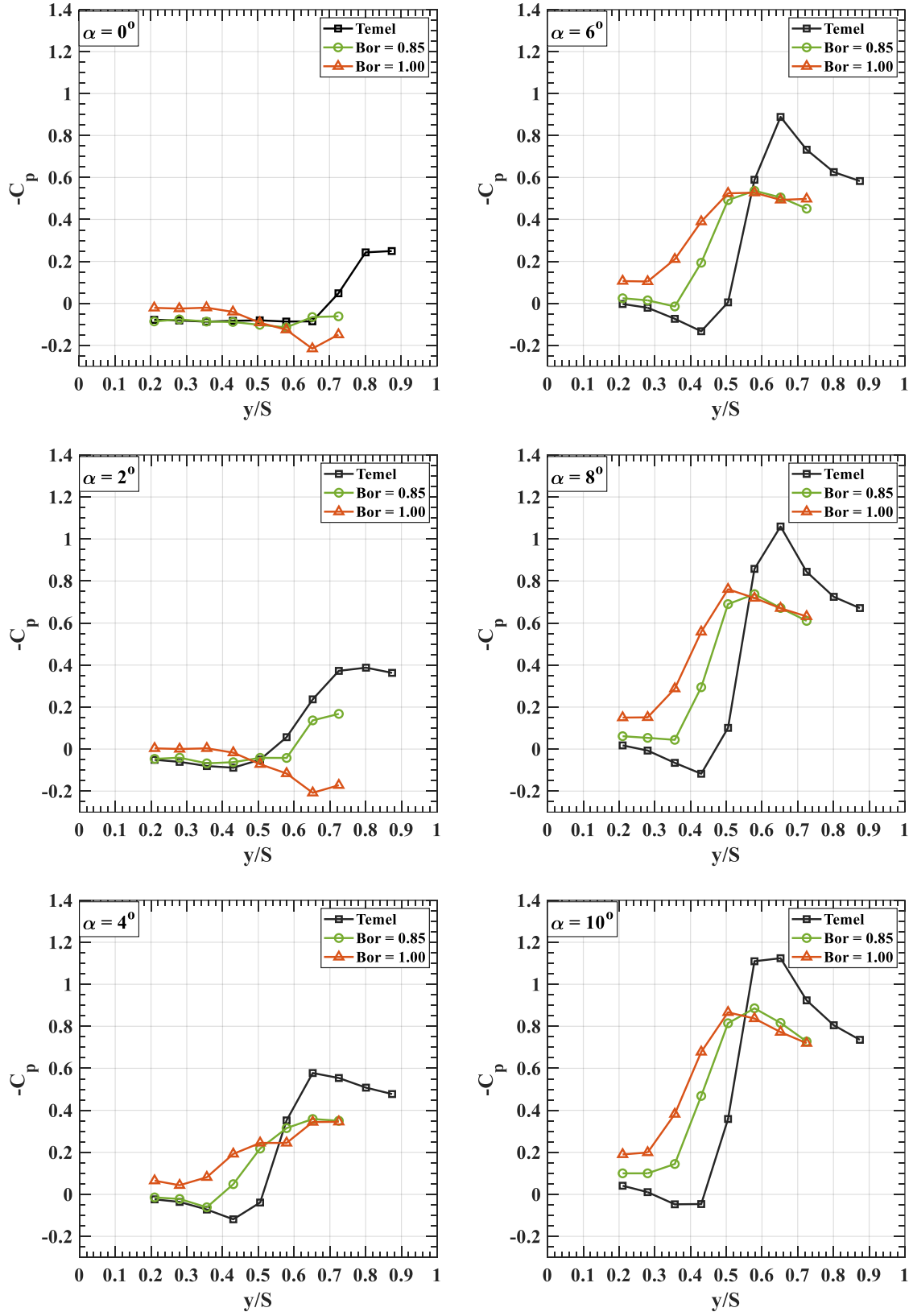
4.1 Yer Etkisi Dışında (OGE) Yüzey Basınç Ölçümü Sonuçları

Şekil 4.2’de Temel, BOR = 0.85 ve BOR = 1.00 kanatlarının yer etkisi dışında (OGE), negatif boyutsuz basınç katsayısı, $-C_p$ eğrileri verilmiştir.

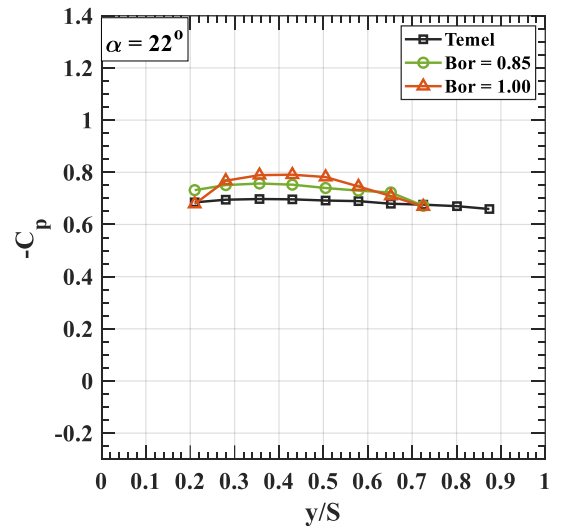
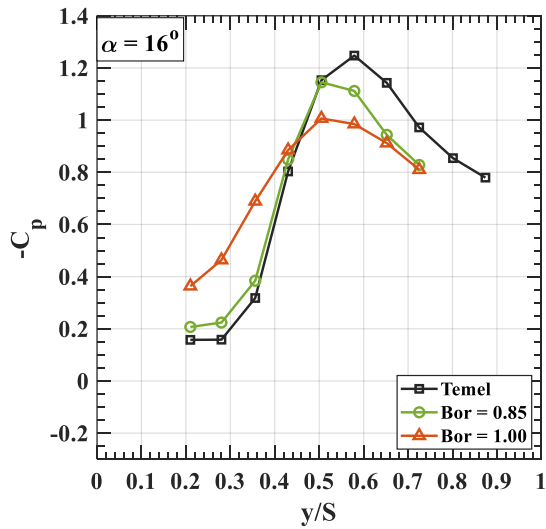
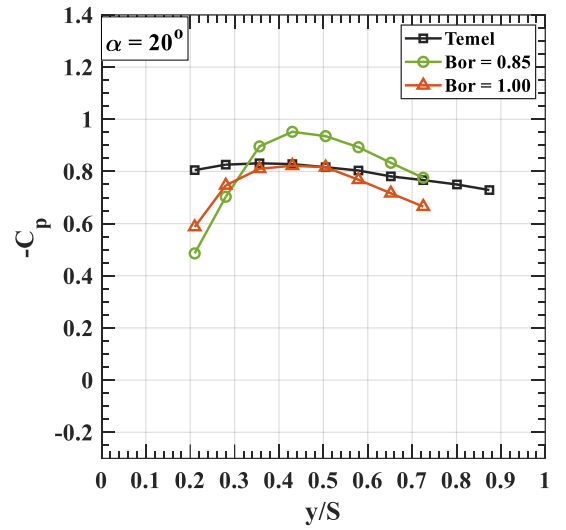
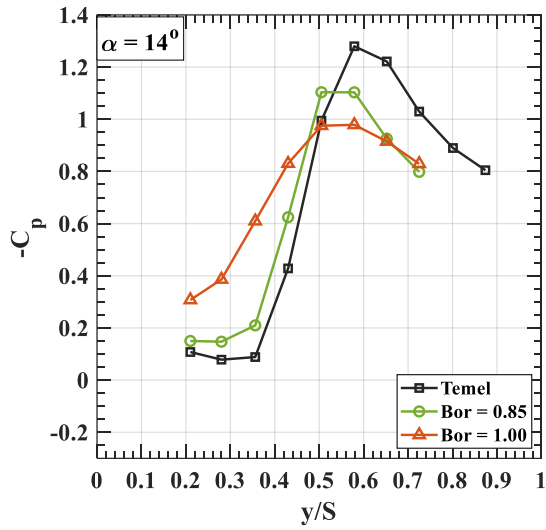
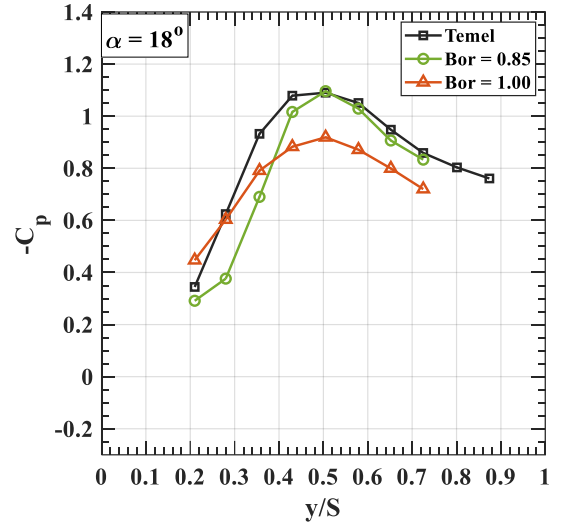
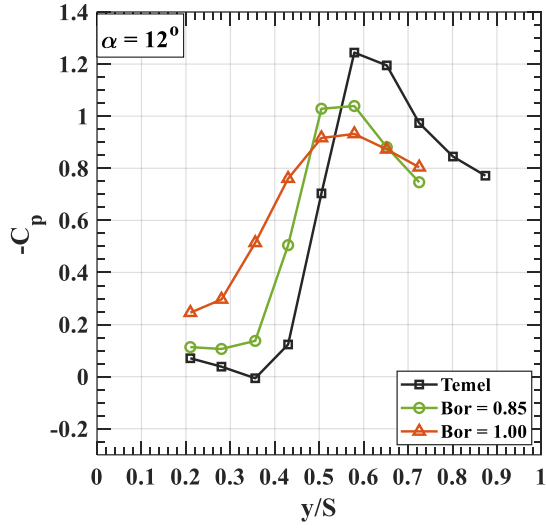
$-C_p$ ’nin maksimum olduğu nokta, öncü kenarı girdabının merkezinin zaman ortalaması alınmış potansiyel konumunu göstermektedir. Yani, $-C_p$ eğrisinin maksimum olduğu konum girdap merkezine yakındır denilmektedir. $-C_p$ eğrisinin minimum olduğu nokta ise öncü kenarı girdabının kanat yüzeyine yeniden bağlandığı konum olarak yorumlanmaktadır. $-C_p$ eğrisinin maksimum ve minimum noktaları arasındaki farkın yüksek olduğu durumlarda oluşan kambur benzeri eğriler, girdabın kanat yüzeyine yeniden bağlanmasının mümkün olduğu ve güçlü bir girdap yapısının var olduğunu ifade etmektedir. $-C_p$ eğrisinin minimum ve maksimum olduğu noktalar arasındaki farkın artması ile girdap gücü de artmaktadır. Öte yandan, düz bir $-C_p$ dağılımı, kanat üzerindeki akış alanının, üç boyutlu akış ayrılmasına maruz kaldığının göstergesidir.

Şekil 4.2’de, $\alpha = 0^\circ$ ’den $\alpha = 6^\circ$ grafiklerine bakıldığında klasik öncü kenarı girdabını gösteren kambur benzeri eğrilerin gelişimi görülmektedir. Temel kanadı girdabı, akıtma açıklığı uygulanan BOR = 0.85 ve BOR = 1.00 kanatlarına kıyasla daha erken oluşmaktadır. Zaman ortalaması alınmış girdap merkezinin olası konumunun, BOR = 0.85 ve BOR = 1.00 kanatlarında, Temel kanadına kıyasla kanadın simetri merkezine yaklaştığı görülmektedir. Hücüm açısı, $\alpha = 12^\circ$ ’ye kadar tüm kanatlarda $-C_p$ eğrilerinin maksimum ve minimum olduğu noktalar arasındaki farkın arttığı görülmektedir. Yani, öncü kenarı girdabının gücü ve emme performansı her kanat için $\alpha = 12^\circ$ ’ye kadar artış göstermektedir. BOR arttıkça, emme performansında Temel kanadına kıyasla daha az artış görülmektedir. Bu durum, pasif akıtma mekanizması göz önüne alınarak açıklanabilir. Hücüm açısı arttıkça akışın yeniden bağlanma konumunun kanadın simetri merkezine doğru giderek yaklaşmakta olduğu görülmektedir ve akış bağlanması giderek daha da zayıf gerçekleşmektedir. Basınç portlarının $0 < y/S < 0.21$ değerleri için mevcut olmamasından dolayı $\alpha \geq 16^\circ$ sonrası için akışın yeniden bağlanmasının kesin konumu hakkında yorum yapmak doğru olmayacaktır. Ancak, hücüm açısı arttıkça kanadın simetri merkezine doğru yaklaşma eğilimi belirgin olarak görülmektedir. Hücüm açısı, $\alpha = 18^\circ$ ’de Temel,

BOR = 0.85 ve BOR = 1.00 kanatlarının olası girdap merkezi konumlarının $y/S = 0.51$ 'de birbirlerine denk geldikleri görülmektedir. Dahası, Temel ve BOR = 0.85 kanatlarının minimum ve maksimum $-C_p$ büyüklükleri arasındaki farkın birbirlerine yakın olduğu görülmektedir. Dolayısıyla, girdap güçleri ve emme performanslarının bu hücum açısında birbirlerine çok yakın olduğu anlaşılmaktadır. Hücum açısı, $\alpha = 20^\circ$ 'de Temel kanadında önceden de bahsedildiği gibi düz bir $-C_p$ eğrisi yapısı görülmektedir. Bu noktada bir öncü kenarı girdabı yapısından bahsetmek mümkün değildir ve kanat üzerinde üç boyutlu akış ayrılmasının gerçekleşmiş olması muhtemeldir. Ancak, akıtma açıklığı uygulanmış BOR = 0.85 ve BOR = 1.00 kanatlarının halen daha düşük hücum açılara kıyasla zayıf da olsa kambur benzeri eğrilere sahip oldukları görülmektedir. Bu durum, pasif akıtma açıklığı uygulanmamış Temel kanadına göre, pasif akıtma açıklığı uygulanmış BOR = 0.85 ve BOR = 1.00 kanatlarının girdap yapısının yeniden sağlanması etkili olduğunu göstermektedir. BOR = 0.85 ve BOR = 1.00 kanatlarının olası girdap merkezi konumlarının bir önceki hücum açısına kıyasla $y/S = 0.43$ 'e ilerledikleri, yine birbirlerine denk geldikleri ve emme performansı açısından BOR = 0.85 kanadının daha iyi olduğu görülmektedir. Ancak, $\alpha = 22^\circ$ 'ye ulaşıldığında Temel ve BOR = 0.85 kanatlarının tamamen düz bir $-C_p$ eğri yapısında olmalarına karşın, BOR = 1.00 kanadı halen çok zayıf da olsa kambur yapısındadır.



Şekil 4.2: Yer etkisi dışında (OGE), $Re = 9 \times 10^4$ 'te, negatif basınç katsayısı, $-C_p$ eğrileri.



Şekil 4.2: (devam) Yer etkisi dışında (OGE), $Re = 9 \times 10^4$ 'te, negatif basınç katsayısı, $-C_p$ eğrileri.

4.2 Yer Etkisi Dışında (OGE) Kuvvet ve Moment Ölçümü Sonuçları

Taşıma kuvveti katsayısı, C_L , sürüklenme kuvveti katsayısı, C_D , taşıma kuvveti katsayısının sürüklenme kuvveti katsayısına oranı, C_L/C_D hücum açısı, α 'nın birer fonksiyonu olarak ve $C_L - C_D$ polar eğrisi Şekil 4.3'te verilmiştir. Reynolds sayısı, $Re = 9 \times 10^4$ ve hücum açısı aralığı, $0^\circ \leq \alpha \leq 29^\circ$ 'dir.

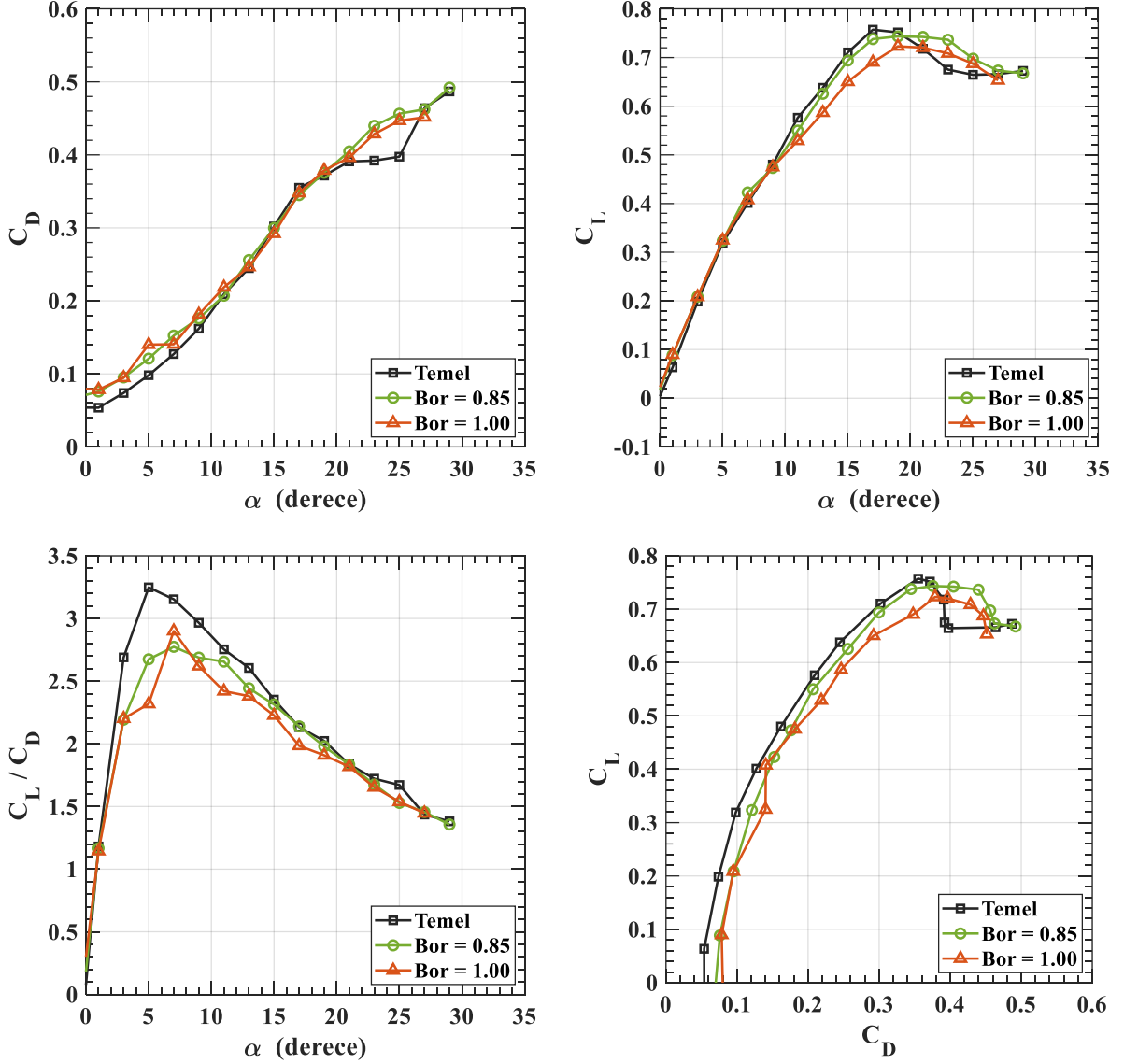
Şekil 4.3'te, sol üst grafikte boyutsuz sürüklenme kuvveti katsayısı, C_D eğrileri verilmiştir. $\alpha = 0^\circ$ 'de Temel kanadının, $C_D = 0.054$, BOR = 0.85 kanadının, $C_D = 0.067$ ve BOR = 1.00 kanadının, $C_D = 0.078$ değerinde olduğu görülmektedir. $\alpha = 13^\circ$ 'ye kadar BOR kanatlarının C_D değerlerinin, Temel kanadının üstünde olduğu görülmektedir. Pasif akıtma açıklıklarının emme ve basınç tarafı arasındaki basınç farkını azalttığı göz önüne alındığında, bu durumun tam tersi beklenebilir. Ancak, akıtma açıklıkları ek bir sürtünme yüzeyi oluşturarak sürüklenme kuvvetini artırıyor olabilir. $13^\circ \leq \alpha \leq 19^\circ$ aralığında tüm kanatların C_D değerleri üst üste çıkmaktadır. Temel kanadı için $21^\circ \leq \alpha \leq 25^\circ$ arasında eğrinin eğiminde, $C_{D\alpha}$ 'da sıfıra doğru keskin bir düşüş görülmektedir ve $\alpha = 25^\circ$ 'de yine eğimde, $C_{D\alpha}$ 'da keskin bir artış görülmektedir.

Taşıma kuvveti katsayısı, C_L , Şekil 4.3'te sağ üst grafikte verilmiştir. Hücum açısı, $\alpha = 0^\circ$ 'de Temel, BOR = 0.85 ve BOR = 1.00 kanatları sırasıyla, $C_L \approx 0$, $C_L \approx 0.02$ ve $C_L \approx 0.02$ değerlerindedir. Hücum açısı, $0^\circ \leq \alpha \leq 9^\circ$ aralığında, BOR = 0.85 ve BOR = 1.00 kanatları, Temel kanadına göre az da olsa daha fazla taşıma kuvveti üretmektedirler. Hücum açısı, $\alpha = 9^\circ$ 'de BOR = 0.85 ve BOR = 1.00 kanatlarının, $C_{L\alpha}$ eğimlerinde, Temel kanadına göre düşüş görülmektedir. Bu düşüş, BOR = 1.00 kanadında daha fazladır. Hücum açısı, $\alpha = 9^\circ$ 'den Temel kanadının perdövites hücum açısı, $\alpha_{cr} \cong 17^\circ$ 'ye kadar, Temel kanadının, BOR kanatlarına kıyasla daha fazla taşıma kuvveti ürettiği görülmektedir. Temel kanadının maksimum taşıma kuvveti katsayısı, kritik hücum açısı, $\alpha_{cr} \cong 17^\circ$ 'de $C_L = 0.76$ 'ye kadar ulaşmıştır. BOR = 1.00 kanadının perdövites hücum açısı, $\alpha_{cr} \cong 19^\circ$ 'dir ve Temel kanadına göre 2 derece kadar kritik hücum açısını ötelemiştir. Kritik hücum açısında, maksimum taşıma kuvveti katsayısı, $C_L = 0.72$ 'ye kadar ulaşmıştır. $\alpha = 21^\circ$ 'den sonra Temel kanadından daha fazla taşıma kuvveti üretmektedir. BOR = 0.85 kanadının perdövites hücum açısı, $\alpha_{cr} \cong 21^\circ$ 'dir ve Temel kanadına göre 4 derece kadar bir öteleme vardır.

Kritik hücum açısında, maksimum taşıma kuvveti katsayısı, $C_L = 0.74$ 'e kadar ulaşmıştır ve Temel kanadına kıyasla, katsayıda, 0.02 kadar bir fark vardır. Buna karşın, perdövites hücum açısını 4 derece kadar ötelemesi ve daha yumuşak bir perdövites karakteristiğine sahip olması kanadın manevra kabiliyetini artırmaktadır. Hücum açısı, $\alpha = 23^\circ$ 'de $BOR = 0.85$ kanadının taşıma kuvveti katsayısı, $C_L = 0.737$ ve Temel kanadının $C_L = 0.675$ 'tir. Katsayılar arasında % 9.2 kadar bir fark vardır. Basınç ölçümü sonuçlarında, Şekil 4.2'de, $\alpha = 20^\circ$ ve $\alpha = 22^\circ$ grafiklerine bakıldığında perdövites hücum açısındaki ötelenmenin basınç ölçümü sonuçlarıyla da uyumlu olduğu görülmektedir. Pasif akıtmanın kanadın basınç ve emme taraflarındaki basınç farkını azalttığını düşünecek olursak, Temel kanadının perdövites hücum açısına kadar BOR kanatlarından daha fazla taşıma kuvveti üretmesi mantıklıdır. Ancak, BOR kanatlarının girdap yapısını yeniden sağlaması, perdövites hücum açısını ve taşıma kuvveti katsayısını artırmaktadır.

Aerodinamik performansı ifade eden taşıma kuvveti katsayısının sürüklenme kuvveti katsayısına oranı, C_L/C_D grafiği Şekil 4.3'te sol alt tarafta verilmiştir. Hücum açısı, $\alpha = 1^\circ$ 'den itibaren Temel kanadının aerodinamik performansının BOR kanatlarına üstün olduğu görülmektedir. C_L/C_D eğrisinde, Temel kanadı $\alpha = 5^\circ$ 'de tepe noktasına $C_L/C_D = 3.2$ değeriyle ulaşmaktadır. Öte yandan, BOR kanatlarında tepe noktasına ulaşılan hücum açısı 2 derece kadar ötelenmiştir. $BOR = 0.85$ kanadı, $\alpha = 7^\circ$ 'de $C_L/C_D = 2.8$ ile ve $BOR = 1.00$ kanadı yine aynı hücum açısında $C_L/C_D = 2.9$ değeri ile tepe noktasına ulaşmaktadır. Bir başka dikkat çeken husus ise, $BOR = 0.85$ kanadının hücum açısı, $5^\circ \leq \alpha \leq 11^\circ$ aralığında C_L/C_D 'nin neredeyse yatay bir gidişatta olmasıdır.

Şekil 4.3'te sağ alt tarafta $C_L - C_D$ polar eğrisi verilmiştir. Bu eğrinin eğiminin yüksek olması istenilen bir durumdur. Yatay ekseninde sürüklenme kuvveti katsayısı, C_D 'nin küçük artışlarında yüksek C_L artışını ifade etmektedir. Bu durumda, Temel, $BOR = 0.85$ ve $BOR = 1.00$ kanatlarına bakıldığında, Temel kanadının perdövites hücum açısına kadar, BOR kanatlarına kıyasla aynı sürüklenme kuvveti için daha fazla taşıma kuvveti üretebildiği görülmektedir.



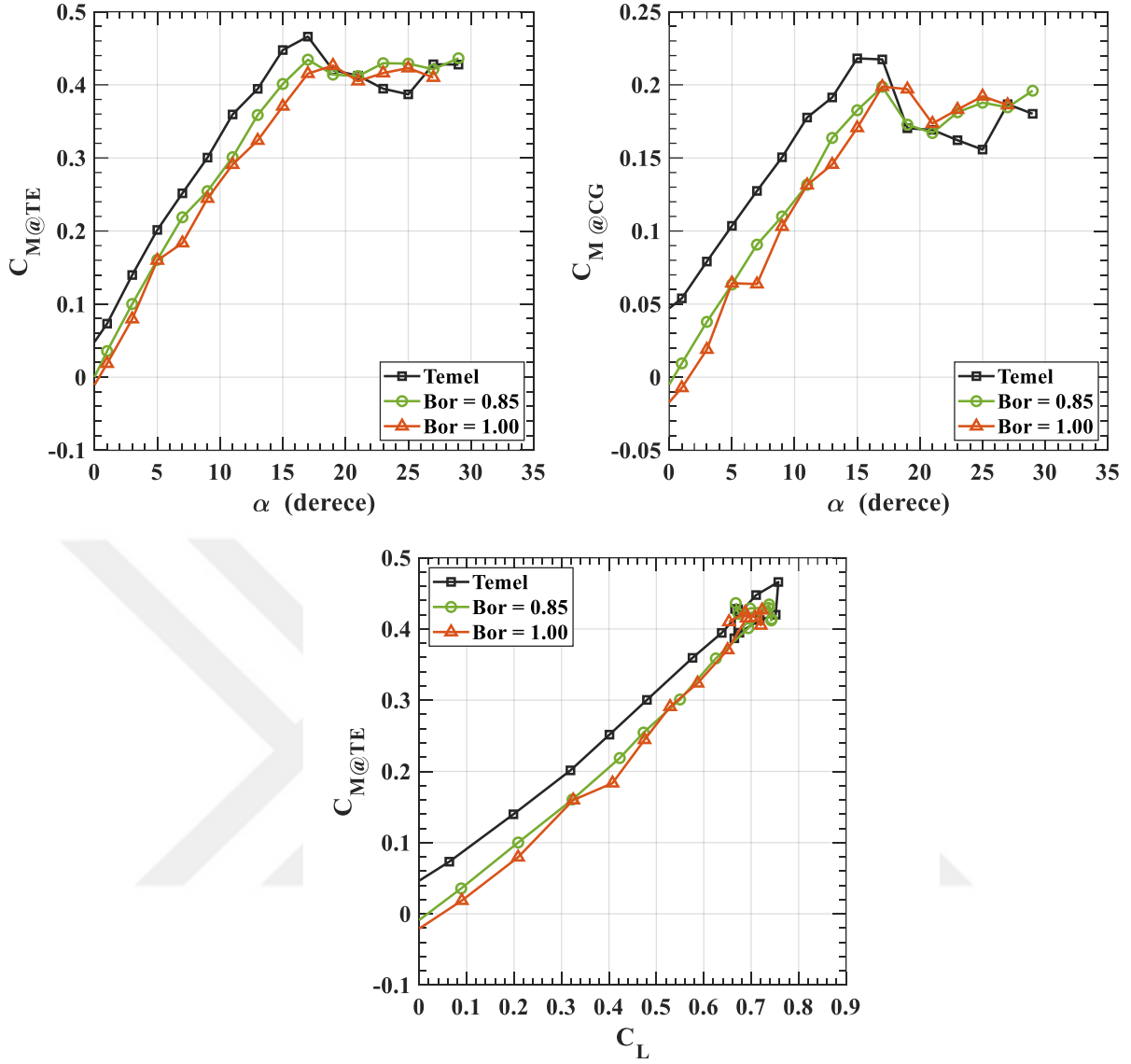
Şekil 4.3: $Re = 9 \times 10^4$ 'te, yer etkisi dışında (OGE), üst satır üst kolondan başlayarak sırasıyla, sürüklenme kuvveti katsayısı, C_D , taşıma kuvveti katsayısı, C_L , taşıma kuvvetinin sürüklenme kuvvetine oranı, C_L/C_D ve taşıma kuvveti, C_L 'in sürüklenme kuvveti katsayısı, C_D karşısında ifade edildiği polar eğrileri.

Şekil 4.4'te, kanatların arka kenarında, tepe noktasında ve ağırlık merkezlerinde ifade edilen yunuslama momenti katsayıları, $C_{M|TE}$, ve $C_{M|CG}$, hücum açısının fonksiyonları olarak verilmiştir. Ayrıca, arka kenarında ifade edilen yunuslama momenti katsayısı, $C_{M|TE}$, taşıma kuvveti katsayısının da fonksiyonu olarak Şekil 4.4'te verilmiştir.

Şekil 4.4'te sol üst grafikte, arka kenarındaki yunuslama momenti, $C_{M|TE}$ verilmiştir. Kararlılık türevleri, $\left(\frac{\partial C_{M|TE}}{\partial \alpha}\right)$ değerlerine bakıldığında BOR kanatlarının Temel kanadına kıyasla, az da olsa, daha yüksek olduğu görülmektedir.

Şekil 4.4'te alt orta grafikte, arka kenarında ifade edilen yunuslama momenti katsayısı, $C_{M|TE}$, taşıma kuvveti katsayısı, C_L 'in fonksiyonu olarak verilmiştir. Denklem (3.11)'de de verildiği gibi, bu eğrinin eğimi aerodinamik merkez, X_α 'nın bulunmasında kullanılmaktadır. Temel, BOR = 0.85 & 1.00 kanatlarının ağırlık merkezlerinin konumları ve aerodinamik merkezlerinin konumları Çizelge 4.1'de verilmiştir. Kanatların ağırlık merkezleri hücum açısıyla değişmemektedir. Ancak, BOR kanatlarında kanat geometrisinde açılan akıtma açıklıkları nedeniyle ağırlık merkezleri kanadın arka kenarına doğru kaymıştır.

Şekil 4.4'te sağ üst grafikte, ağırlık merkezinde ifade edilen yunuslama momenti katsayısı, $C_{M|CG}$, hücum açısının fonksiyonu olarak verilmiştir. Hücum açısı, $0^\circ \leq \alpha \leq 15^\circ$ aralığında eğimlerinin, $C_{M_\alpha} > 0$ olması sebebiyle boylamsal statik kararsızdırlar. Daha sonraki hücum açılarında eğim sabit, azalan ve artan eğilimleri göstermektedir. Ancak, bu grafikten kanatların statik stabil olmadıkları kanısına varmak mümkündür. Temel kanadından BOR = 0.85 & 1.00 kanatlarına gidildikçe, kanadın aerodinamik merkezi, X_α 'nın tepe noktasına doğru yaklaştığını ve ağırlık merkezi, $X_{c.g}$ 'nin ise kanadın arka tarafına doğru yaklaştığı görülmektedir. Bu durumda, akıtma açıklığı kanadı daha da statik kararsız bir hale getirmektedir. Ancak, istenilen manevra kabiliyetine ve kontrol edilebilirlik seviyesine göre kontrol yüzeyleri ve ağırlık merkezi konumunun değiştirilmesi ile statik kararlılık durumu da değiştirilebilir.



Şekil 4 4: $Re = 9 \times 10^4$ 'te, yer etkisi dışında (OGE), sol üstte, kanadın arka kenarındaki yunuslama momenti katsayısı, $C_{M|TE}$, sağ üstte, kanadın ağırlık merkezindeki yunuslama momenti katsayısı, $C_{M|CG}$, ve alt ortada, kanadın arka kenarındaki moment katsayısının, taşıma kuvveti katsayısının fonksiyonu olarak verildiği eğriler.

Çizelge 4.1: Kanatların yer etkisi dışındaki (OGE) aerodinamik merkezleri, X_α ve ağırlık merkezleri, $X_{c.g.}$. Akış yönündeki boyutsuz konum, $x/C = 0$, kanadın tepe noktasını, $x/C = 1$ kanadın arka kenarını ifade etmektedir. Verilen katsayılar veter uzunluğu ile normalize edilmiştir.

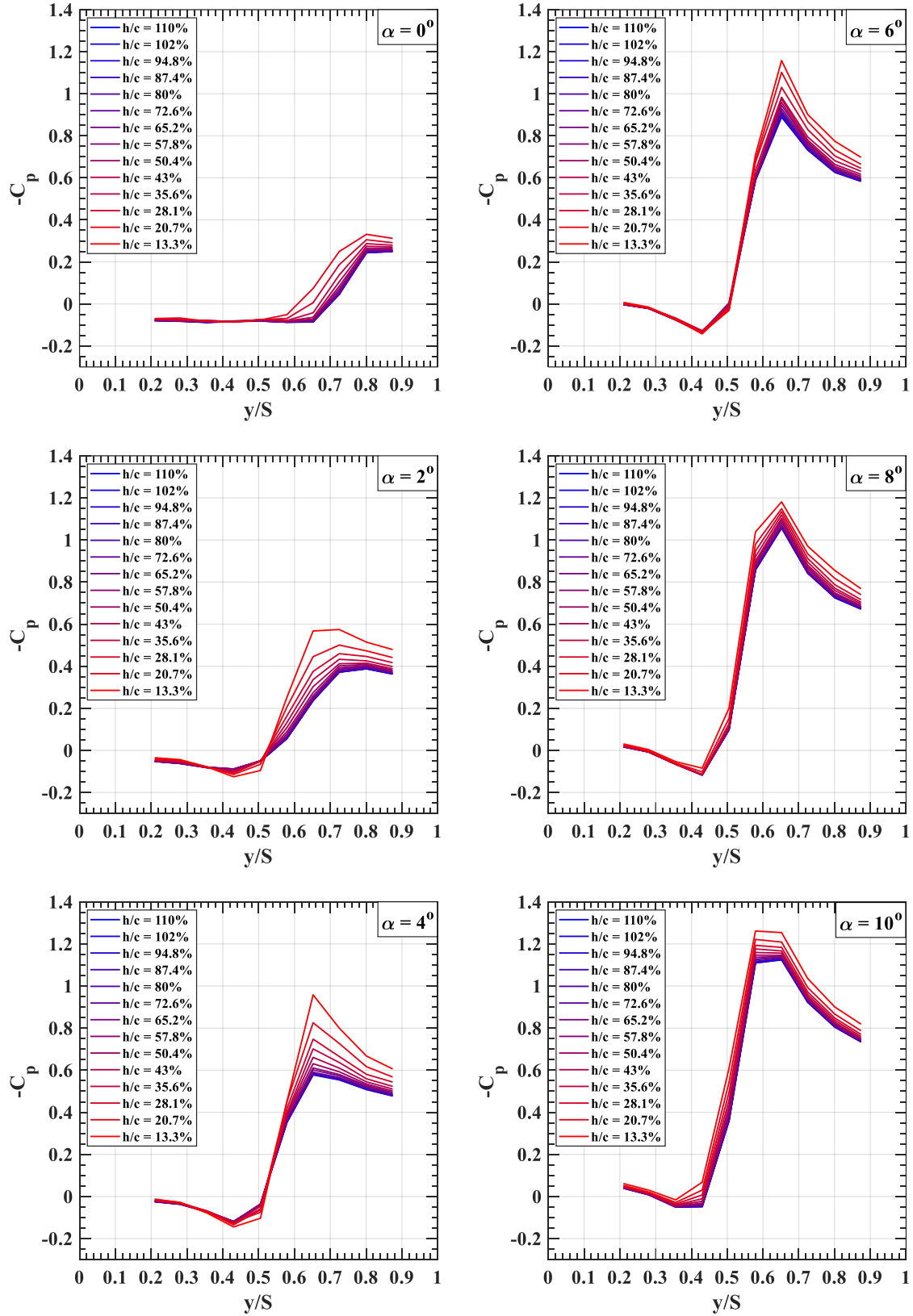
(x/C)	Temel	BOR = 0.85	BOR = 1.00
X_α	0.4839	0.4254	0.4038
$X_{c.g.}$	0.6997	0.7077	0.7157

4.3 Yer Etkisi Altında (IGE) Yüzey Basınç Ölçümü Sonuçları

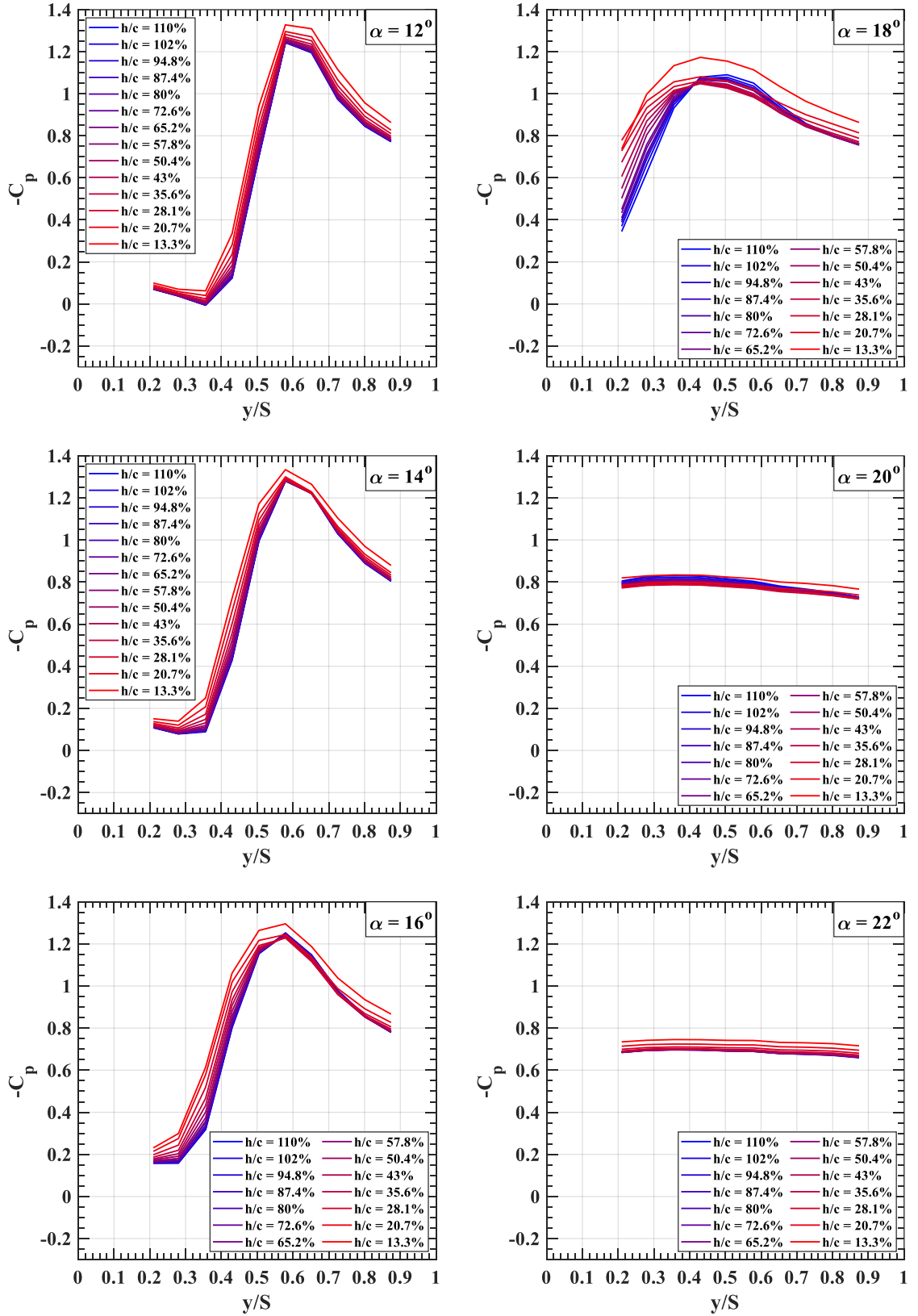
Şekil 4.5'te Temel kanadının yer etkisi altında (IGE), negatif basınç katsayısı, $-C_p$ eğrileri verilmiştir. Eğrilerin renkleri kanadın arka kenarının yer düzlemine yakınlık derecesini ifade etmektedir. Maviden kırmızıya doğru yer etkisi yoğunluğu artmaktadır. Şekil Ek.1.1'de Temel kanadının $-C_p$ eğrilerinin kontur grafiği verilmiştir. Şekil Ek. 1.2'de Temel kanadının $-C_p$ eğrilerinin maksimum değeri ile minimum değeri arasındaki fark olarak tanımlanan $\Delta C_p \equiv (-C_p)_{\text{maks.}} - (-C_p)_{\text{min.}}$ değerlerinin kontur grafiği verilmiştir. Önceden de belirtildiği gibi, bu değer girdap gücünü ve kanadın emme performansını ifade etmektedir.

Şekil 4.5'te, hücum açısı, $\alpha = 0^\circ$ 'den $\alpha = 6^\circ$ 'ye kadar olan grafiklere bakıldığında yer etkisinin girdap yapısının oluşmasına yardımcı olduğu görülmektedir. Yer etkisinin ayrılan kesme tabakasının gücünü artırması buna sebep olabilir. Bu hücum açısı aralığında, yer etkisinin akışın yeniden bağlanmasını güçlendirdiği hem de $-C_p$ 'nin maksimum noktasını artırdığı görülmektedir. ΔC_p 'nin maksimum olduğu nokta, $\alpha = 6^\circ$ ve $h/c = 13.3\%$ noktasında görülmektedir. Genel olarak, $\alpha = 16^\circ$ 'ye kadar kanat yer etkisine girdikçe girdap gücünde artış vardır. Ancak, $\alpha = 6^\circ$ 'den sonra akışın yeniden bağlanması daha zayıf gerçekleşmektedir. Hücum açısı, $\alpha = 18^\circ$ grafiğine bakıldığında h/c değerinin azalmasıyla birlikte kambur benzeri eğrinin bozulduğu ve girdap gücünün azaldığı görülmektedir. Ayrıca, $-C_p$ 'nin maksimum olduğu olası girdap merkezi konumu da kanadın simetri merkezine doğru kaymaktadır. $\alpha = 20^\circ$ ve $\alpha = 22^\circ$ grafiklerinde düz bir $-C_p$ yapısı görülmektedir ve bu durum üç boyutlu akış ayrılmasının belirtisi olarak yorumlanabilir.

Şekil 4.5'e genel bir yorum olarak, düşük hücum açılarında h/c değerinin azalmasıyla birlikte yer etkisi, girdap yapısını ve gücünü artırmaktadır. Ancak, daha sonraki hücum açılarında $-C_p$ 'nin maksimum değerini artırmakla birlikte daha zayıf akış bağlanmalarına sebep olmaktadır ve perdövites hücum açısına yakın hücum açılarında, $\alpha = 18^\circ$ 'de de görüldüğü gibi kambur benzeri eğri yapısını bozmaktadır.



Şekil 4.5: Temel kanadının yer etkisi altında (IGE), $Re = 9 \times 10^4$ 'te, negatif basınç katsayısı, $-C_p$ eğrileri.



Şekil 4.5: (devam) Temel kanadının yer etkisi altında (IGE), $Re = 9 \times 10^4$ 'te, negatif basınç katsayısı, $-C_p$ eğrileri.

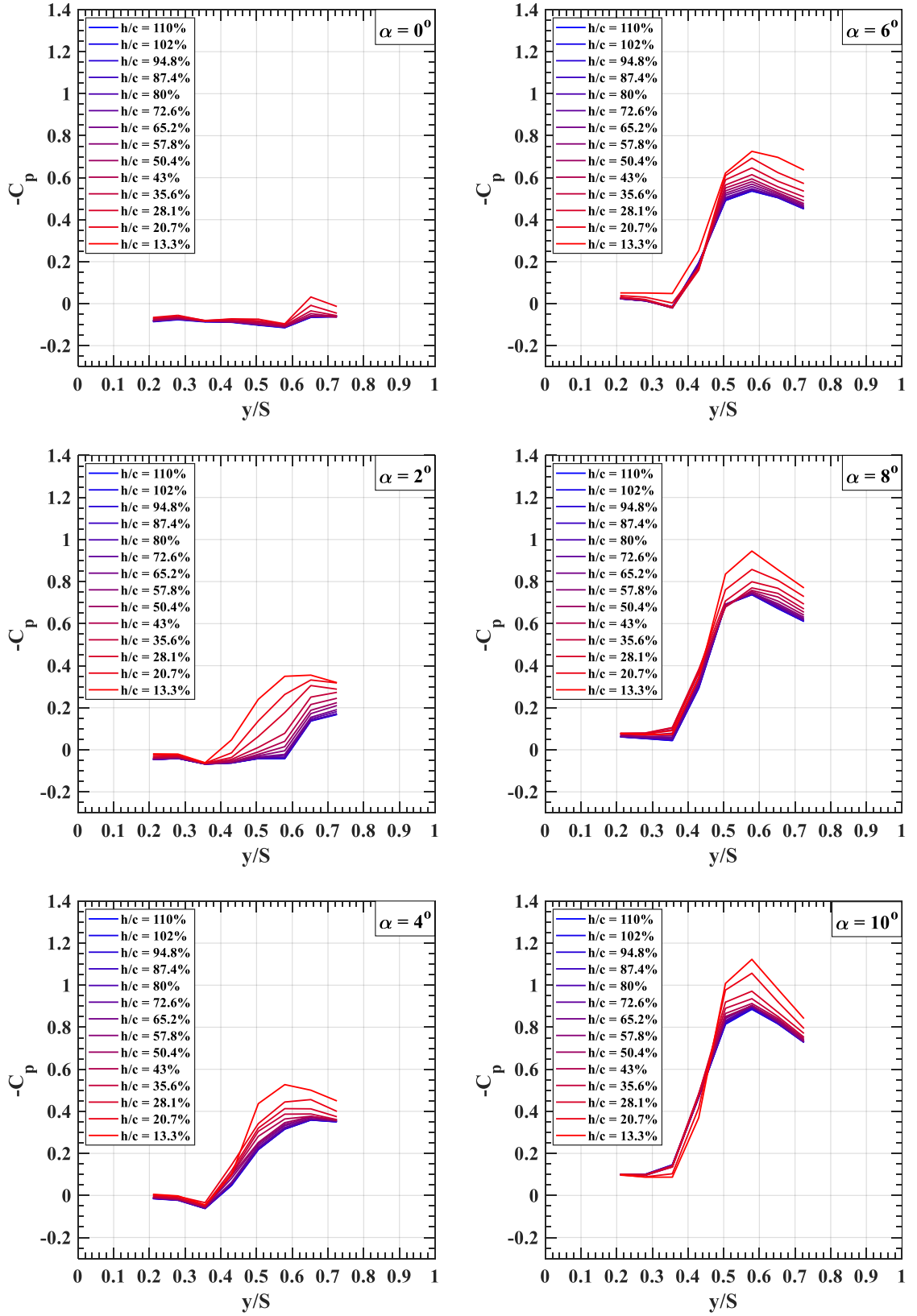
Şekil 4.6'da $BOR = 0.85$ kanadının yer etkisi altında (IGE), negatif basınç katsayısı, $-C_p$ eğrileri verilmiştir. Şekil Ek.1.3'te $BOR = 0.85$ kanadının $-C_p$ eğrilerinin kontur grafiği verilmiştir. Şekil Ek. 1.4'te $BOR = 0.85$ kanadının ΔC_p kontur grafiği verilmiştir.

Şekil 4.6 incelendiğinde, düşük hücum açılarında $BOR = 0.85$ kanadında da yer etkisinin girdap yapısının oluşumuna katkı sağladığı görülmektedir. Hücum açısı, $0^\circ \leq \alpha \leq 22^\circ$ aralığında $\alpha = 10^\circ$ grafiği hariç bütün grafiklerde akışın yeniden bağlanması h/c azaldıkça ve yer etkisine girildikçe zayıflamaktadır. Hücum açısı, $\alpha = 20^\circ$ 'ye kadar yer etkisine girildikçe girdap gücü artmaktadır. ΔC_p 'nin maksimum olduğu nokta, $\alpha = 12^\circ$ ve $h/c = 13.3\%$ noktasında görülmektedir. Temel kanadında $\alpha = 18^\circ$ 'de görülen eğilim, $BOR = 0.85$ kanadında $\alpha = 20^\circ$ 'de görülmektedir. Ancak, $\alpha = 20^\circ$ ve $h/c = 13.3\%$ 'de önceki h/c değerlerinde bozulan kambur şekli tekrar sağlanmıştır. Hücum açısı, $\alpha = 22^\circ$ 'de düz $-C_p$ eğrisi üç boyutlu akış ayrılması olarak yorumlanabilir.

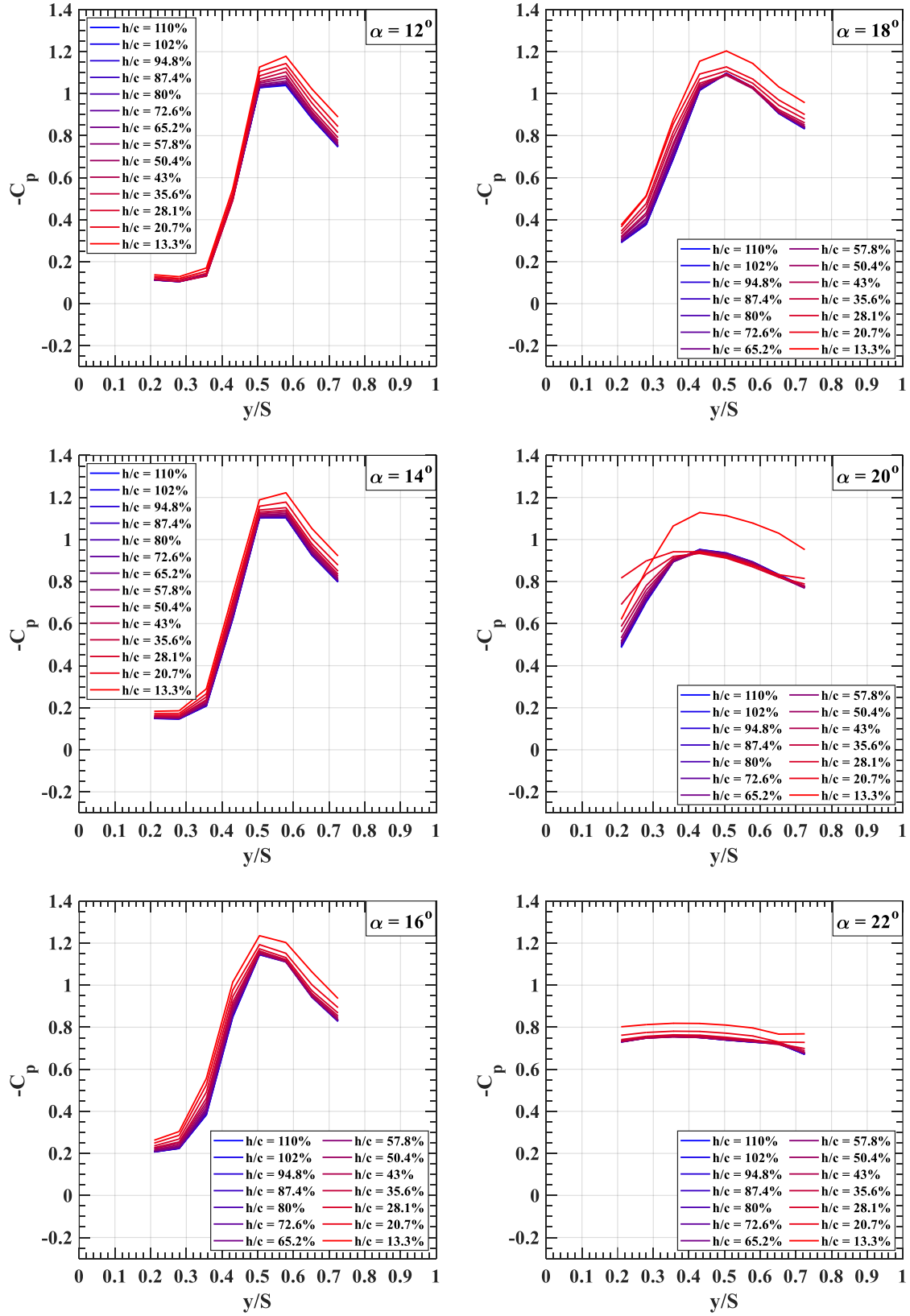
Şekil 4.7'de $BOR = 1.00$ kanadının yer etkisi altında (IGE), negatif basınç katsayısı, $-C_p$ eğrileri verilmiştir. Şekil Ek.1.5'te $BOR = 1.00$ kanadının $-C_p$ eğrilerinin kontur grafiği verilmiştir. Şekil Ek. 1.6'da $BOR = 1.00$ kanadının ΔC_p kontur grafiği verilmiştir.

Şekil 4.7'ye bakıldığında yine düşük hücum açılarında yer etkisinin girdap yapısının oluşmasına katkı sağladığı görülmektedir. Bütün hücum açılarında yer etkisine girildikçe akışın yeniden bağlanması zayıflamaktadır. Ayrıca, yer etkisinin getirdiği girdap gücü artışı $BOR = 1.00$ kanadı için önceki kanatlara göre oldukça azdır. Şekil Ek. 1.6'da bu durumu görmek mümkündür. ΔC_p 'nin maksimum olduğu nokta $BOR = 0.85$ ile aynıdır.

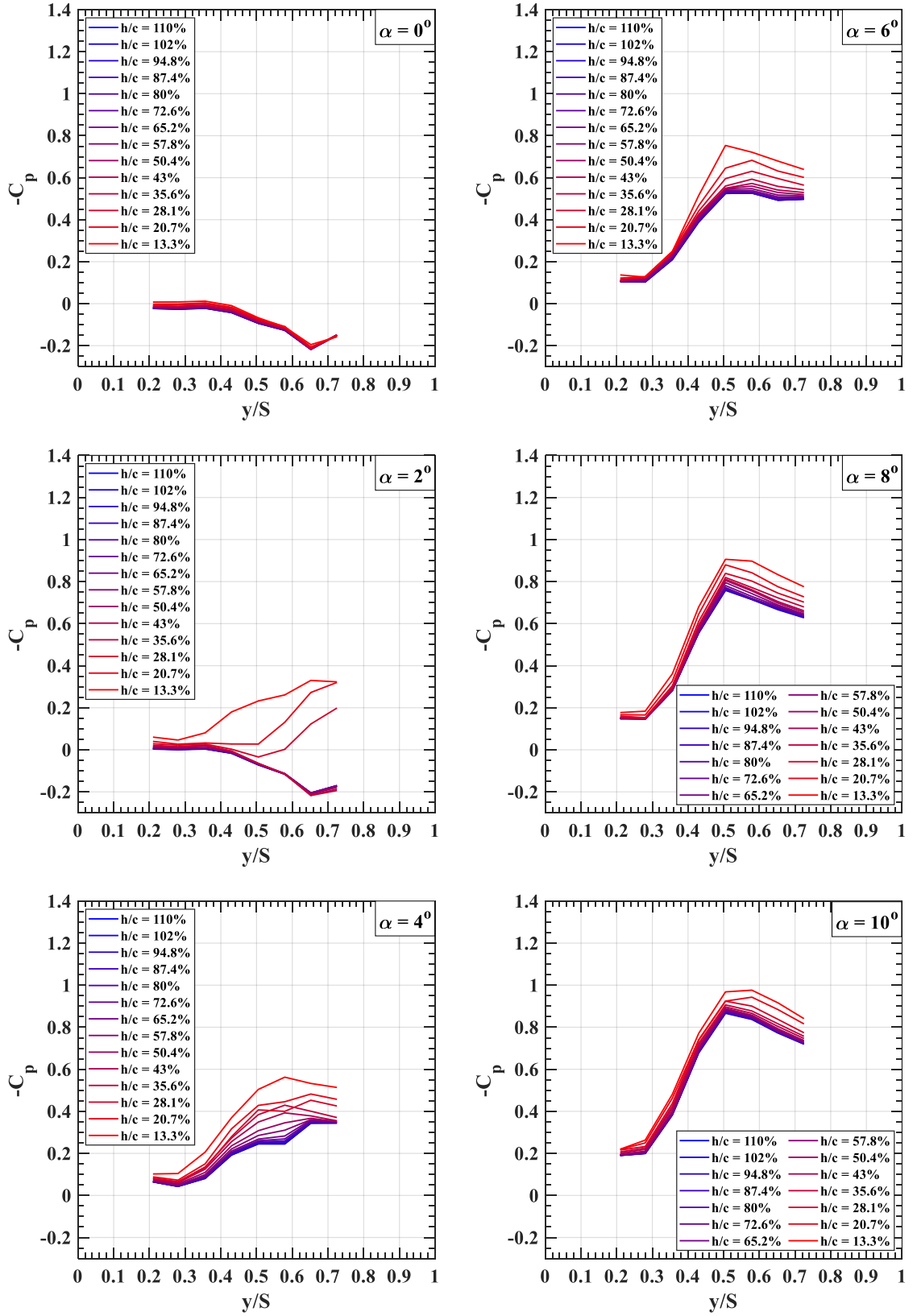
Şekil 4.5, Şekil 4.6 ve Şekil 4.7'ye bakıldığında h/c 'nin azalmasıyla yer etkisine girdikçe kanatların emme tarafındaki basınç profilinin etkilendiği görülmektedir. Bu etki Temel kanadında en fazladır ve akıtma açıklık oranı, BOR , arttıkça yer etkisinin de basınç profili üzerindeki etkisi azalmaktadır.



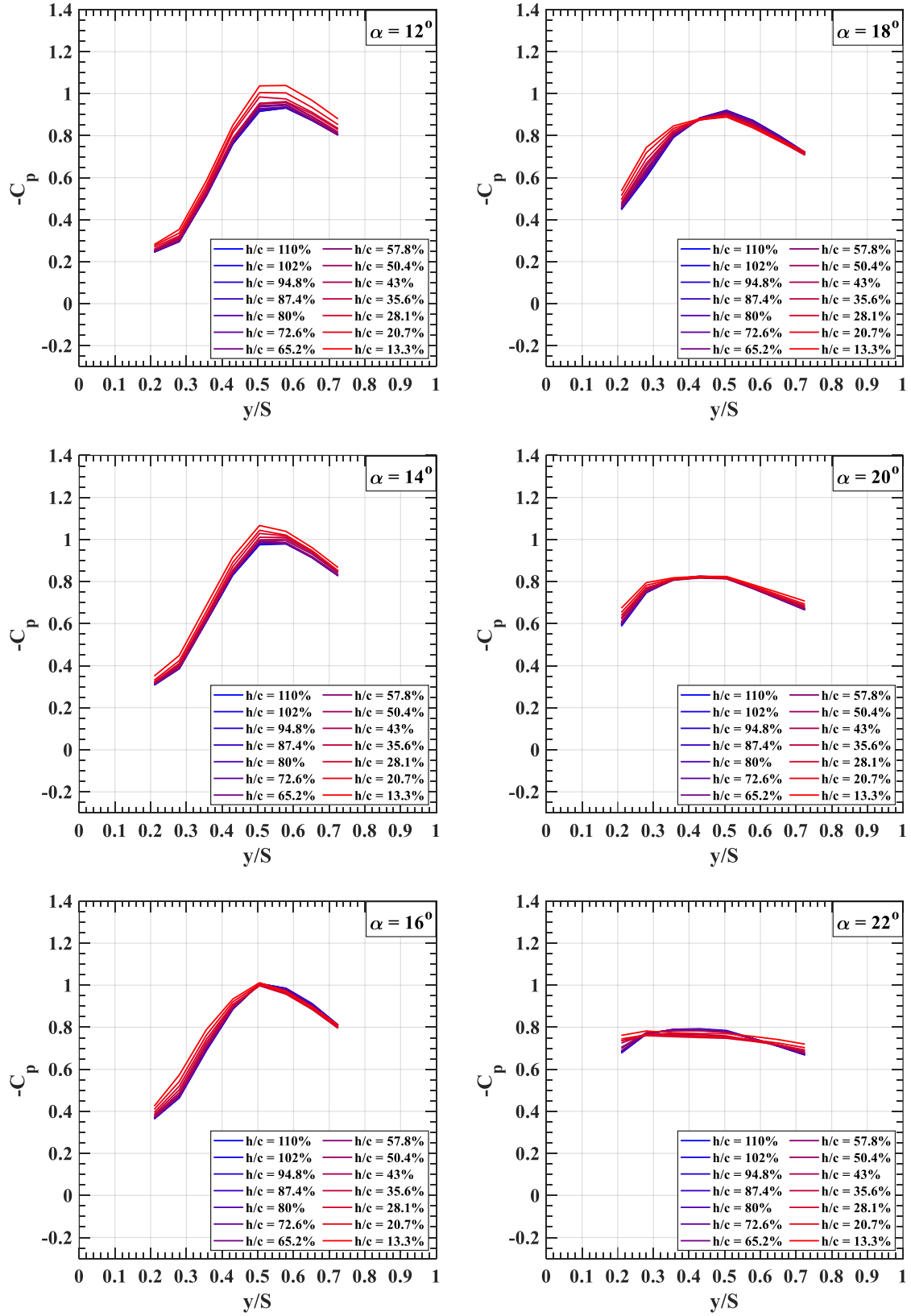
Şekil 4 6: BOR = 0.85 kanadının yer etkisi altında (IGE), $Re = 9 \times 10^4$ 'te, negatif basınç katsayısı, $-C_p$ eğrileri.



Şekil 4.6: (devam) BOR = 0.85 kanadının yer etkisi altında (IGE), $Re = 9 \times 10^4$ 'te, negatif basınç katsayısı, $-C_p$ eğrileri.



Şekil 4.7: BOR = 1.00 kanadının yer etkisi altında (IGE), $Re = 9 \times 10^4$ 'te, negatif basınç katsayısı, $-C_p$ eğrileri.



Şekil 4.7: (devam) BOR = 1.00 kanadının yer etkisi altında (IGE), $Re = 9 \times 10^4$ 'te, negatif basınç katsayısı, $-C_p$ eğrileri.

4.4 Yer Etkisi Altında (IGE) Kuvvet ve Moment Ölçümü Sonuçları

Şekil 4.8’de Temel kanadının yer etkisi altında (IGE) kuvvet katsayılarının grafikleri verilmiştir. Şekil 4.8 (b)’de tanımlanan $\Delta C_L = (C_{L_{IGE}} - C_{L_{OGE}})/C_{L_{OGE}}$ yer etkisinin taşıma kuvveti katsayısı üzerindeki etkisini vurgulamak amacıyla verilmiştir.

C_D , C_L ve C_L/C_D katsayılarının kontur grafikleri Şekil Ek. 2.1’de verilmiştir. Şekil Ek. 2.2’de ΔC_D , ΔC_L ve $\Delta C_L/C_D$ katsayılarının eğrileri ve kontur grafikleri verilmiştir. C_D ve C_L/C_D ’nin boyutsuz yer yüksekliği, h/c ’nin fonksiyonu olarak verildiği eğriler Şekil Ek. 2.3’te verilmiştir.

Şekil 4.8 (a) incelendiğinde yer yüksekliğinin azalıp, yer etkisine girildikçe taşıma kuvveti katsayısı, C_L ’in ve C_{L_α} eğiminin arttığı görülmektedir. Yer etkisi dışındaki eğri ve $h/c = 18.5\%$ eğrilerinin maksimum taşıma kuvveti katsayıları, $C_{L_{maks}}$ sırasıyla, 0.76 ve 0.98 değerlerindedir. Ayrıca, yer etkisinin $\alpha = 0^\circ$ ’deki C_L değerlerini de artırdığı görülmektedir. Basınç ölçümü sonuçları ile uyumlu olup, yer yüksekliğinin azalmasıyla birlikte perdövites hücum açısında değişme olmadığı görülmektedir. Ancak, yer etkisi daha keskin bir perdövites karakteristiği ortaya çıkarmaktadır. Perdövites hücum açısından sonra yüksek ve negatif bir C_{L_α} eğimi görülmektedir.

Şekil 4.8 (b) incelendiğinde ΔC_L ’in $\alpha = 1^\circ$ ’de bütün h/c yüksekliklerinde tepe noktasına ulaştığı görülmektedir. Daha sonra hücum açısı artışıyla birlikte $\alpha = 5^\circ$ ’ye kadar oldukça yüksek bir eğimle sert bir düşüş ve $\alpha = 19^\circ$ ’ye kadar azalan bir eğimle düşüş devam etmektedir. Taşıma kuvvetindeki bu artış, kanadın basınç tarafında yer etkisine girildikçe artan statik basınca bağlanabilir. Dahası, basınç ölçümü sonuçlarında da görüldüğü gibi, kanadın basınç tarafındaki statik basınç artışı kopan sınır tabakasını beslemekte ve öncü kenarı girdabının gücünü artırmaktadır.

Şekil 4.8 (c)’de yer etkisinin etkilerinin doğrusal olmadığı görülmektedir. Sabit bir hücum açısında h/c azaldıkça, ilk olarak yatay bir eğilim olduğu ve fazla bir değişim olmadığı görülmektedir. Daha sonra, değişimin giderek artan bir eğimle gerçekleştiği görülmektedir. Hücum açısı artışıyla bu değişim aralıkları da değişmektedir.

Şekil 4.8 (d) grafiğinde sürüklenme kuvveti katsayısı, C_D ’nin her h/c yüksekliği azalışında ve hücum açısı değişimde bir öncekine göre ve yer etkisi dışındaki eğriye göre artış gösterdiği görülmektedir. Ancak, düşük hücum açılarında C_D artışının yüksek hücum açılara kıyasla daha az olduğu görülmektedir. Ayrıca, eğriye

bakıldığında perdövites hücum açısına yakın, $\alpha = 17^\circ$ 'de eğrinin eğiminde bir azalma olduğu görülmektedir. C_D 'deki artış, genel olarak kanadın basınç tarafındaki statik basınç artışından ve ince olmayan delta kanat olduğu için daha az oranda, öncü kenarı girdabının gücünün artışı temelli olabilir.

Şekil 4.8 (e) kanadın aerodinamik performansını ifade etmektedir. Yer etkisine girildikçe, taşıma kuvveti katsayısındaki artışın sürüklenme kuvveti katsayısındaki artışa üstün geldiği ve sonuç olarak C_L/C_D 'nin arttığı görülmektedir. Hücum açısı, $\alpha = 5^\circ$ 'de maksimum artış gerçekleşmektedir.

Şekil 4.8 (f)'de $C_L - C_D$ polar eğrileri vermiştir. Eğrilere bakıldığında, yer etkisine girildikçe eğimin arttığı görülmektedir. Bu durum, taşıma kuvveti artışına karşın daha az sürüklenme kuvveti artışı demektir.

Şekil 4.9'da Temel kanadının boyutsuz moment katsayıları ve statik kararlılık değerlendirmelerinde kullanılan aerodinamik merkezleri, yer etkisi altında (IGE) verilmiştir.

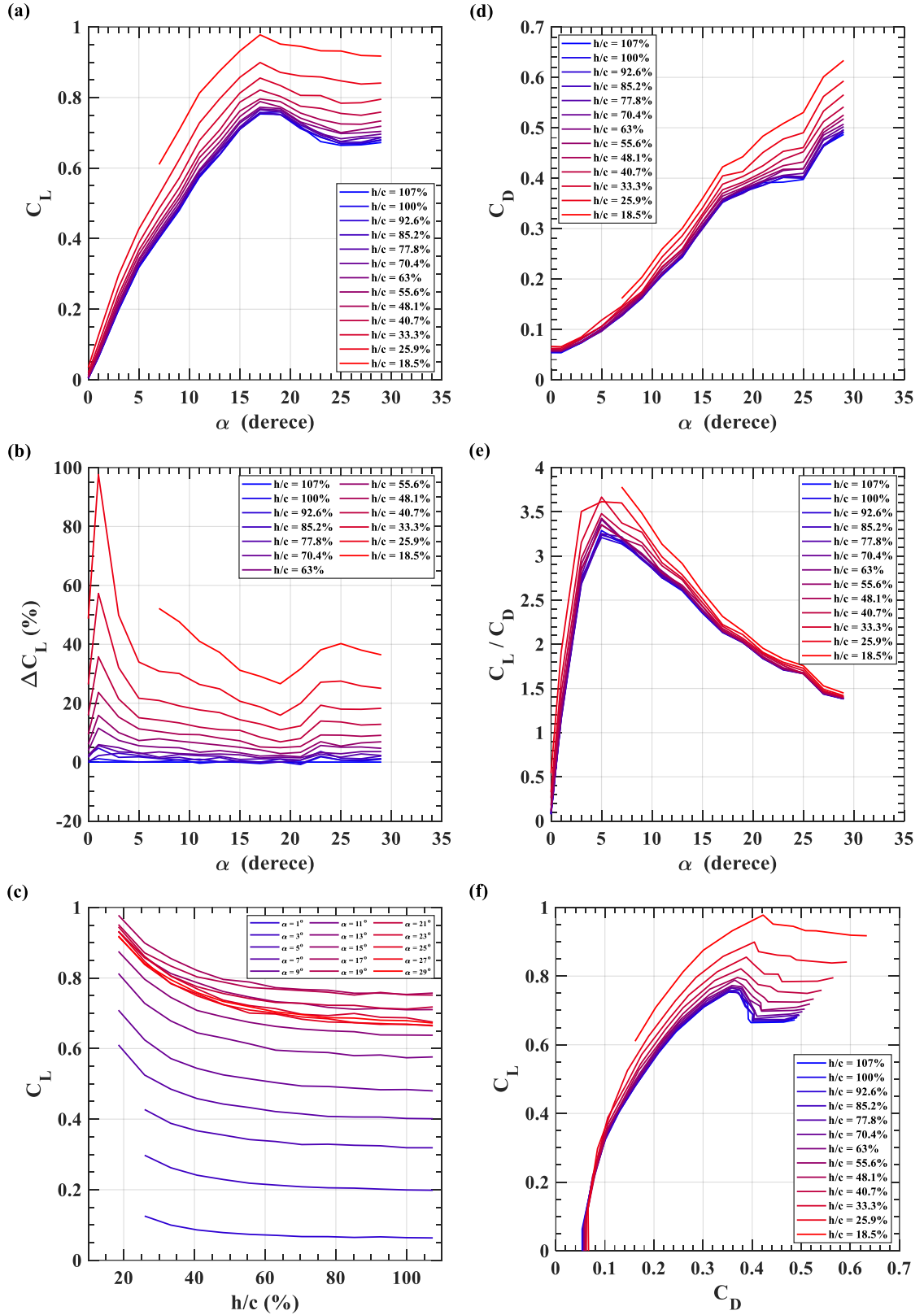
Şekil Ek. 2.4'te kanadın arka kenarındaki yunuslama momenti katsayısı, $C_{M|_{TE}}$ ve ağırlık merkezindeki $C_{M|_{c.g}}$ yer yüksekliği, h/c 'nin fonksiyonu olarak verilmiştir.

X_α 'nın $X_{c.g}$ 'nin gerisinde, arka kenarına doğru olması statik kararlılık açısından istenen bir durumdur. Ancak, yer etkisi altında kararlılık değerlendirmesini tam olarak yapabilmek adına X_h yükseklik aerodinamik merkezinin de değerlendirilmesi önemlidir. Irodov [147]'a göre, yükseklik statik kararlılık kriteri şudur:

$$HS = \frac{C_{M_\alpha}}{C_{L_\alpha}} - \frac{C_{M_h}}{C_{L_h}} = X_\alpha - X_h \leq 0 \quad (4.1)$$

Denklem (4.1)'de ağırlık merkezi hesaba dahil değildir. Ancak, X_h 'ın kanadın tepe noktasına yakın olması, X_α 'nın kanadın arka kenarına yakın olması ve $X_{c.g}$ 'nin ikisinin arasında, X_h 'a yakın olması kararlılık açısından ideal olandır. Yani sıralama şu şekilde olmalıdır:

$$X_h < X_{c.g} < X_\alpha \quad (4.2)$$



Şekil 4.8: Temel kanadının, $Re = 9 \times 10^4$ 'te, yer etkisi altında (IGE), (a) taşıma kuvveti katsayısı, C_L , (b) $\Delta C_L = (C_{L_{IGE}} - C_{L_{LOGE}}) / C_{L_{LOGE}}$ olarak tanımlanan yer etkisinin taşıma kuvveti katsayısına etkisi eğrisi, (c) taşıma kuvveti katsayısının yer yüksekliğinin fonksiyonu olarak verildiği eğri, (d) sürüklenme kuvveti katsayısı, C_D , (e) taşıma kuvvetinin sürüklenme kuvvetine oranı, C_L / C_D ve (f) $C_L - C_D$ polar eğrisi.

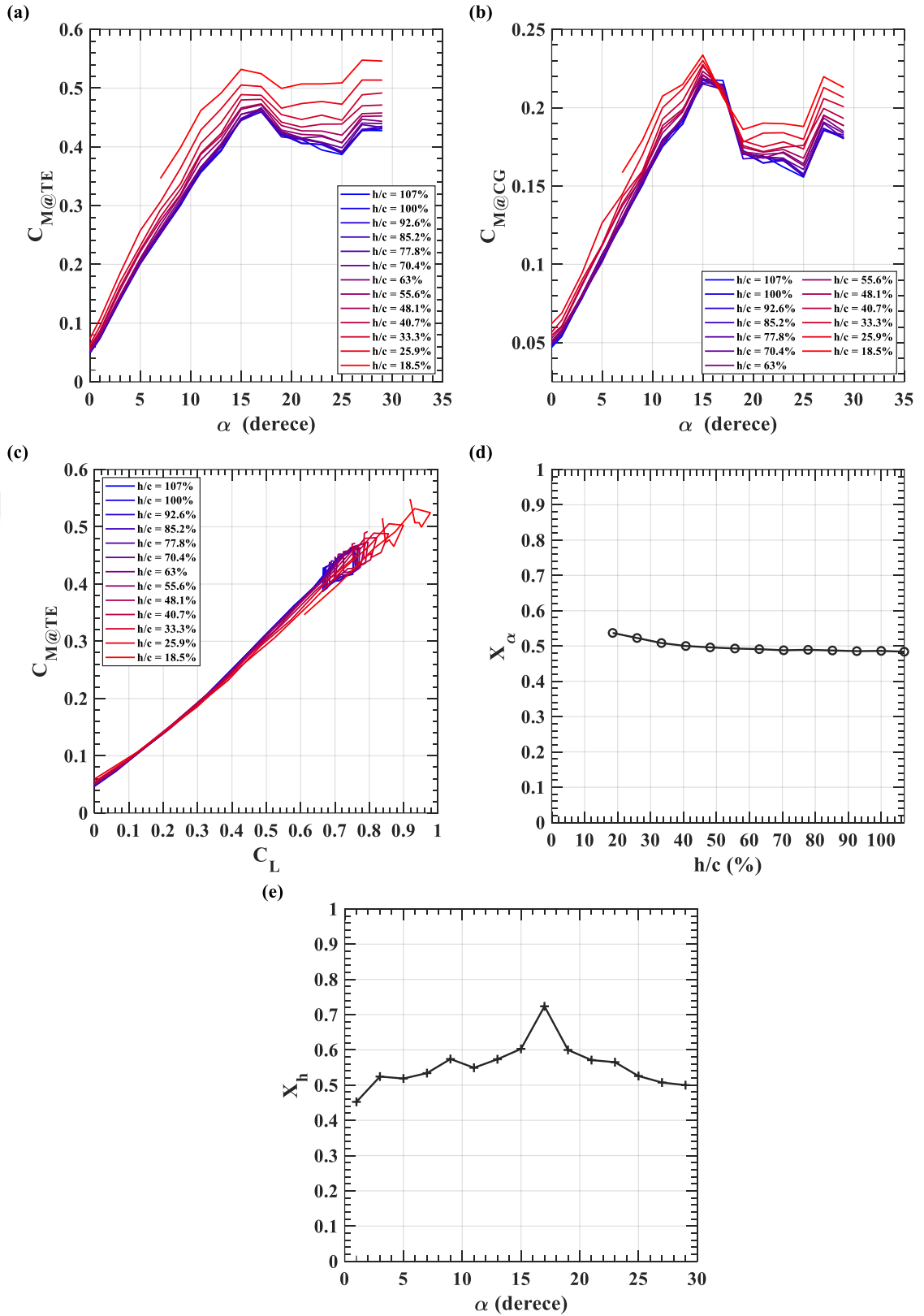
Şekil 4.9 (a) incelendiğinde h/c 'nin azalmasıyla, eğrilerin dikey ekseninde yukarı doğru kaydığını ve eğrilerin eğimi, C_{M_α} 'nin arttığı görülmektedir. Aynı eğilim Şekil 4.8 (a)'da C_L eğrisinde de görülmektedir.

Şekil 4.9 (b)'de ağırlık merkezindeki yunuslama momenti katsayısının yer etkisi ile dikey ekseninde yukarı doğru kaydığı ve maksimum olduğu hücum açısının azaldığı görülmektedir. Hücum açısı, $\alpha = 10^\circ$ 'nin altına doğru eğrilerin eğiminde azalma görülmektedir. Yer etkisi ile eğrilerin dikey yönde yukarı doğru kaydığı da düşünülürse bu durum daha düşük trim hücum açısı ($C_{M|c.g} = 0$ olduğu hücum açısı) demektir. Bu durumda, hücum açısı artırılmak istenirse, kontrol yüzeylerinin daha yüksek açılarda saptırılmasını gerektirebilir.

Şekil 4.9 (c)'de kanadın arka kenarındaki yunuslama momenti, $C_{M|TE}$ 'nin taşıma kuvveti katsayısı, C_L 'in fonksiyonu olarak verildiği eğrilere bakılırsa, yer etkisine girdikçe eğrilerin eğimlerinin çok fazla olmasa da azaldığı görülmektedir.

Şekil 4.9 (d)'de kanadın yunuslama aerodinamik merkezi, X_α 'nın yer etkisine girildikçe konumunun kanadın arka tarafına doğru yaklaştığı görülmektedir ve kanadın ağırlık merkezine doğru da yaklaşmaktadır. Bu durum kararlılık açısından istenilen bir durumdur.

Şekil 4.9 (e)'de kanadın yükseklik aerodinamik merkezi, X_h 'in $\alpha = 17^\circ$ 'ye kadar kanadın tepe noktasına doğru yaklaştığı ve $\alpha = 17^\circ$ 'den sonra tekrar kanadın tepe noktasından uzaklaşmakta olduğu görülmektedir. $\alpha = 17^\circ$ kanadın perdövites hücum açısına denk gelmesi ilgi çekmektedir.



Şekil 4.9: Temel kanadının, $Re = 9 \times 10^4$ 'te, yer etkisi altında (IGE), (a) kanadın arka kenarındaki yunuslama moment katsayısı, $C_{M|TE}$, (b) kanadın ağırlık merkezindeki yunuslama moment katsayısı, $C_{M|CG}$, (c) $C_{M|TE}$ 'nin taşıma kuvveti katsayısı, C_L 'in fonksiyonu olarak verildiği eğriler, (d) ve (e), yunuslama ve yükseklik aerodinamik katsayıları. $X = 0$ kanadın tepe noktasını ve $X = 1$ kanadın arka kenarını ifade etmektedir.

Şekil 4.10'da $BOR = 0.85$ kanadının yer etkisi altında (IGE) kuvvet katsayılarının grafikleri verilmiştir.

C_D , C_L ve C_L/C_D katsayılarının kontur grafikleri Şekil Ek. 2.5'te verilmiştir. Şekil Ek. 2.6'da ΔC_D , ΔC_L ve $\Delta C_L/C_D$ katsayılarının eğrileri ve kontur grafikleri verilmiştir. C_D ve C_L/C_D 'nin boyutsuz yer yüksekliği, h/c 'nin fonksiyonu olarak verildiği eğriler Şekil Ek. 2.7'de verilmiştir.

Şekil 4.10 (a)'da taşıma kuvveti katsayısı, C_L eğrilerine bakıldığında, Temel kanadında olduğu gibi yer etkisine girildikçe C_L 'in ve $C_{L\alpha}$ 'nin arttığı görülmektedir. Ancak, bazı belirgin farklılıklar da vardır. Hücum açısı, $\alpha = 7^\circ$ ve $\alpha = 9^\circ$ aralığında eğrinin eğiminde belirgin bir azalma görülmektedir ve h/c yüksekliği azaldıkça bu hücum açılarındaki eğim değişimi azalmaktadır. $BOR = 0.85$ kanadının dikkat çeken bir diğer özelliği ise $\alpha = 17^\circ$ ve $\alpha = 22^\circ$ aralığında Temel kanadına kıyasla düz bir C_L eğri yapısında olmasıdır. Perdövites hücum açısının Temel kanadına göre 4 derece kadar ötelenmiş olması, kısa mesafeli kalkış uygulamaları için faydalı olabilir. Örneğin, uçak gemilerinden kalkış durumunda daha kısa bir uçuş pisti kalkış için yeterli olabilir. Bir diğer nokta ise kalkış sırasında hava aracı yer etkisindedir ve yükseldikçe yer etkisinden çıkmaktadır. Dolayısıyla, yer etkisinin pozitif aerodinamik kazançları da azalmaktadır. Eğer bu durumda kanadın kalkış performansı yanlış değerlendirilirse ve olması gerekenden daha yüksek bir kalkış açısı uygulanırsa, kalkış sırasında kazalara sebep olabilir. Temel kanadı ve $BOR = 0.85$ kanatları, yüksek hücum açısında, kısa mesafede kalkış durumu için $\alpha = 23^\circ$ 'de kıyaslanırsa, $h/c = 18.5\%$ eğrilerindeki C_L değerleri ile OGE C_L değerleri arasındaki fark sırasıyla, $\Delta C_L = 0.257$ ve $\Delta C_L = 0.16$ olmaktadır. $BOR = 0.85$ kanadının daha yumuşak bir geçiş sağladığı söylenebilir.

Şekil 4.10 (b)'de Temel kanadında olduğu gibi ΔC_L , $\alpha = 1^\circ$ 'de yer etkisine girildikçe en yüksek artışı göstermekte ve benzer eğilimler $BOR = 0.85$ kanadı için de geçerlidir. Ancak, pasif akıtma açıklığı uygulanan $BOR = 0.85$ kanadında yer etkisine girildikçe daha düşük ΔC_L artışı görülmektedir.

Şekil 4.10 (c) grafiğine bakıldığında Temel kanadı için yapılan değişim aralıklarının $BOR = 0.85$ kanadı için genişlediği görülmektedir. Yer etkisinin doğrusal olmayan yüksek eğimli artışları daha yüksek hücum açılarında gerçekleşmektedir.

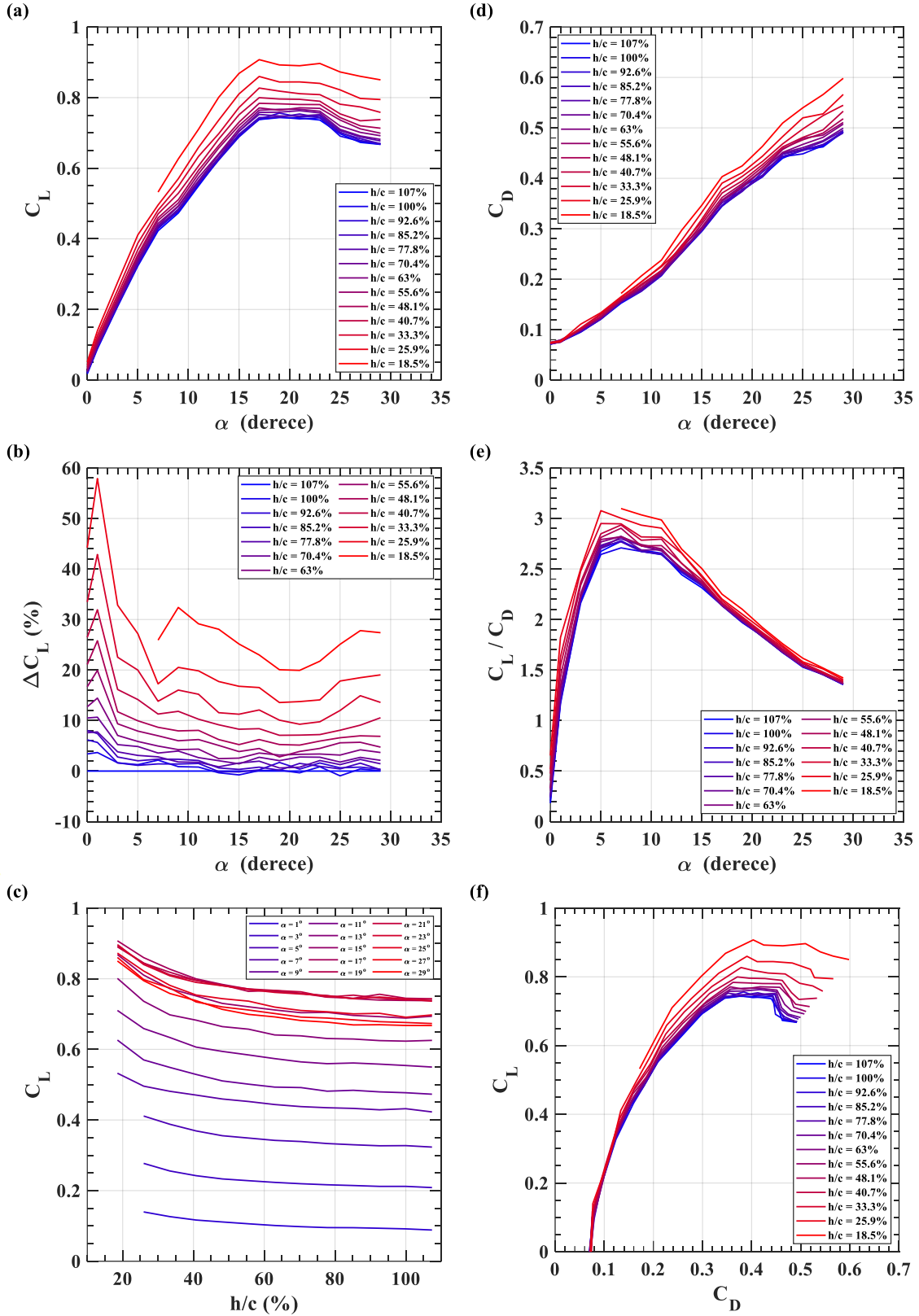
Şekil 4.10 (d)'ye bakıldığında sürüklenme kuvveti katsayısı, C_D 'nin yer etkisi ile artışının Temel kanadına kıyasla azaldığı görülmektedir. Yer etkisi dışında, hücum açısı $\alpha = 19^\circ$ 'den $\alpha = 27^\circ$ 'ye kadar görülen eğim artışı yer etkisi ile azalmakta ve Temel kanadı ile BOR = 0.85 kanadı arasındaki C_D katsayısı farkı azalmaktadır. Sürüklenme kuvveti katsayısındaki bu azalma, akıtma açıklıklarının kanadın basınç tarafında yer etkisine bağlı oluşan statik basıncı azaltması kaynaklı olabilir. Bunu doğrulamak için kanadın basınç tarafında ve farklı x/C konumlarında basınç ölçümleri yapılabilir.

Şekil 4.10 (e)'de C_L/C_D 'nin yer etkisine girildikçe arttığı ve kanadın aerodinamik performansının yükseldiği görülmektedir. Temel kanadına kıyasla maksimum C_L/C_D daha düşüktür. Yer etkisine girildikçe C_L/C_D 'nin maksimum olduğu hücum açısı $\alpha = 7^\circ$ 'den $\alpha = 5^\circ$ 'ye kaymaktadır.

Şekil 4.10 (f)'de $C_L - C_D$ polar eğrilerine bakıldığında, eğrilerin eğiminin Temel kanadına kıyasla, yer etkisine girildikçe daha az arttığı görülmektedir. Taşıma kuvvetindeki artış miktarına karşılık gelen sürüklenme kuvveti artışı BOR = 0.85 kanadında daha fazladır.

Şekil 4.11'de BOR = 0.85 kanadının boyutsuz moment katsayıları ve statik kararlılık değerlendirmelerinde kullanılan aerodinamik merkezleri, yer etkisi altında (IGE) verilmiştir.

Şekil Ek. 2.8'de kanadın arka kenarındaki yunuslama momenti katsayısı, $C_{M|_{TE}}$ ve ağırlık merkezindeki $C_{M|_{C.G}}$ yer yüksekliği, h/c 'nin fonksiyonu olarak verilmiştir.



Şekil 4.10: BOR = 0.85 kanadının, $Re = 9 \times 10^4$ 'te, yer etkisi altında (IGE), (a) taşıma kuvveti katsayısı, C_L , (b) $\Delta C_L = (C_{LIGE} - C_{LOGE})/C_{LOGE}$ olarak tanımlanan yer etkisinin taşıma kuvveti katsayısına etkisi eğrisi, (c) taşıma kuvveti katsayısının yer yüksekliğinin fonksiyonu olarak verildiği eğri, (d) sürüklenme kuvveti katsayısı, C_D , (e) taşıma kuvvetinin sürüklenme kuvvetine oranı, C_L/C_D ve (f) $C_L - C_D$ polar eğrisi.

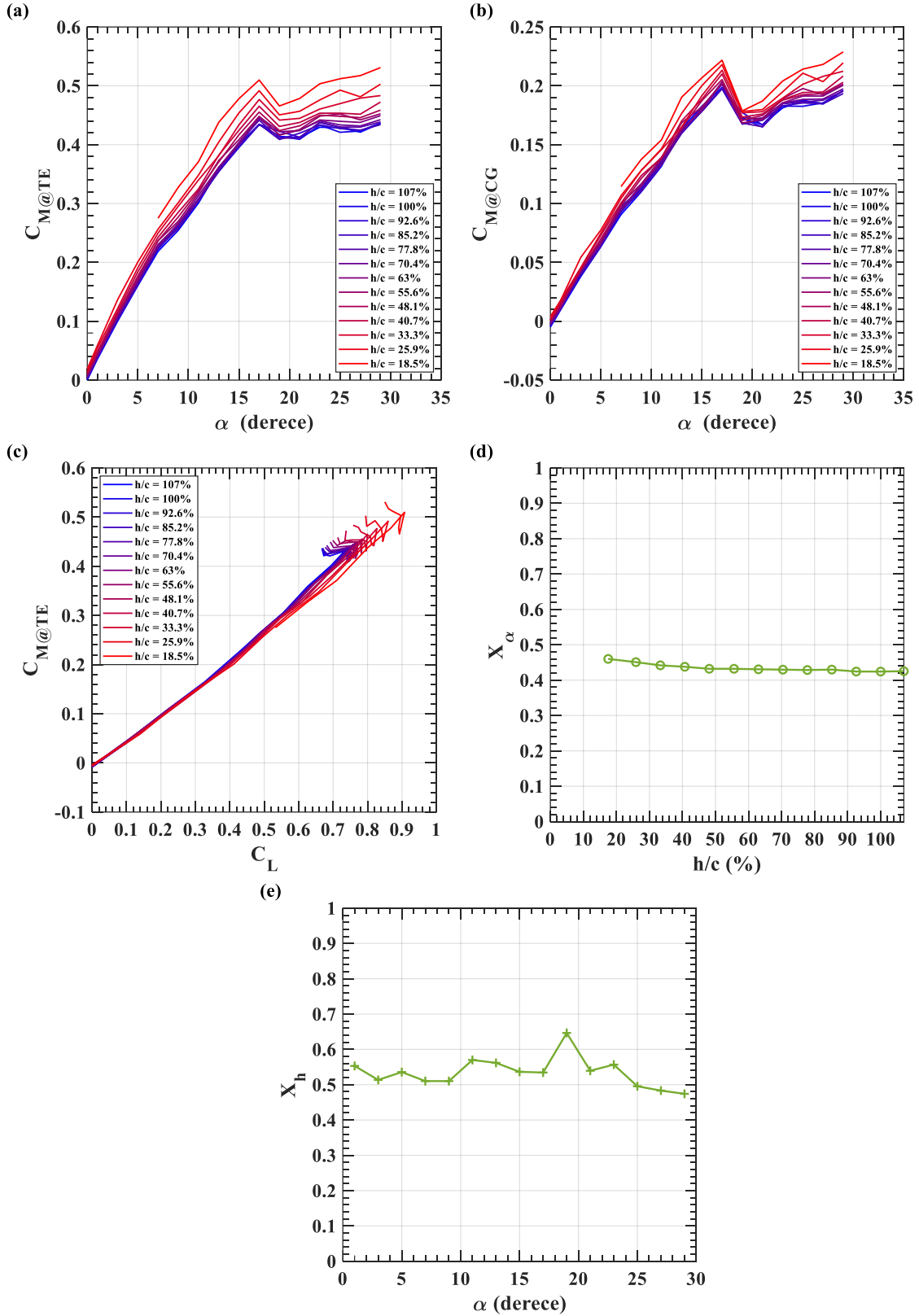
Şekil 4.11 (a) incelendiğinde kanadın arka kenarındaki yunuslama moment katsayısı, $C_{M_{TE}}$ 'in yer etkisiyle dikey ekseninde yukarı doğru kaydığı ve eğrinin eğimi, $C_{M_{\alpha}}$ 'nın Temel kanadında olduğu gibi arttığı görülmektedir. Ancak, bu artışlar Temel kanadına kıyasla daha az olmaktadır. Dahası, $\alpha = 0^\circ$ 'de $C_{M_{TE}}$ 'in sifıra doğru azaldığı görülmektedir.

Şekil 4.11 (b)'de kanadın ağırlık merkezindeki yunuslama moment katsayısı, $C_{M_{CG}}$ 'nin yer etkisine girildikçe Temel kanadında olduğu gibi dikey ekseninde yukarıya doğru kaydığı görülmektedir. Ancak, eğrinin eğimi Temel kanadına kıyasla düşmüştür. Dahası, trim hücum açısının arttığı görülmektedir. $\alpha = 0^\circ$ 'de $C_{M_{CG}} \approx 0$ civarındadır. Yer etkisine girildikçe trim hücum açısı çok az da olsa negatif eksene doğru kaymaktadır. Hücum açısının artırılması istenirse kontrol yüzeylerinin daha az saptırılması Temel kanadına kıyasla yeterli olacaktır.

Şekil 4.11 (c) incelendiğinde h/c azaldıkça, eğrilerin eğiminin azaldığı görülmektedir. Ancak, Temel kanadına kıyasla bu eğim değişimi çok daha az gerçekleşmektedir.

Şekil 4.11 (d)'de X_{α} eğrisi incelendiğinde $BOR = 0.85$ kanadının yunuslama aerodinamik merkezinin Temel kanadına kıyasla tüm h/c yüksekliklerinde kanadın tepe noktasına daha yakın olduğu görülmektedir. Temel kanadı ile $BOR = 0.85$ kanatlarının $h/c = 107\%$ ve $h/c = 18.5\%$ noktalarındaki X_{α} değerlerinin farkına bakıldığında, Temel kanadı için $\Delta X_{\alpha} = 0.05318$ ve $BOR = 0.85$ kanadı için $\Delta X_{\alpha} = 0.03457$ olmaktadır. Temel kanadında 135 mm olan veter uzunluğunda X_{α} 'nın 7.18 mm kadar kanadın arka kenarına kaydığı ve $BOR = 0.85$ kanadı için 4.67 mm kadar kaydığı görülmektedir.

Şekil 4.11 (e) incelendiğinde X_h değerlerinin hücum açısı ile değişimi görülmektedir. X_h 'ın 0.5 ve 0.6 değerleri aralığında değişmektedir. Temel kanadına kıyasla X_h 'ın daha düşük bir genlikte dalgalanmakta olduğu söylenebilir. Temel kanadında $\alpha = 17^\circ$ 'de görülen tepe noktası $BOR = 0.85$ kanadında $\alpha = 19^\circ$ 'ye kaymıştır.



Şekil 4.11: BOR = 0.85 kanadının, $Re = 9 \times 10^4$ 'te, yer etkisi altında (IGE), (a) kanadın arka kenarındaki yunuslama moment katsayısı, $C_{M|_{TE}}$, (b) kanadın ağırlık merkezindeki yunuslama moment katsayısı, $C_{M|_{c.g.}}$, (c) $C_{M|_{TE}}$ 'nin taşıma kuvveti katsayısı, C_L 'in fonksiyonu olarak verildiği eğriler, (d) ve (e), yunuslama ve yükseklik aerodinamik katsayıları. $X = 0$ kanadın tepe noktasını ve $X = 1$ kanadın arka kenarını ifade etmektedir.

Şekil 4.12’de BOR = 1.00 kanadının yer etkisi altında (IGE) kuvvet katsayılarının grafikleri verilmiştir.

C_D , C_L ve C_L/C_D katsayılarının kontur grafikleri Şekil Ek. 2.9’da verilmiştir. Şekil Ek. 2.10’da ΔC_D , ΔC_L ve $\Delta C_L/C_D$ katsayılarının eğrileri ve kontur grafikleri verilmiştir. C_D ve C_L/C_D ’nin boyutsuz yer yüksekliği, h/c ’nin fonksiyonu olarak verildiği eğriler Şekil Ek. 2.11’de verilmiştir.

Şekil 4.12 (a) yorumlandığında, BOR = 1.00 kanadının C_L katsayısının yer etkisi altındaki davranışının Temel ve BOR = 0.85 kanadına benzer olduğu görülmektedir. C_L ’in ve $C_{L\alpha}$ ’nın yine yer etkisine girildikçe arttığı görülmektedir. BOR = 1.00 kanadı için $h/c < 10\%$ ’un altına inebilmek mümkün olmuştur ve bu seviyede yer etkisinin doğrusal olmayan etkisi belirginleşmektedir. Yer düzlemine ne kadar yaklaşırsa etki daha büyük olmaktadır. Kanat üzerindeki akıtma açıklık oranının artışıyla perdövites hücum açısının daha da artmıyor olması ve pasif akıtmanın emme ve basınç yüzeyleri arasındaki basınç farkını bozması sebebiyle taşıma kuvvetini de azaltmaktadır.

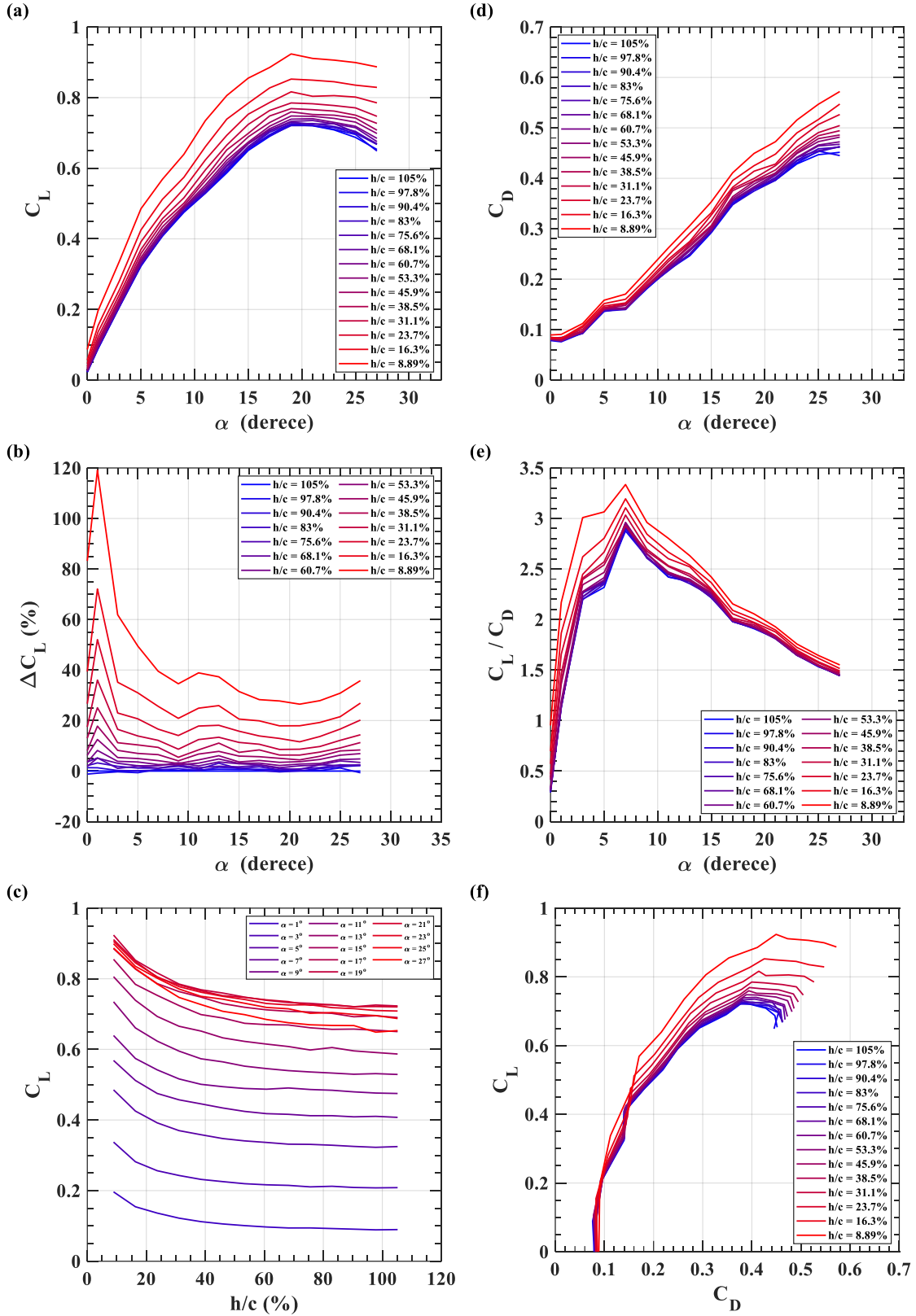
Şekil 4.12 (b)’de görüldüğü gibi C_L ’in yer etkisi ile maksimum artış gösterdiği hücum açısı Temel ve BOR 0.85 kanatlarında da olduğu gibi $\alpha = 1^\circ$ ’de gerçekleşmektedir. En düşük yer yüksekliğinde % 119 kadar bir C_L artışı olmaktadır.

Şekil 4.12 (c)’de BOR = 0.85 kanadında olduğu gibi BOR = 1.00 kanadında da Temel kanadına kıyasla bahsedilen değişim aralıklarının genişlediği görülmektedir.

Şekil 4.12 (d)’de C_D eğrileri incelendiğinde önceki kanatlarda olduğu gibi yer etkisine girildikçe C_D ’nin arttığı görülmektedir. Ancak, akıtma açıklık oranının maksimum olduğu BOR = 1.00 kanadında yer etkisiyle C_D artışının BOR = 0.85 kanadından da daha az olduğu görülmektedir.

Şekil 4.12 (e) incelendiğinde kanadın aerodinamik performansının önceki kanatlarda olduğu gibi yer etkisi ile artış gösterdiği görülmektedir. BOR = 0.85 kanadına kıyasla yer etkisine girildikçe maksimum C_L/C_D hücum açısı $\alpha = 7^\circ$ ’de sabit kalmaktadır ve C_L/C_D yer etkisi ile biraz daha fazla artış göstermektedir.

Şekil 4.12 (f)’de polar eğrilerine bakıldığında $C_L = 0.2$ olana kadar C_D ’de hiç artış olmamaktadır. Eğrilerin eğiminin BOR = 0.85 kanadına kıyasla artış gösterdiği söylenebilir.



Şekil 4.12: BOR = 1.00 kanadının, $Re = 9 \times 10^4$ 'te, yer etkisi altında (IGE), (a) taşıma kuvveti katsayısı, C_L , (b) $\Delta C_L = (C_{LIGE} - C_{LOGE})/C_{LOGE}$ olarak tanımlanan yer etkisinin taşıma kuvveti katsayısına etkisi eğrisi, (c) taşıma kuvveti katsayısının yer yüksekliğinin fonksiyonu olarak verildiği eğri, (d) sürüklenme kuvveti katsayısı, C_D , (e) taşıma kuvvetinin sürüklenme kuvvetine oranı, C_L/C_D ve (f) $C_L - C_D$ polar eğrisi.

Şekil 4.13'te $BOR = 1.00$ kanadının moment katsayıları ve statik kararlılık değerlendirmelerinde kullanılan aerodinamik merkezleri, yer etkisi altında (IGE) verilmiştir.

Şekil Ek. 2.12'de kanadın arka kenarındaki yunuslama momenti katsayısı, $C_{M|_{TE}}$ ve ağırlık merkezindeki $C_{M|_{C.G}}$ yer yüksekliği, h/c 'nin fonksiyonu olarak verilmiştir.

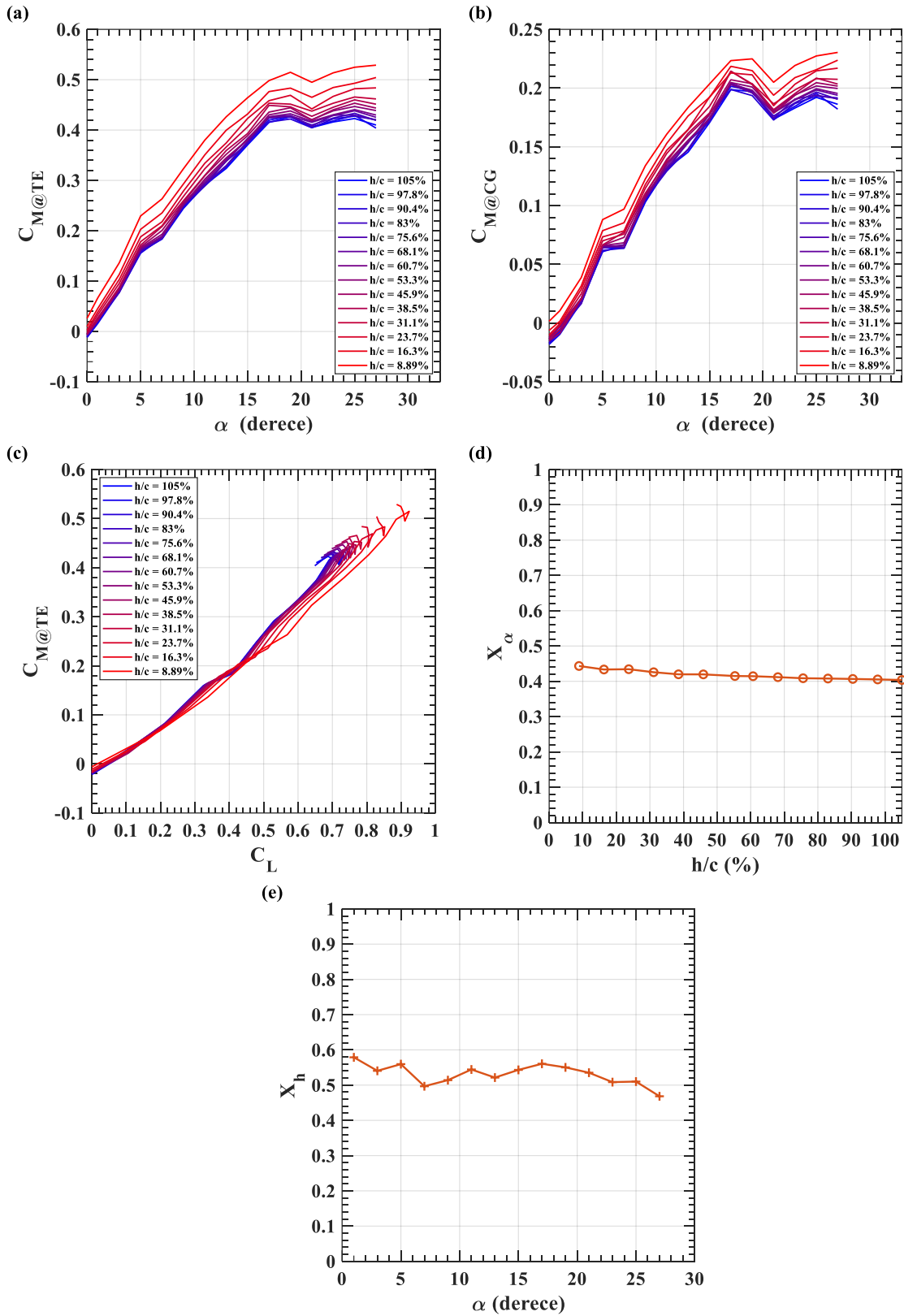
Şekil 4.13 (a) dikkate alındığında kanadın arka kenarında ifade edilen yunuslama moment katsayısı, $C_{M|_{TE}}$ 'in yer etkisine girildikçe Temel ve $BOR = 0.85$ kanatlarında olduğu gibi dikey ekseninde arttığı ve eğrilerin eğimlerinin artış gösterdiği görülmektedir. Ancak, $BOR = 1.00$ kanadında $\alpha = 5^\circ$ 'de ani bir eğim azalışı görülmektedir. $BOR = 1.00$ kanadında minimum h/c yüksekliğinde bir önceki h/c yüksekliğine kıyasla eğrinin belirgin olarak yukarı doğru kaydığı görülmektedir.

Şekil 4.13 (b) incelendiğinde trim hücum açısının $BOR = 1.00$ kanadında hücum açısı ekseninin sağ tarafına doğru kaydığı görülmektedir. Yer etkisine girildikçe önceki kanatlarda olduğu gibi trim hücum açısı eksenin sol tarafına doğru kaymaktadır. Minimum h/c yüksekliğinde trim açısındaki kayma miktarı, bir önceki h/c yüksekliğindeki kayma miktarına kıyasla oldukça fazladır. Ayrıca, $\alpha = 5^\circ$ 'de eğrinin eğimi neredeyse sıfıra yaklaşmaktadır ve eğri neredeyse yataydır. h/c azaldıkça, $\alpha = 5^\circ$ 'de görülen eğim değişimi azalmaktadır.

Şekil 4.13 (c)'de yer etkisine girildikçe eğrinin eğiminin hem Temel hem de $BOR 0.85$ kanatlarından daha düşük bir şekilde azaldığı görülmektedir. $\alpha = 5^\circ$ civarındaki eğrinin eğiminin değişmesinin etkisi eğrilere yansımaktadır.

Şekil 4.13 (d) incelendiğinde X_α 'nın $BOR = 1.00$ kanadında daha da kanadın tepe noktasına doğru yaklaştığı görülmektedir.

Şekil 4.13 (e) grafiğinde X_h 'ın $BOR = 1.00$ kanadında da 0.5 ve 0.6 arasında değiştiği görülmektedir. Hücum açısı artarken X_h azalan bir eğilimdedir.



Şekil 4.13: BOR = 1.00 kanadının, $Re = 9 \times 10^4$ 'te, yer etkisi altında (IGE), (a) kanadın arka kenarındaki yunuslama moment katsayısı, $C_{M|TE}$, (b) kanadın ağırlık merkezindeki yunuslama moment katsayısı, $C_{M|c.g.}$, (c) $C_{M|TE}$ 'nin taşıma kuvveti katsayısı, C_L 'in fonksiyonu olarak verildiği eğriler, (d) ve (e), yunuslama ve yükseklik aerodinamik katsayıları. $X = 0$ kanadın tepe noktasını ve $X = 1$ kanadın arka kenarını ifade etmektedir.

Şekil 4.14'te Temel kanadının boylamsal kararlılık grafikleri yer almaktadır. Yunuslama aerodinamik merkezi, X_α ve yükseklik aerodinamik merkezi, X_h 'in tanımları, grafiklerin yorumlanması açısından önem kazanmaktadır.

X_α 'nın tanımı şudur: *sabit bir h/c yüksekliği için kanat üzerinde öyle bir nokta vardır ki hücum açısı değişimi ile yunuslama moment katsayısı, C_M değişmemektedir.*

X_h 'in tanımı ise şudur: *Sabit bir hücum açısı için kanat üzerinde öyle bir nokta vardır ki h/c yüksekliği değişimi ile yunuslama moment katsayısı, C_M değişmemektedir.*

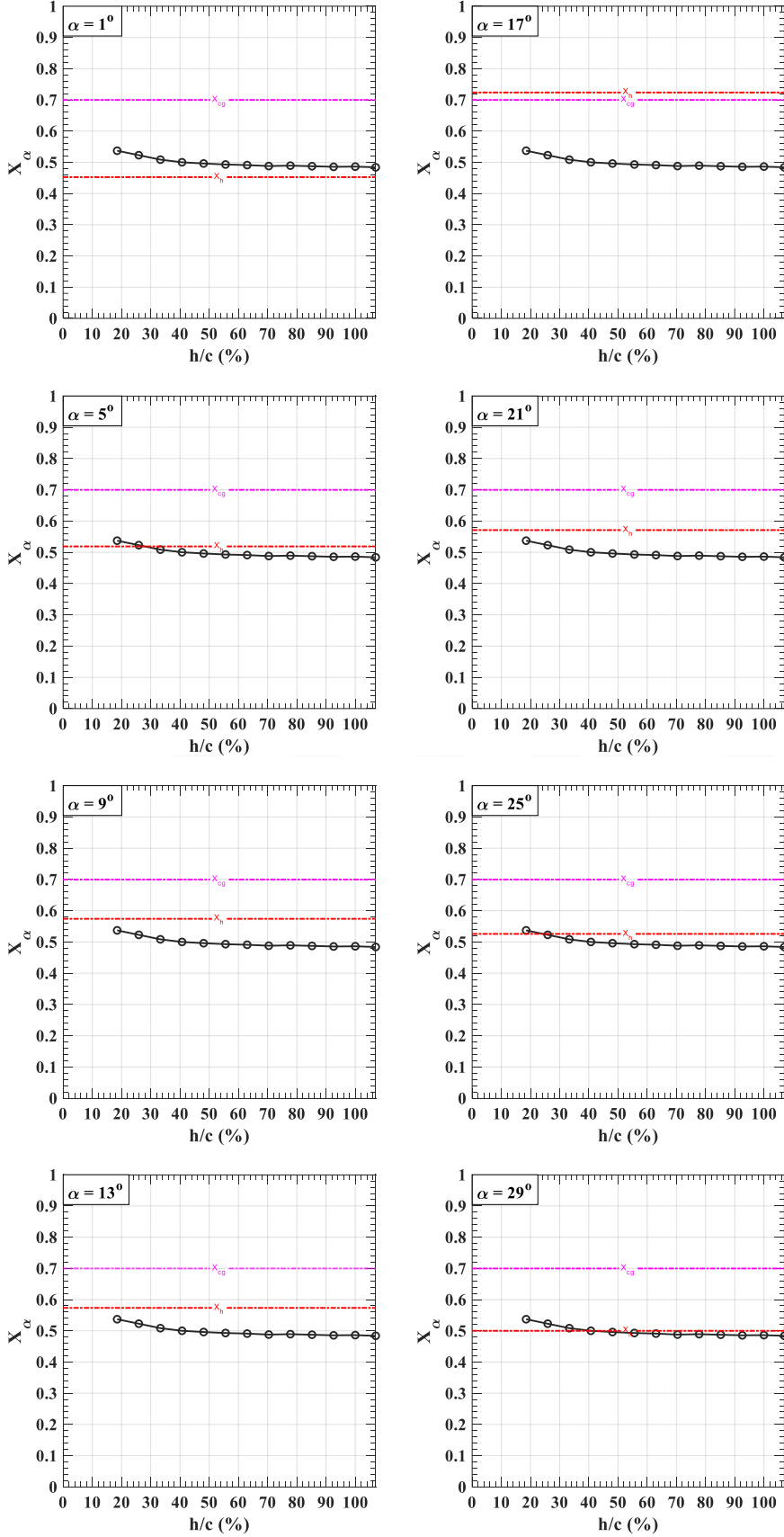
X_h ve X_α , Denklem (3.11) ve Denklem (3.12)'de de verildiği gibi sayısal türev ile hesaplanabilir ya da verilen tanımlar kullanılarak grafiksel olarak bulunabilir.

Tanım kullanılması halinde X_α için sabit bir h/c yüksekliğinde kanadın arka kenarından tepe noktasına her hücum açısı için C_M hesaplanmalıdır ve grafikte kesişen nokta, verilen h/c yüksekliği için X_α noktasını ifade etmektedir.

Benzer şekilde X_h tanım ile bulunmak istenirse sabit bir hücum açısında her h/c değerinde kanadın arka kenarından tepe noktasına kadar C_M hesaplanmalıdır ve yine grafikte kesişen nokta, verilen hücum açısı için X_h noktasını ifade etmektedir.

Bu durumda, R.D. Irodov'un [147] kararlılık kriteri kanatların sabit hücum açılarında yer düzlemine yaklaşması ya da uzaklaşması durumunda değerlendirilmektedir. Sabit bir hücum açısı için X_h sabittir ve X_α ise h/c 'nin fonksiyonu olarak değişmektedir.

Şekil 4.14'e bakıldığı zaman Temel kanadının ağırlık merkezi, $X_{c.g} = 0.6997$ 'de bulunmaktadır. Yunuslama aerodinamik merkezi X_α , yer etkisi ile kanadın arka kenarına doğru yönelse de her hücum açısında X_α , $X_{c.g}$ 'nin önündedir ve hiçbir durumda kararlılık kriteri sağlanamamaktadır. Kanat boylamsal kararsızdır. Hücum açısı arttıkça, $\alpha = 17^\circ$ 'ye kadar X_h kanadın arka kenarına doğru ilerlemektedir ve $\alpha = 17^\circ$ 'den sonra tekrar kanadın tepe noktasına doğru gelmektedir.



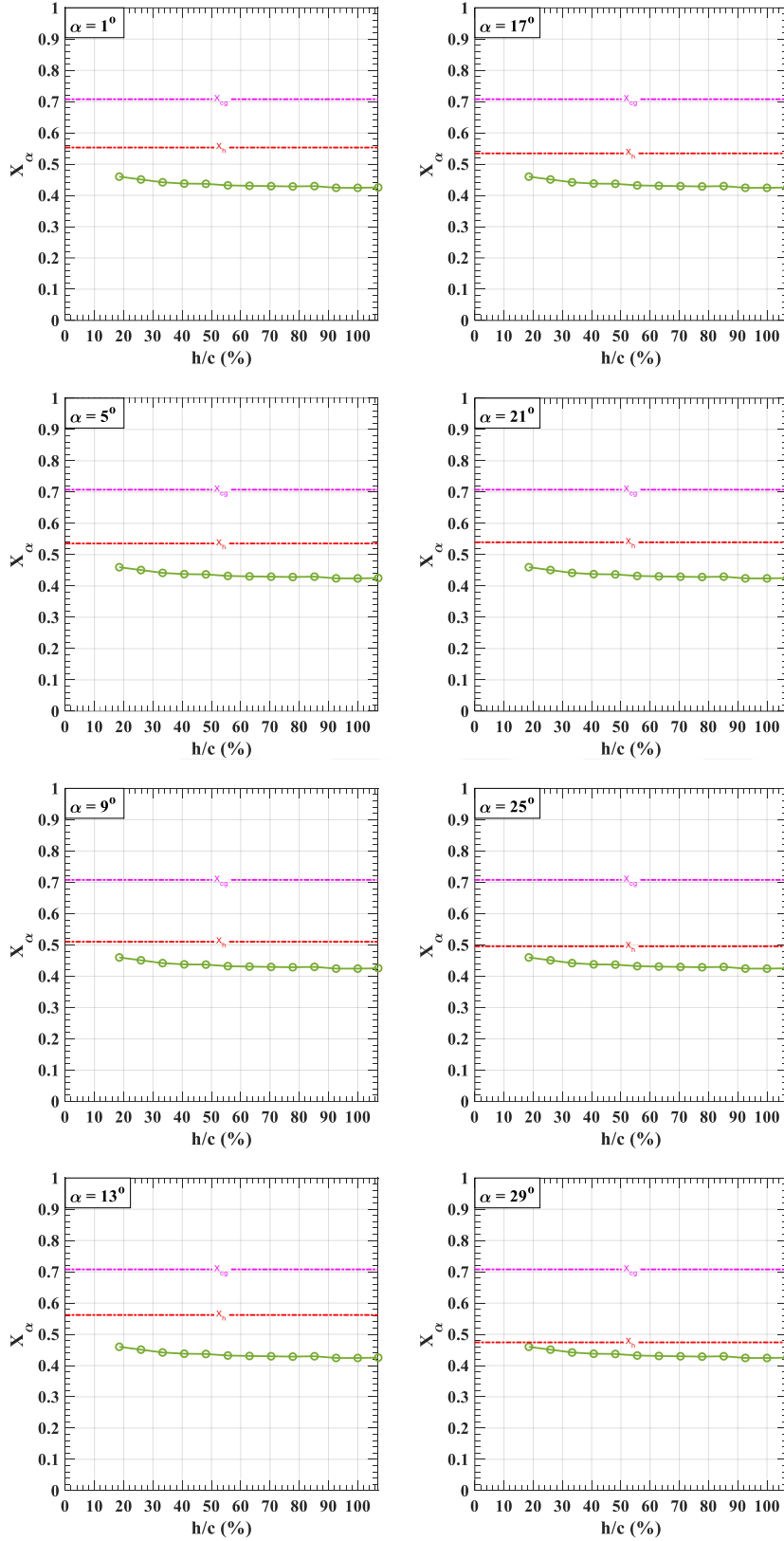
Şekil 4.14: Temel kanadının boylamsal kararlılık grafikleri. $X = 0$ kanadın tepe noktasını, $X = 1$ kanadın arka kenarını ifade etmektedir.

Şekil 4.15'te $BOR = 0.85$ kanadının boylamsal kararlılık grafikleri yer almaktadır.

$BOR = 0.85$ kanadındaki akıtma açıklıkları sebebiyle kanadın ağırlık merkezi, $X_{c.g}$ kanadın arka kenarına doğru kaymaktadır. Ayrıca, yunuslama aerodinamik merkezi, X_α 'da Temel kanadına kıyasla kanadın tepe noktasına kaymıştır. İkisi birlikte kanadı daha da kararsız bir yapıya sokmaktadır.

Şekil 4.15 incelendiğinde, en yüksek h/c değerinde, $X_\alpha = 0.43$ ve en düşük h/c değerinde, $X_\alpha = 0.46$ olarak bulunmuştur. Temel kanadında ise bu değerler sırasıyla, $X_\alpha = 0.48$ ve $X_\alpha = 0.54$ 'tür. Bütün hücum açılarında X_α , $X_{c.g}$ 'nin önündedir ve kanat her durumda kararsızdır. Yükseklik aerodinamik merkezi, X_h Temel kanadına kıyasla daha düşük değişimler göstermektedir. X_h , $\alpha = 19^\circ$ 'ye kadar kanadın arka kenarına ve ağırlık merkezine doğru yaklaşan bir eğilim göstermekte ve $\alpha = 19^\circ$ 'den sonra tekrar kanadın tepe noktasına doğru yaklaşan bir eğilim göstermektedir. Bu durum Temel kanadında $\alpha = 17^\circ$ için görülmüştü.

X_h ve X_α değişimleri incelendiğinde X_h 'ın X_α 'ya kıyasla daha büyük değişimler gösterdiği ve kanadın arka kenarına daha fazla kaydığı görülmektedir. Dolayısıyla, eğer kararlılık için hava aracına bir kuyruk eklenecekse, kuyruğun alt bir pozisyonda entegrasyonu X_h 'ın arka kenarına X_α 'ya kıyasla daha fazla kaymasına sebep olup kararsızlığı artıracaktır. Bu durumda, üst pozisyonda entegre edilen bir kuyruk, kanat yer etkisindeyken kuyruğun yer etkisi dışında kalmasıyla kararlılık kriterinin sağlanmasını sağlayacaktır. Ancak, delta kanatlardaki ağırlık merkezinin de arka tarafına çok yakın bir konumda olması sebebiyle delta kanatların WIG araçlarında kullanımını gölgeleyebilir.



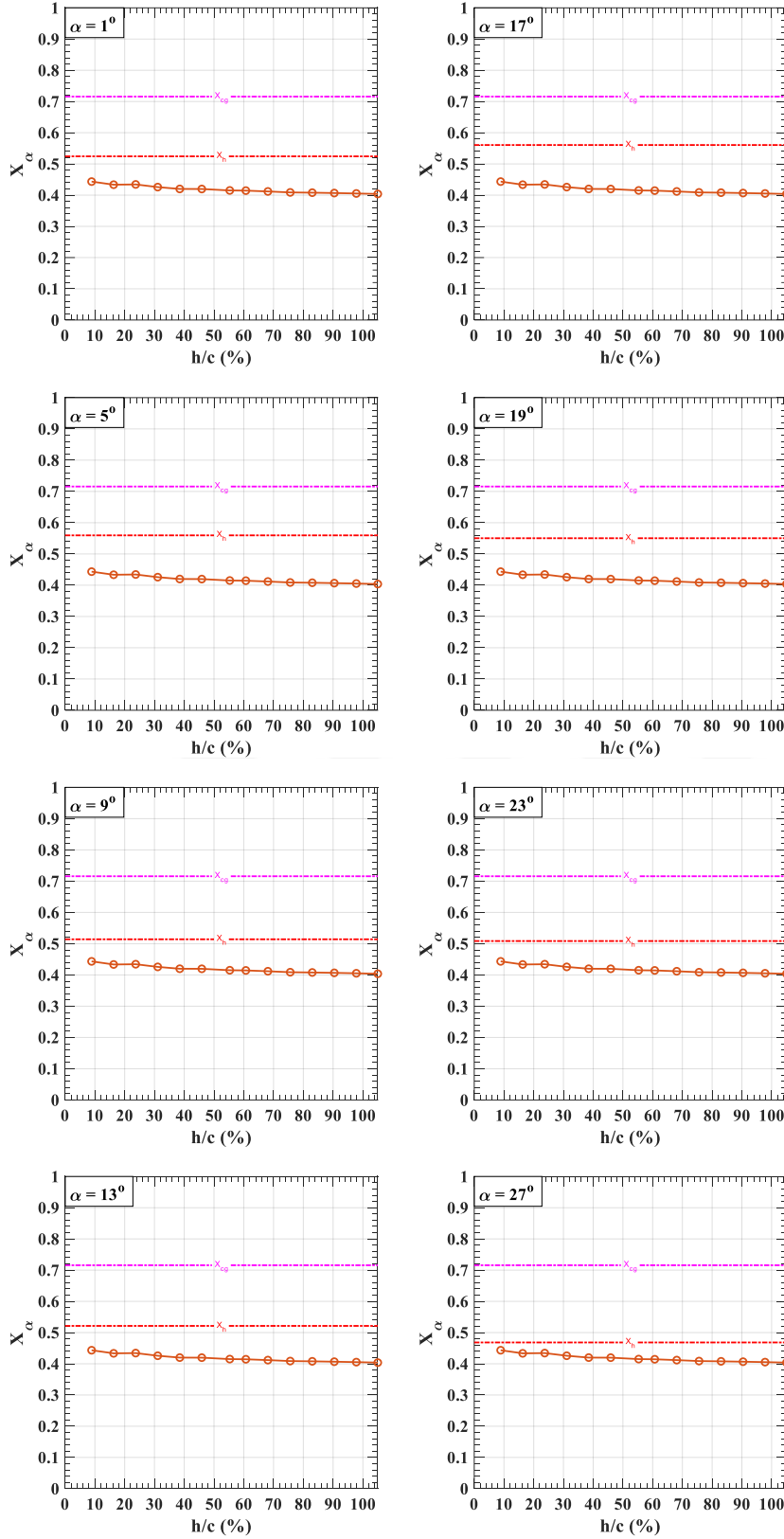
Şekil 4 15: BOR = 0.85 kanadının boylamsal kararlılık grafikleri. $X = 0$ kanadın tepe noktasını, $X = 1$ kanadın arka kenarını ifade etmektedir.

Şekil 4.16'da $BOR = 1.00$ kanadının boylamsal kararlılık grafikleri yer almaktadır.

Akıtma açıklığının maksimum olduğu $BOR = 1.00$ kanadında, Temel ve $BOR = 0.85$ kanatlarına kıyasla ağırlık merkezi, $X_{c.g}$ kanadın arka kenarına en yakın olan kanattır. Yükseklik aerodinamik merkezi, X_{α} 'nın daha da kanadın tepe noktasına kaydığı görülmektedir. Akıtma açıklık oranı arttıkça, kanadın kararsızlığının da arttığı görülmektedir. $BOR = 1.00$ kanadında, Temel ve $BOR = 0.85$ kanadında olduğu gibi X_h konumu kanadın arka kenarına doğru, belirli bir hücum açısında pik yaparak artmadığı ve hücum açısı ile daha düşük değişimlerle kanadın tepe noktasına doğru azalan bir eğilimde olduğu görülmektedir.

Temel, $BOR = 0.85$ ve $BOR = 1.00$ kanatlarının boylamsal kararlılık grafikleri birlikte değerlendirildiğinde aşağıdaki şu maddeler yazılabilir:

1. Ağırlık merkezi, $X_{c.g}$ akıtma açıklık oranı (BOR) artışı ile kanadın arka kenarına doğru gitmektedir.
2. Akıtma açıklık oranının artışı, X_{α} konumunu kanadın tepe noktasına yaklaştırmaktadır.
3. Boyutsuz yer yüksekliği, h/c 'nin azalmasıyla, X_{α} kanadın arka kenarına doğru yaklaşmaktadır.
4. Akıtma açıklık oranının artmasıyla, h/c 'nin azalmasına karşın X_{α} , daha düşük bir değişimle kanadın arka kenarına yaklaşmaktadır.
5. Genel olarak, düşük hücum açısından belirli bir hücum açısına kadar X_h arka kenarına ve ağırlık merkezine doğru yaklaşmaktadır. Ancak, akıtma açıklık oranı artışı ile X_h değişimi de azalmaktadır.
6. Temel, $BOR = 0.85$ & 1.00 kanatlarının üçü de hiçbir noktada kararlılık kriterini sağlayamamaktadır ve boylamsal kararsızdırlar. Ancak, akıtma açıklık oranının artışı ile $X_{c.g}$ 'nin arka kenarına ve X_{α} 'nın tepe noktasına gitmesinden dolayı, $BOR = 1.00$ kanadı en yüksek derecede kararsızdır.



Şekil 4.16: BOR = 1.00 kanadının boylamsal kararlılık grafikleri. $X = 0$ kanadın tepe noktasını, $X = 1$ kanadın arka kenarını ifade etmektedir.

5. ÇIKARIMLAR ve ÖNERİLER

Bu çalışmada 45° ok açısına sahip, kalınlık-veter oranı, $t/C = 5.9\%$ olan Temel ve pasif akıtma açıklığı uygulanmış, akıtma açıklık oranı (BOR) kanatlarının yer etkisi altındaki aerodinamik parametreleri ve akış yapıları deneysel olarak incelenmiştir. BOR = 0.85 & 1.00 kanatları pasif akıtma uygulanmayan Temel kanadıyla hem yer etkisi altında (IGE) hem de yer etkisi dışında (OGE) kıyaslanmıştır. Deneyler, düşük hızdaki bir rüzgâr tüneline kuvvet ve moment ölçümleri ile yüzey basınç ölçümleri alınarak yapılmıştır. Bütün ölçümler tek bir Reynolds sayısında, $Re = 9 \times 10^4$ 'te ve Şekil (3.12 – 3.13)'te de verildiği gibi geniş bir hücum açısı aralığında ve boyutsuz yer yüksekliği aralığında yapılmıştır.

Yer etkisi dışında (OGE) sonuçlarından şu çıkarımlar yapılabilir:

- Basınç ölçümü sonuçları göz önüne alındığında, Temel kanadının düz bir $-C_p$ yapısında olduğu $\alpha = 20^\circ$ 'de, BOR kanatları girdap yapılarını koruyabilmişlerdir. Akıtma açıklığı uygulanmış kanatlar üç boyutlu akış ayrılmasını geciktirebilmişlerdir.
- Taşıma kuvveti katsayısı, C_L incelendiğinde, BOR kanatları düşük hücum açılarında, Temel kanadına kıyasla çok az da olsa daha yüksek C_L 'e sahiptir. BOR kanatları perdövites hücum açısını da ötelemektedir ve bu sonuçlar basınç ölçümleri ile de uyumludur. Ancak, maksimum C_L 'i azaltmaktadırlar. Akıtma mekanizması göz önüne alındığında, kanadın üst ve alt tarafı arasındaki basınç farkını azaltmasıyla açıklanabilir. Genel olarak bakıldığında BOR = 0.85 kanadının hücum açısını 4 derece kadar ötelemesi ve buna karşın C_L katsayısında Temel kanadına kıyasla az bir fark olması sebebiyle, kanadın manevra kabiliyetini önemli ölçüde artırdığı çıkarımı yapılabilir.
- C_L/C_D eğrileri sonuçları incelendiğinde BOR kanatlarının aerodinamik performansı azalttığı sonucu çıkmaktadır. Ancak, BOR = 0.85 kanadında $\alpha = 5^\circ$ 'den $\alpha = 11^\circ$ 'ye kadar C_L/C_D eğrilerinin yatay bir eğilimde olması dikkat çekmektedir. Yine de Temel kanadı bu hücum açısı aralığında BOR = 0.85 kanadından yüksek değerlerdedir.

Yer etkisi altında (IGE) sonuçlarından şu çıkarımlar yapılabilir:

- Moment katsayıları ve kararlılık türevleri genel olarak incelendiğinde, akıtma açıklık oranının artışıyla trim hücum açısının arttığı ve eksenin pozitif tarafına doğru kaydığı görülmektedir. Dahası, $C_{M|c.g}$ eğrisine bakıldığında, üç kanat da boylamsal kararsızdır. Ancak, $C_{M|c.g}$ büyüklükleri kıyaslandığında, boylamsal kararlılık açısından gereken kuyruk yüzeyi Temel kanadına kıyasla BOR kanatlarında daha küçük olacaktır. Akıtma açıklık oranı artışıyla, $X_{c.g}$ kanadın arka tarafına, X_{α} ise tepe noktasına kaymaktadır. Bu durum kararsızlığı daha da artırmaktadır.
- Negatif boyutsuz basınç katsayıları eğrileri, $-C_p$, incelendiğinde, üç kanat için de düşük hücum açılarında yer etkisinin öncü kenarı girdabının oluşumuna katkı sağladığı görülmektedir. Temel kanadında belirli bir hücum açısı aralığında yer etkisi, akışın yeniden bağlanmasını güçlendirmektedir. BOR = 0.85 & 1.00 kanatlarında bu özellik bozulmaktadır. Genel olarak akıtma açıklık oranı (BOR) artışıyla, yer etkisinin girdap gücündeki etkisi ve eğrilere etkisi azalmaktadır. BOR = 1.00 kanadı h/c azalmasıyla en az değişim gösteren kanattır. OGE sonuçlarında, BOR kanatlarında görülen üç boyutlu akış ayrılmasının gecikmesi, yer etkisi sonuçlarında da görülmektedir.
- Temel, BOR = 0.85 & 1.00 kanatlarının aerodinamik kuvvet katsayıları birlikte incelendiğinde yer etkisinin katsayıları önemli ölçüde artırma eğiliminde olduğu görülmektedir. Ancak, akıtma açıklık oranının artışı, katsayıları h/c 'nin daha zayıf birer fonksiyonu haline getirmektedir ve h/c azalmasıyla katsayılardaki değişim de azalmaktadır. Taşıma kuvveti katsayısı, C_L incelendiğinde, BOR = 0.85 kanadının perdövites hücum açısını 4 derece kadar ötelemesi ve bunu C_L 'den fazla ödün vermeden yapabiliyor olması düşük mesafede kalkış uygulamaları için tercih sebebi olabilir.
- Sürüklenme katsayısı, C_D incelendiğinde OGE koşulunda, BOR kanatlarının Temel kanadın üstünde sürüklenme katsayısı üretme durumları IGE koşulunda tersine dönmektedir. Kanadın basınç tarafında yer etkisi ile artan statik basınç, akıtma açıklığı ile azalıyor olabilir. Bunun doğrulanması için kanadın basınç tarafında da yüzey basınç ölçümleri yapılabilir.

- Üç kanadın da moment katsayıları eğrileri, $C_{M|c.g}$ ve $C_{M|TE}$ incelendiğinde yer etkisine girildikçe eğrilerin dikey ekseninde yukarı doğru kaydığını ve eğrilerin eğimlerinin arttığı söylenebilir. Ancak, akıtma açıklık oranının artması ile h/c azalmasına karşın gerçekleşen değişim de azalmaktadır. BOR = 0.85 & 1.00 kanatlarında $\alpha = 0^\circ$ 'de $C_{M|c.g}$ ve $C_{M|TE}$ Temel kanadına kıyasla sıfıra doğru yaklaşmaktadır. $C_{M|c.g}$ eğrilerine bakıldığında, BOR kanatlarının trim hücum açıları artış göstermiştir. Bu durumda, hücum açısı artırılmak istenirse, Temel kanadına kıyasla kontrol yüzeylerinin daha düşük açılarda saptırılması yeterli olacaktır. Yer etkisine girildikçe trim hücum açısı azalmaktadır. Bu azalma akıtma açıklık oranının maksimum olduğu BOR = 1.00 kanadında en düşüktür.
- X_α incelendiğinde, akıtma açıklık oranı artmasıyla X_α 'nın kanadın tepe noktasına kaydığı görülmektedir. Ayrıca, akıtma açıklık oranı artışı ile ağırlık merkezi, $X_{c.g}$ 'de kanadın arka kenarına yaklaşmaktadır. İkisi birlikte, BOR kanatlarının boylamsal kararsızlığı daha da artırdığı söylenebilir. Yer etkisi altında X_α , kanadın arka kenarına doğru yaklaşmaktadır ve BOR artışı ile X_α , h/c 'nin daha zayıf bir fonksiyonu haline gelmektedir. Aynı durum X_h için de geçerlidir. Yani, X_h hücum açısının daha zayıf bir fonksiyonu haline gelmektedir. Hiçbir noktada kararlılık kriteri sağlanamamaktadır ve kanatlar boylamsal kararsızdırlar.
- Ortak bir sonuç olarak, pasif akıtma açıklığı uygulanması, yer etkisinin katsayılar üzerindeki etkisini azaltan yönde davranış göstermektedir.

5.1 Gelecek Çalışmalara Öneriler

- Mevcut çalışmada, kanadın akış yönündeki boyutsuz konumu $x/C = 0.5$ 'te ve kanadın emme tarafında yüzey basınç ölçümleri alınmıştır. $x/C = 0$ 'dan $x/C = 1.00$ 'a kadar farklı kesitlerde hem basınç tarafından hem de emme tarafından basınç ölçümleri alınarak kanadın yer etkisi altındaki basınç profili çıkarılabilir. Bu durum, yer etkisi altında, kanadın alt tarafından üst tarafına daha stratejik bir şekilde pasif akıtma açıklığı tasarımı yapılmasını mümkün kılabilir.
- Mevcut çalışmada, yer etkisinin kanadın aerodinamik parametreleri incelenmiştir. Ancak, yer etkisi akış fiziğiyle ilgili de bilgi edinmek için PIV ve akış görüntüleme teknikleri de çalışılabilir.
- Bu çalışmada statik yer etkisi incelenmişti. Dinamik yer etkisi de çalışılabilir ve akıtma açıklıklarının dinamik yer etkisinde bilinen sıkıştırma işine etkisi incelenebilir.
- Pasif akıtma tekniği uygulanmış BOR kanatlarının, yer etkisinin katsayılar üzerindeki etkisini azaltan yönde etki ettiği söylenmiştir. Bu durumda WIG araçlarının kuyruklarında pasif akıtma tekniği uygulanabilir.

KAYNAKLAR

- [1] **Lawrance K. ve Jr., Loftin.,** (1985). “Quest for Performance: The Evolution of Modern Aircraft”, *NASA SP-468*.
- [2] **Anderson, J.D.,** (2017). “Fundamentals of Aerodynamics”, *McGraw-Hill Education*, 6th Ed. New York.
- [3] **Vardaki, E.,** (2006). “Aerodynamics of nonslender delta wings”, PhD. Dissertation, University of Bath.
- [4] **Gursul, I., Gordnier, R. ve Visbal, M.,** (2005). “Unsteady aerodynamics of nonslender delta wings”, *Progress in Aerospace Sciences*, Cilt 41, pp. 515-557.
- [5] **Taylor, G.S. ve Gursul, I.,** (2004). “Buffeting Flows over a Low-Sweep Delta Wing”, *AIAA Journal*, Cilt 42, No. 9, pp. 1737-1745.
- [6] **Gursul, I., Taylor, G. ve Wooding, C.L.,** (2002). “Vortex Flows over Fixed-Wing Micro Air Vehicles”, *40th AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit*, Reno, Nevada.
- [7] **Gursul, I.,** (2004). “Vortex flows on UAVs: Issues and challenges”, *The Aeronautical Journal*, Cilt 108, No. 1090, pp. 597-610.
- [8] **Gursul, I., Wang, Z. ve Vardaki, E.,** (2007). “Review of flow control mechanisms of leading-edge vortices”, *Progress in Aerospace Sciences*, Cilt, 43, pp 246-270.
- [9] **Gursul, I., Allan, M.R. ve Badcock, K.J.,** (2005). “Opportunities for the integrated use of measurements and computations for the understanding of delta wing aerodynamics”, *Aerospace Science and Technology*, Cilt 9, pp. 181-189.
- [10] **Gursul, I.,** (2004). “Recent developments in delta wing aerodynamics”, *The Aeronautical Journal*, Cilt 108, No. 1087, pp. 437-452.
- [11] **Pirzadeh, S.Z.,** (2001). “Vortical Flow Prediction Using an Adaptive Unstructured Grid Method”, *RTO AVT Symposium on Advanced Flow Management: Part A-Vortex Flows and High Angle of Attack for Military Vehicles*, Loen, Norway.
- [12] **Polhamus, E. C.,** (1971). “Predictions of Vortex-Lift Characteristics by a Leading-Edge Suction Analogy”, *Journal of Aircraft*, Cilt 8, No. 4, pp. 193-199.

- [13] **Earnshaw, P. B. ve Lawford, J. A.**, (1964). “Low-Speed Wind-Tunnel Experiments on a Series of Sharp-Edged Delta Wings”, *ARC Reports and Memoranda*, No. 3424.
- [14] **Gursul, I.**, (2005). “Review of Unsteady Vortex Flows over Slender Delta Wings”, *Journal of Aircraft*, Cilt 42, No. 2, pp. 299-319.
- [15] **Nelson, R.C. ve Pelletier, A.**, (2003). “The unsteady aerodynamics of slender wings and aircraft undergoing large amplitude maneuvers”, *Progress in Aerospace Sciences*, Cilt 39, pp. 185-248.
- [16] **Lambourne, R.C. ve Bryer, D.W.**, (1962), “The Bursting of Leading-Edge Vortices-Some Observations and Discussion of the Phenomenon”, *R. & M.*, No. 3282.
- [17] **Lowson, M.V.**, (1964). “Some Experiments with Vortex Breakdown”, *Journal of the Royal Aeronautical Society*, Cilt 68, pp. 343-346.
- [18] **Breitsamter, C.**, (2008). “Unsteady flow phenomena associated with leading-edge vortices”, *Progress in Aerospace Sciences*, Cilt 44, pp. 48-65.
- [19] **Cui, E. ve Zhang, X.**, (2010). “Ground Effect Aerodynamics”, *Encyclopedia of Aerospace Engineering*.
- [20] **Jones, B.L.**, (2005). “Experimental Investigation into the Aerodynamic Ground Effect of a Tailless Chevron-shaped UCAV”, Msc. Thesis, Air University.
- [21] **Çelik, A., Çetin, C. ve Yavuz, M. M.**, (2017). “Effect of Passive Bleeding on Flow Structure over a Non-slender Delta Wing”, *AIAA Journal*, Cilt 58, No. 8, pp. 2555-2565.
- [22] **Kestel, K., Ramazanlı, B. ve Yavuz, M. M.**, (2020). “Control of flow structure over a non-slender delta wing using passive bleeding”, *Aerospace Science and Technology*, Cilt 106, 106136.
- [23] **Kearney, J.M. ve Glezer, A.**, (2012). “Aerodynamic Control using Distributed Bleed”, *6th AIAA Flow Control Conference*, New Orleans, Louisiana.
- [24] **Werle, H.**, (1954). “Queques resultans experimentaux sur les ailes en fleche, aux faibles vitesses, obtenus en tunnel hydrodynamique”, *La Recherche Aeronautique*, Cilt 41.
- [25] **Benjamin, T.B.**, (1962) “Theory of the vortex breakdown phenomenon”, *Journal of Fluid Mechanics*, Cilt 14, Sayı 4, pp. 593-629.
- [26] **Benjamin, T.B.**, (1966). “Some developments in the theory of vortex breakdown”, *Journal of Fluid Mechanics*, Cilt 28, Kısım 1, pp. 65-84.
- [27] **Sarpkaya, T.**, (1971). “On stationary and travelling vortex breakdowns”, *Journal of Fluid Mechanics*, Cilt 45, kısım 3, pp. 545-559.
- [28] **Sarpkaya, T.**, (1971). “Vortex Breakdown in Swirling Conical Flows”, *AIAA Journal*, Cilt 9, No. 9, pp. 1792-1799.
- [29] **Sarpkaya, T.**, (1974). “Effect of the Adverse Pressure Gradient on Vortex Breakdown”, *AIAA Journal*, Cilt 12, No. 5, pp. 602-607.

- [30] **Delery, J.M.**, (1994). "Aspects of Vortex Breakdown", *Progress in Aerospace Sciences*, Cilt 30, pp. 1-59.
- [31] **Lucca-Negro, O. ve O'Doherty, T.**, (2001). "Vortex breakdown: a review", *Progress in Energy and Combustion Science*, Cilt 27, pp. 431-481.
- [32] **Erickson, G.E.** (1982). "Water-Tunnel Studies of Leading-Edge Vortices", *Journal of Aircraft*, Cilt 19, No. 6, pp. 442-448.
- [33] **Visbal, M.R. ve Gordnier, R.E.**, (2003). "On the Structure of the Shear Layer Emanating from a Swept Leading Edge at Angle of Attack", *33rd AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit*, Orlando, Florida.
- [34] **Gad-el-Hak, M. ve Blackwelder, R. F.**, (1985). "The Discrete Vortices from a Delta Wing", *AIAA Journal*, Cilt 23, pp. 961-962.
- [35] **Gad-el-Hak., M. ve Blackwelder, R. F.**, (1987). "Control of the Discrete Vortices from a Delta Wing", *AIAA Journal*, Cilt 25, No. 8, pp. 1042-1049.
- [36] **Honkan, A. ve Andreopoulos, J.**, (1997). "Instantaneous Three-Dimensional Vorticity Measurements in Vortical Flow over a Delta Wing", *AIAA Journal*, Cilt 35, No. 10, pp. 1612-1620.
- [37] **Payne, F.M., Ng, T.T., Nelson, R.C., ve Schiff, L.B.**, (1988). "Visualization and Wake Surveys of Vortical Flow over a Delta Wing", *AIAA Journal*, Cilt 26, No. 2, pp. 137-143.
- [38] **Bartasevicius, J., Buzica, A. ve Breitsamter, C.**, (2016). "Discrete vortices on delta wings with unsteady leading-edge blowing", *8th AIAA Flow Control Conference*, Washington, D.C.
- [39] **Fritz, W.**, (2013). "Numerical simulation of the peculiar subsonic flow-field about the VFE-2 delta wing with rounded edge", *Aerospace Science and Technology*, Cilt 24, pp. 45-55.
- [40] **Furman, A. ve Breitsamter, C.**, (2013). "Turbulent and unsteady flow characteristics of delta wing vortex systems", *Aerospace Science and Technology*, Cilt 24, pp. 32-44.
- [41] **Hummel, D.**, (2004), "Effects of Boundary Layer Formation on the Vortical Flow above Slender Delta Wings", *RTO-MP-AVT-111*, Prague, Czech Republic.
- [42] **Wentz Jr., W. H. ve Kohlman, D. L.**, (1971). "Vortex Breakdown on Slender Sharp-Edged Wings", *Journal of Aircraft*, Cilt 8, No. 3, pp. 156-161.
- [43] **Lee, M. ve Ho, C.M.**, (1990). "Lift force of delta wings", *Applied Mechanics Review*, Cilt 43, No. 9, pp. 209-220.
- [44] **Maltby, R. L.** (1968). "The Development of the Slender Delta Concept", *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, Cilt 40, No. 3, pp. 12-17.
- [45] **OI, M.V. ve Gharib, M.**, (2003). "Leading-Edge Vortex Structure of Nonslender Delta Wings at Low Reynolds Number", *AIAA Journal*, Cilt 41, No. 1, pp. 16-26.

- [46] **Gordnier, R.E., and Visbal, M.R.**, (2005). “Compact Difference Scheme Applied to Simulation of Low-Sweep Delta Wing Flow”, *AIAA Journal*, Vol. 43, No. 8, pp. 1744-1752.
- [47] **Yaniktepe, B. ve Rockwell, D.**, (2004). “Flow Structure on a Delta Wing of Low Sweep Angle”, *AIAA Journal*, Cilt 42, No. 3, pp. 513-523.
- [48] **Taylor, G.S., Schnorbus, T. ve Gursul, I.**, (2003). “AN INVESTIGATION OF VORTEX FLOWS OVER LOW SWEEP DELTA WINGS”, *33rd AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit*, Orlando, Florida.
- [49] **Wang, J. ve Zhang, W.**, (2008). “Experimental Investigations on Leading-Edge Vortex Structures for Flow over Non-Slender Delta Wings”, *Chinese Physics Letters*, Cilt 25, No. 7, pp. 2550-2553.
- [50] **Taylor, G.S. ve Gursul, I.**, (2004). “UNSTEADY VORTEX FLOWS AND BUFFETING OF A LOW SWEEP DELTA WING”, *42nd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, Reno, Nevada.
- [51] **A.E. Perry ve B. D. Fairlie**, (1975). “Critical points in flow patterns”, *Advances in Geophysics*, vol. 18, part B, pp. 299-315.
- [52] **A.E. Perry ve M. S. Chong**, (1987). “A Description of Eddying Motions and Flow Patterns Using Critical-Point Concepts”, *Ann. Rev. Fluid Mech.*, 19:125-55.
- [53] **Chong, M.S. ve Perry, A.E.**, (1988). “Synthesis of Two- and Three-Dimensional Separation Bubbles”, *9th Australian Fluid Mechanics Conference*, Auckland, 8-12 December, pp. 35-38.
- [54] **Yavuz, M.M., Elkhoury, M. ve Rockwell, D.**, (2004). “Near-Surface Topology and Flow Structure on a Delta Wing”, *AIAA Journal*, Cilt 42, No. 2, pp. 332-340.
- [55] **Yavuz, M.M. ve Rockwell, D.**, (2006). “Identification and Control of Three-Dimensional Separation on Low Swept Delta Wing”, *AIAA Journal*, Cilt 44, No. 11, pp. 2805-2811.
- [56] **Gad-el-Hak, M.**, (2001). “Flow Control: The Future”, *Journal of Aircraft*, Cilt 38, No. 3, pp. 402- 418.
- [57] **Mitchell, A. M. ve Delery, J.**, (2001). “Research into vortex breakdown control”, *Progress in Aerospace Sciences*, Cilt 37, pp. 385-418.
- [58] **Wood, N.J., Roberts, L. ve Celik, Z.**, (1990). “Control of Asymmetric Vortical Flows over Delta Wings at High Angles of Attack”, *Journal of Aircraft*, Cilt 27, No. 5, pp. 429-435.
- [59] **Greenwell, D.I. ve Wood, N.J.**, (1994). “Roll Moment Characteristics of Asymmetric Tangential Leading-Edge Blowing on a Delta Wing”, *Journal of Aircraft*, Cilt 31, No. 1, pp. 161-168.
- [60] **Gu, W., Robinson, O. ve Rockwell, D.**, (1993). “Control of Vortices on a Delta Wing by Leading-Edge Injection”, *AIAA Journal*, Cilt 31, No. 7, pp. 1177-1186.
- [61] **Ferman, M.A., Huttzell, L.J. ve Turner, E.W.**, (2004). “Experiments with Tangential Blowing to Reduce Buffet Response on an F-15 Model”, *Journal of Aircraft*, Cilt 41, No. 4, pp. 903-910.

- [62] **Bradley, R.G. ve Wray, W.O.**, (1973). “A CONCEPTUAL STUDY OF LEADING-EDGE VORTEX ENHANCEMENT BY BLOWING”, *AIAA 6th Fluid and Plasma Dynamics Conference*, Palm Springs, California.
- [63] **Mitchell, A.M., Barberis, D., Molton, P. ve Delery, J.**, (2000). “Oscillation of Vortex Breakdown Location and Blowing Control of Time-Averaged Location”, *AIAA Journal*, Cilt 38, No. 5, pp. 793-803.
- [64] **Kuo, C.H. ve Lu, N.Y.**, (1998). “Unsteady Vortex Structure over Delta-Wing Subject to Transient Along-Core Blowing”, *AIAA Journal*, Cilt 36, No. 9, pp. 1658-1664.
- [65] **Johari, H., Olinger, D.J. ve Fitzpatrick, K.C.**, (1995). “Delta Wing Control via Recessed Angled Spanwise Blowing”, *Journal of Aircraft*, Cilt 32, No. 4, pp. 804-810.
- [66] **Johari, H. ve Moreira, J.**, (1996). “Delta Wing Vortex Manipulation Using Pulsed and Steady Blowing During Ramp-Pitching”, *Journal of Aircraft*, Cilt 33, No. 2, pp. 304-310.
- [67] **Sreenatha, A.G. ve Ong, T.K.**, (2002). “Wing Rock Suppression Using Recessed Angle Spanwise Blowing”, *Journal of Aircraft*, Cilt 39, No. 5, pp. 900-903.
- [68] **Hong, J.S., Celik, Z.Z. ve Roberts, L.**, (1996). “Effects of Leading-Edge Lateral Blowing on Delta Wing Aerodynamics”, *AIAA Journal*, Cilt 34, No. 12, pp. 2471-2478.
- [69] **Zhang, X., Wang, Z. ve Gursul, I.**, (2017). “Control of Multiple Vortices over a Double Delta Wing”, *47th AIAA Fluid Dynamics Conference*, Denver, Colorado.
- [70] **Cui, Y.D., Lim, T.T. ve Tsai, H.M.**, (2007). “Control of Vortex Breakdown over a Delta Wing Using Forebody Slot Blowing”, *AIAA Journal*, Cilt 45, No. 1, pp. 110-117.
- [71] **Vorobieff, P.V. ve Rockwell, D.O.**, (1998). “Vortex Breakdown on Pitching Delta Wing: Control by Intermittent Trailing-Edge Blowing”, *AIAA Journal*, Cilt 36, No. 4, pp. 585-589.
- [72] **Shih, C. ve Ding, Z.**, (1996). “Trailing-Edge Jet Control of Leading-Edge Vortices of a Delta Wing”, *AIAA Journal*, Cilt 34, No. 7, pp 1447-1457.
- [73] **Helin, H.E. ve Watry, C.W.**, (1994). “Effects of Trailing-Edge Jet Entrainment on Delta Wing Vortices”, *AIAA Journal*, Cilt 32, No. 4, pp. 802-804.
- [74] **Buzica, A., Biswanger, M. ve Breitsamter, C.**, (2018). “Detached Eddy-Simulation of Delta-Wing Post-Stall Flow Control”, *Transportation Research Procedia*, Cilt 29, pp. 46-57.
- [75] **Kölzsch, A. ve Breitsamter, C.**, (2014). “Vortex-Flow Manipulation on a Generic Delta-Wing Configuration”, *Journal of Aircraft*, Cilt 51, No. 5, pp. 1380-1390.
- [76] **Badran, B., McCormick, S. ve Gursul, I.**, (1997). “Control of Leading-Edge Vortices with Suction”, *Journal of Aircraft*, Cilt 35, No. 1, pp. 163- 165.

- [77] **McCormick, S. ve Gursul, I.**, (1996). “Effect of Shear-Layer Control on Leading-Edge Vortices”, *Journal of Aircraft*, Cilt 33, No. 6, pp. 1087-1093.
- [78] **Guy, Y., Morrow, A. ve McLaughlin, T.E.**, (1999). “CONTROL OF VORTEX BREAKDOWN ON A DELTA WING BY PERIODIC BLOWING AND SUCTION”, *37th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, Reno, Nevada.
- [79] **Guy, Y., Morrow, J.A. ve McLaughlin, T.E.**, (1999). “PRESSURE MEASUREMENTS AND FLOW FIELD VISUALIZATION ON A DELTA WING WITH PERIODIC BLOWING AND SUCTION”, *24th AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit*, Portland, Oregon.
- [80] **Çetin, C., Çelik, A. ve Yavuz, M. M.**, (2018). “Control of Flow Structure over a Nonslender Delta Wing Using Periodic Blowing” *AIAA Journal*, Cilt 56, No. 1, pp. 90-99.
- [81] **Jiang, P., Wang, Z. ve Gursul, I.**, (2010). “Effects of Unsteady Trailing-Edge Blowing on Delta Wing Aerodynamics”, *Journal of Aircraft*, Cilt 47, No. 2, pp. 591-602.
- [82] **Wang, Z., Jiang, P. ve Gursul, I.**, (2007). “Effect of Thrust-Vectoring Jets on Delta Wings Aerodynamics”, *Journal of Aircraft*, Cilt 44, No. 6, pp. 1877-1888.
- [83] **Kwak, D.Y. ve Nelson, R.C.**, (2010). “Vortical Flow Control over Delta Wings with Different Sweep Back Angles Using DBD Plasma Actuators”, *5th Flow Control Conference*, Chicago, Illinois.
- [84] **Klute, S.M., Rediniotis, O.K. ve Telionis, D.P.**, (1996). “Flow Control over a Maneuvering Delta Wing at High Angles of Attack”, *AIAA Journal*, Cilt 34, No. 4, pp. 662-668.
- [85] **Deng, Q. ve Gursul, I.**, (1997). “Vortex breakdown over a delta wing oscillating leading edge flaps”, *Experiments in Fluids*, Cilt 23, pp. 347-352.
- [86] **Canpolat, C., Sahin, B., Yayla, S. ve Akilli, H.**, (2015). “Effects of Perturbation on the Flow over Nonslender Delta Wings”, *45th AIAA Fluid Dynamics Conference*, Dallas, Texas.
- [87] **Zharfa, M., Ozturk, I. ve Yavuz, M. M.**, (2016). “Flow Structure on Nonslender Delta Wing: Reynolds Number Dependence and Flow Control”, *AIAA Journal*, Cilt 54, No. 3, pp. 880 – 897.
- [88] **Vardaki, E., Wang, Z. ve Gursul, I.**, (2008). “Flow Reattachment and Vortex Re-formation on oscillating Low-Aspect-Ratio Wings”, *AIAA Journal*, Cilt 46, No. 6, pp. 1453 – 1462.
- [89] **Gursul, I., Srinivas, S. ve Batta, G.**, (1995). “Active Control of Vortex Breakdown over a Delta Wing”, *AIAA Journal*, Cilt 33, No. 9, pp. 1743-1745.
- [90] **Gülsaçan, B., Şencan, G. ve Yavuz, M. M.**, (2018). “Effect of Thickness-to-Chord Ratio on Flow Structure of a Low Swept Delta Wing”, *AIAA Journal*, Cilt 56, No. 12, pp. 1-12.

- [91] **Ghazijahani, M. S. ve Yavuz, M. M.**, (2019). “Effect of thickness-to-chord ratio on aerodynamics of non-slender delta wing”, *Aerospace Science and Technology*, Cilt 88, pp. 298-307.
- [92] **Wang, J.J. ve Lu, S.F.**, (2005). “Effects of leading-edge bevel angle on the aerodynamic forces of a non-slender 50° delta wing”, *The Aeronautical Journal*, Cilt 109, pp. 403-407.
- [93] **Verhaagen, N.G.**, (2010). “Effects of Leading-Edge Radius on Aerodynamic Characteristics of 50⁰ Delta Wings”, *46th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Exposition*, Orlando, Canada.
- [94] **Wang, J.J., Li, Y.C. ve Choi, K.S.**, (2008). “Gurney flap-Lift enhancement, mechanisms and applications”, *Progress in Aerospace Sciences*, Cilt 44, pp. 22-47.
- [95] **Lamar, J.E. ve Campbell, J.F.**, (1984). “Vortex flaps – Advanced control devices for supercruise fighters”, *Aerospace America*, Cilt 22.
- [96] **Ishide, T. ve Itazawa, M.**, (2017). “Aerodynamic improvement of a delta wing in combination with leading edge flaps”, *Theoretical & Applied Mechanics Letters*, Cilt 7, pp. 357-361.
- [97] **Greenwell, D.I., Dance, C., McFarlane, L., Wichert, P. ve Delamore-Sutcliffe, D.**, (2006). “Gurney Flaps on Slender and Non-Slender Delta Wings”, *24th Applied Aerodynamics Conference*, San Francisco, California.
- [98] **Çelik, A. ve Yavuz, M. M.**, (2016). “Effect of Edge Modifications on Flow Structure of Low Swept Delta Wing”, *AIAA Journal*, Cilt 54, No. 5, pp. 1789-1797.
- [99] **Nematollahi, O., Nili-Ahmadabadi, M., Seo, H. ve Kim, K.C.**, (2019). “Effect of acicular vortex generators on the aerodynamic features of a slender delta wing”, *Aerospace Science and Technology*, Cilt 86, pp. 327-340.
- [100] **Sheppard, K.A. ve Rival, D.E.**, (2018). “On the high-lift characteristics of a bio-inspired slotted delta wing”, *Bioinspiration & Biomimetics*, 13(3), 036008.
- [101] **Naeini, H.K., Nili-Ahmadabadi, M., Park, Y.S. ve Kim, K.C.**, (2021). “Effect of nature-inspired needle-shaped vortex generators on the aerodynamic features of a double-delta wing”, *International Journal of Mechanical Sciences*, 202-203 106502.
- [102] **Goruney, T. ve Rockwell, D.**, (2009). “Flow past a delta wing with a sinusoidal leading edge: near-surface topology and flow structure”, *Experiments in Fluids*, Cilt 47, pp. 321-331.
- [103] **Chen, H., Pan, C. ve Wang, J.J.**, (2013). “Effects of sinusoidal leading edge on delta wing performance and mechanism”, *Science China Technological Sciences*, Cilt 56, No. 3, pp. 772-779.
- [104] **Chen, H. ve Wang, J.J.**, (2014). “Vortex structures for flow over a delta wing with sinusoidal leading edge”, *Experiments in Fluids*, 55(6).

- [105] **Liu, Y., Zuo, L. ve Wang, J.,** (2010). “Effects of flexibility on aerodynamic performance of delta wings with different sweep angles”, *Science China Physics, Mechanics and Astronomy*, Cilt 53, No. 5, pp. 915-922.
- [106] **Vardaki, E., Gursul, I. ve Taylor, G.S.,** (2005). “Physical Mechanisms of Lift Enhancement for Flexible Delta Wings”, *43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, Reno, Nevada.
- [107] **Taylor, G., Wang, Z., Vardaki, E. ve Gursul, I.,** (2007). “Lift Enhancement over Flexible Nonslender Delta Wings”, *AIAA Journal*, Cilt 45, No. 12, pp. 2979-2993.
- [108] **Lachmann, G.,** (1924). “RESULTS OF EXPERIMENTS WITH SLOTTED WINGS”, *Zeitschrift fur Flugtechnik und Motorluftschiffahrt*, pp. 109-116.
- [109] **Tanner, M.,** (1975). “Reduction of Base Drag”, *Progress in Aerospace Sciences*, Cilt 16, No. 4, pp. 369-384.
- [110] **Hunter, C.A., Viken, S.A., Wood, R.M. ve Bauer, S.X.S.,** (2001). “Advanced Aerodynamic Design of Passive Porosity Control Effectors”, *39th AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit*, Reno, Nevada.
- [111] **Lee, T., Majeed, A., Siddiqui, B. ve Tremblay-Dionne, V.,** (2018). “Impact of ground proximity on the aerodynamic properties of an unsteady airfoil”, *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, Cilt 232, pp. 1814-1830.
- [112] **Qu, Q., Jia, X., Wang, W. ve Liu, P.,** (2014). “Numerical Simulation of the Flowfield of an Airfoil in Dynamic Ground Effect”, *Journal of Aircraft*, Cilt 51, No. 5, pp. 1659-1662.
- [113] **Zerihan, J. ve Zhang, X.,** (2001). “Aerodynamics of Gurney Flaps on a Delta Wing in Ground Effect”, *AIAA Journal*, Cilt 39, No. 5, pp. 772-780.
- [114] **Qu, Q., Wang, W. ve Liu, P.,** (2015). “Airfoil Aerodynamics in Ground Effect for Wide Range of Angles of Attack”, *AIAA Journal*, Cilt 53, No. 4, pp. 1048-1061.
- [115] **Sun, C. ve Dai, C.,** (2015). “Experimental study on ground effect of a wing with tip sails”, *Procedia Engineering*, Cilt 126, pp. 559-563.
- [116] **Ahmed, M.R. ve Sharma, S.D.,** (2005). “An investigation on the aerodynamics of a symmetrical airfoil in ground effect”, *Experimental Thermal and Fluid Science*, Cilt 29, pp. 633-647.
- [117] **Qu, Q., Lu, Z., Liu, P. ve Agarwal, R. K.,** (2014). “Numerical Study of Aerodynamics of a Wing-in-Ground-Effect Craft”, *Journal of Aircraft*, Cilt 51, No. 3, pp. 913-924.
- [118] **Ollila, R. G.,** (1980). “Historical Review of WIG Vehicles”, *Journal of Hydronautics*, Cilt 14, No. 3, pp. 65-76.
- [119] **Rozhdestvensky, K. V.,** (2006). “Wing-in-ground effect vehicles”, *Progress in Aerospace Sciences*, Cilt 42, pp. 211-283.

- [120] **Halloran, M. ve O'Meara, S.,** (1999). "Wing in Ground Effect Craft Review", *DSTO Aeronautical and Maritime Research Laboratory*, Melbourne, Australia.
- [121] **Zhang, X., Toet, W. ve Zerihan, J.,** (2006). "Ground Effect Aerodynamics of Race Cars", *Applied Mechanics Reviews*, Cilt 59, pp. 33-49.
- [122] **Ko, L.S., Tremblay-Dionne, V. ve Lee, T.,** (2020). "Impact of Ground Proximity on an Inverted Delta Wing", *Journal of Aerospace Engineering*, 33(5): 04020047.
- [123] **Lee, T. ve He, S.M.,** (2018). "The trailing vortices generated by a reverse delta wing with different wing configurations", *Aerospace Science and Technology*, 82-83, pp. 378-393.
- [124] **Lee, T.,** (2016). "Impact of Gurney Flaplike Strips on the Aerodynamic and Vortex Flow Characteristic of a Reverse Delta Wing", *Journal of Fluids Engineering*, Cilt 138 / 061104-1.
- [125] **Lee, T., Ko, L.S. ve Tremblay-Dionne, V.,** (2017). "Effect of anhedral on a reverse delta wing", *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*.
- [126] **Musaj, M. ve Prince, S.A.,** (2008). "Numerical and Experimental Investigation of the Aerodynamics of an Unconventional W-Leading Edge Reversed Delta Wing in Ground Effect", *26th International Congress of the Aeronautical Sciences*.
- [127] **Lee, T. ve Ko, L.S.,** (2015). "Experimental study of the vortex flow and aerodynamic characteristics of a reverse delta wing", *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, 230(6), pp. 1126-1138.
- [128] **Lee, T., Huitema, D. ve Leite, P.,** (2018). "Ground effect on a cropped slender reverse delta wing with anhedral and Gurney flaplike side-edge strips", *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, Cilt 233, pp. 2433-2444.
- [129] **Lee, T., Tremblay-Dionne, V. ve Ko, L.S.,** (2018). "Ground effect on a slender reverse delta wing with anhedral", *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, Cilt 233, pp. 1516-1525.
- [130] **Urquhart, S.R., Prince, S.A. ve Khodagolian, V.,** (2006). "Aerodynamic study of reversed-delta wing surface craft in ground effect", *44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, Reno-Nevada.
- [131] **Corda, S., Stephenson, M.T., Burcham, F.W. ve Curry, R.E.,** (1970). "Dynamic ground effects flight test of an F-15 aircraft", *NASA-TM-4604*.
- [132] **Curry, R.E.,** (1997). "Dynamic ground effect for a cranked arrow wing airplane", *NASA-TM-4799*.
- [133] **Curry, R.E. ve Owens, L.R.,** (2003). "Ground-effect characteristics of the Tu-144 supersonic transport airplane", *NASA/TM-2003-212035*.

- [134] **Qin, Y., Qu, Q., Liu, P., Tian, Y. ve Lu, Z.,** (2015). “DDES Study of the aerodynamic forces and flow physics of a delta wing in static ground effect”, *Aerospace Science and Technology*, Cilt 43, pp. 423-436.
- [135] **Qin, Y., Liu, P., Qu, Q. ve Guo, H.,** (2016). “Numerical Study of aerodynamic forces and flow physics of a delta wing in ground effect”, *Aerospace Science and Technology*, Cilt 51, pp. 203-221.
- [136] **Qu, Q., Lu, Z., Guo, H., Liu, P. ve Agarwal, R.K.,** (2015). “Numerical Investigation of the Aerodynamics of a Delta Wing in Ground Effect”, *Journal of Aircraft*, Cilt 52, pp. 329-340.
- [137] **Lee, T. ve Ko, L.S.,** (2018). “Ground Effect on the Vortex Flow and Aerodynamics of a Slender Delta Wings”, *Journal of Fluids Engineering*, Cilt 140.
- [138] **Tumse, S., Tasci, M.O., Karasu, I. ve Sahin, B.,** (2021). “Effect of ground on flow characteristics and aerodynamic performance of a non-slender delta wing”, *Aerospace Science and Technology*, Cilt 110, 106475.
- [139] **Nelson, R.C.,** (1998). “Flight Stability and Automatic Control”, *Mc-Graw Hill Education*, 2nd Ed. New York.
- [140] **Çelik, A.,** (2017). “Development and Implementation of Novel Flow Control Techniques for Nonslender Delta Wings”, Doktora tezi, Orta Doğu Teknik Üniversitesi, Ankara/Türkiye.
- [141] **Karagöz, B.,** (2017). “Control of Flow Structure on 45 Degree Swept Delta Wing Using Passive Bleeding”, Yüksek Lisans tezi, Orta Doğu Teknik Üniversitesi, Ankara/Türkiye.
- [142] **Kestel, K.,** (2019). “Effect of Bleed Opening Ratio on Flow Structure of a Delta Wing”, Yüksek Lisans tezi, Orta Doğu Teknik Üniversitesi, Ankara/Türkiye.
- [143] **Beer, F.P, Johnston, Jr., E.R., Mazurek, D.F., ve Eisenberg, E.R.,** (2010). “Vector Mechanics for Engineers: Statics”, *McGraw-Hill Education*, 9th Ed., New York.
- [144] **Moffat, R.J.,** (1988). “Describing the Uncertainties in Experimental Results”, *Experimental Thermal and Fluid Science*, 1:3-17.
- [145] **Kleine, S.J. ve McClintock, F.A.,** (1953). “Describing UNCERTAINTIES in SINGLE-SAMPLE EXPERIMENTS”, *Mechanical Engineering*, Cilt 8.
- [146] **Holman, J.P.,** (2012). “Experimental Methods for Engineers”, *McGraw-Hill*, 8th Ed., New York.
- [147] **Irodov, R.D.,** (1970). “Criteria of longitudinal stability of ekranoplan”, *Ucheniye Zapiski TSAGI*, 1(4), pp. 63-74.
- [Url-1] <https://www.extremetech.com/extreme/314349-soviet-era-sea-monster-stranded-in-caspian-sea-during-tow-effort> alındığı tarih: 10.12.2021.
- [Url-2] https://www.flickr.com/photos/dmk_pictures/6209221576/ alındığı tarih: 10.12.2021.

- [Url-3] <https://www.rbth.com/science-and-tech/332334-russian-military-and-rescuers-get-new-plane> alındığı tarih: 10.12.2021.
- [Url-4] <https://www.rotaryforum.com/threads/amazing-flying-boat-future-of-sea-travel-well-not-really.1146357/> alındığı tarih: 10.12.2021.
- [Url-5] https://en.wikipedia.org/wiki/RFB_X-114 alındığı tarih: 10.12.2021.
- [Url-6] <https://www.imeche.org/news/news-article/a-different-kettle-of-fish-is-airfish-8-plane-boat-hybrid-a-marine-travel-game-changer> alındığı tarih: 10.12.2021.





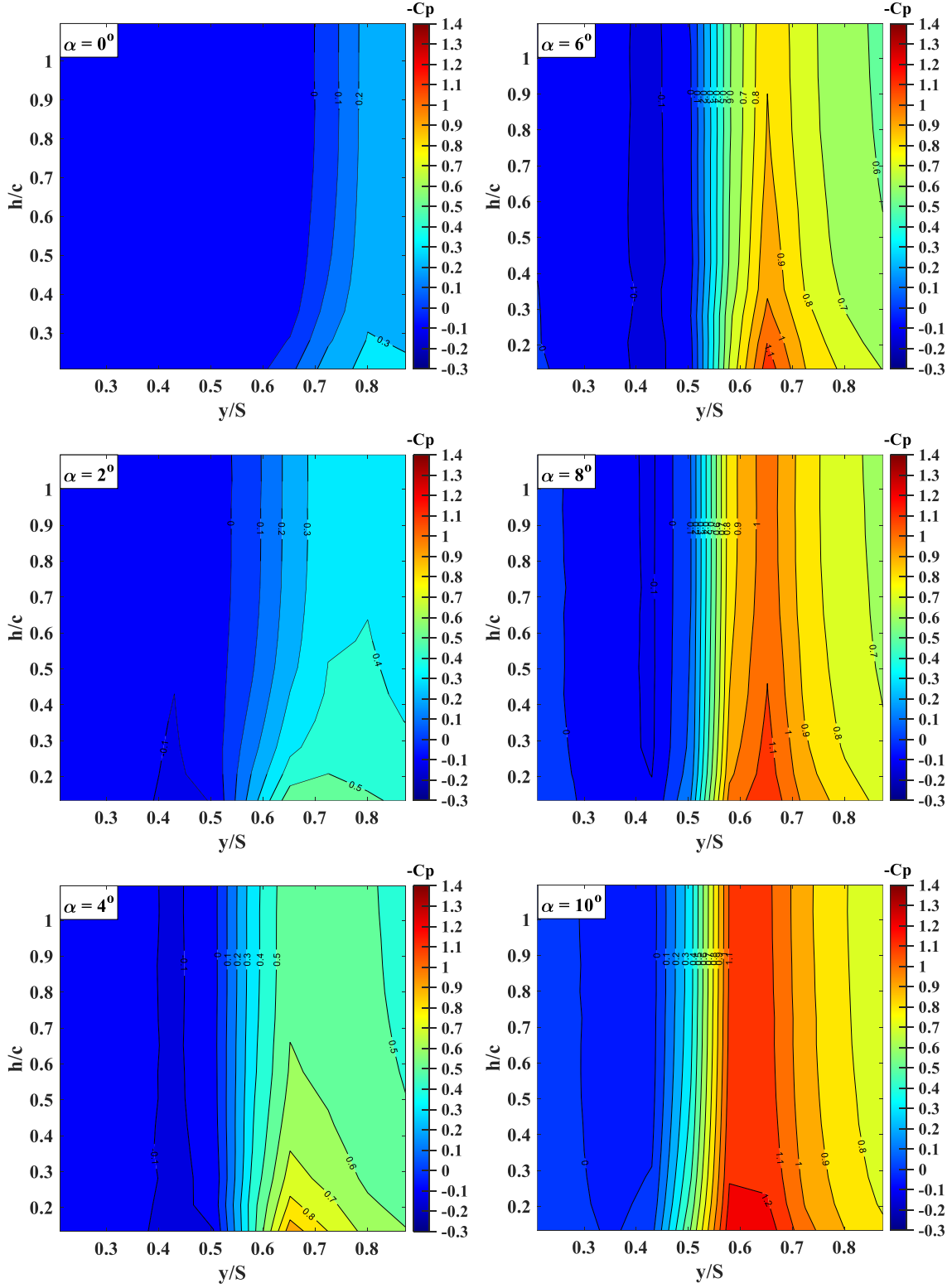
EKLER

EK 1: Yüzey Basınç Ölçümü Ekleri

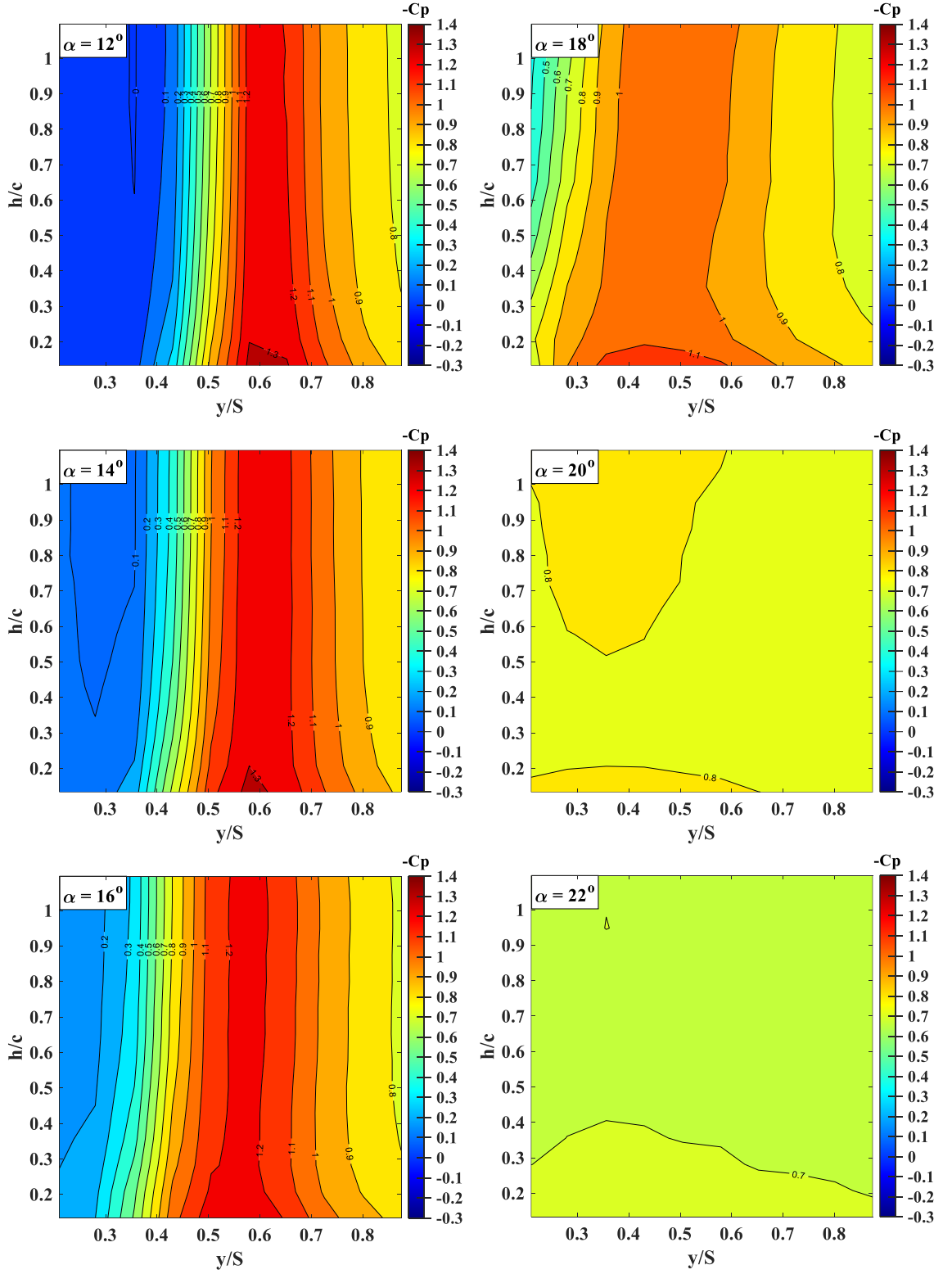
EK 2: Kuvvet ve Moment Ölçümü Ekleri



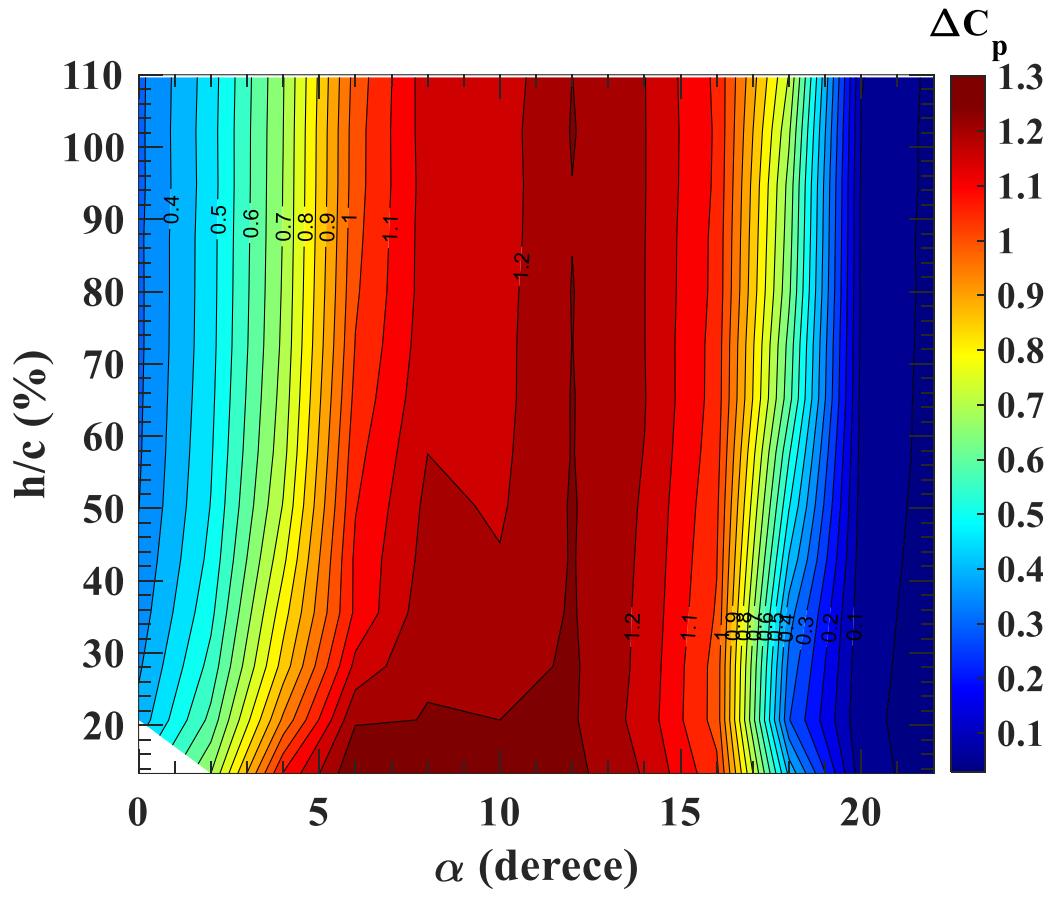
EK 1



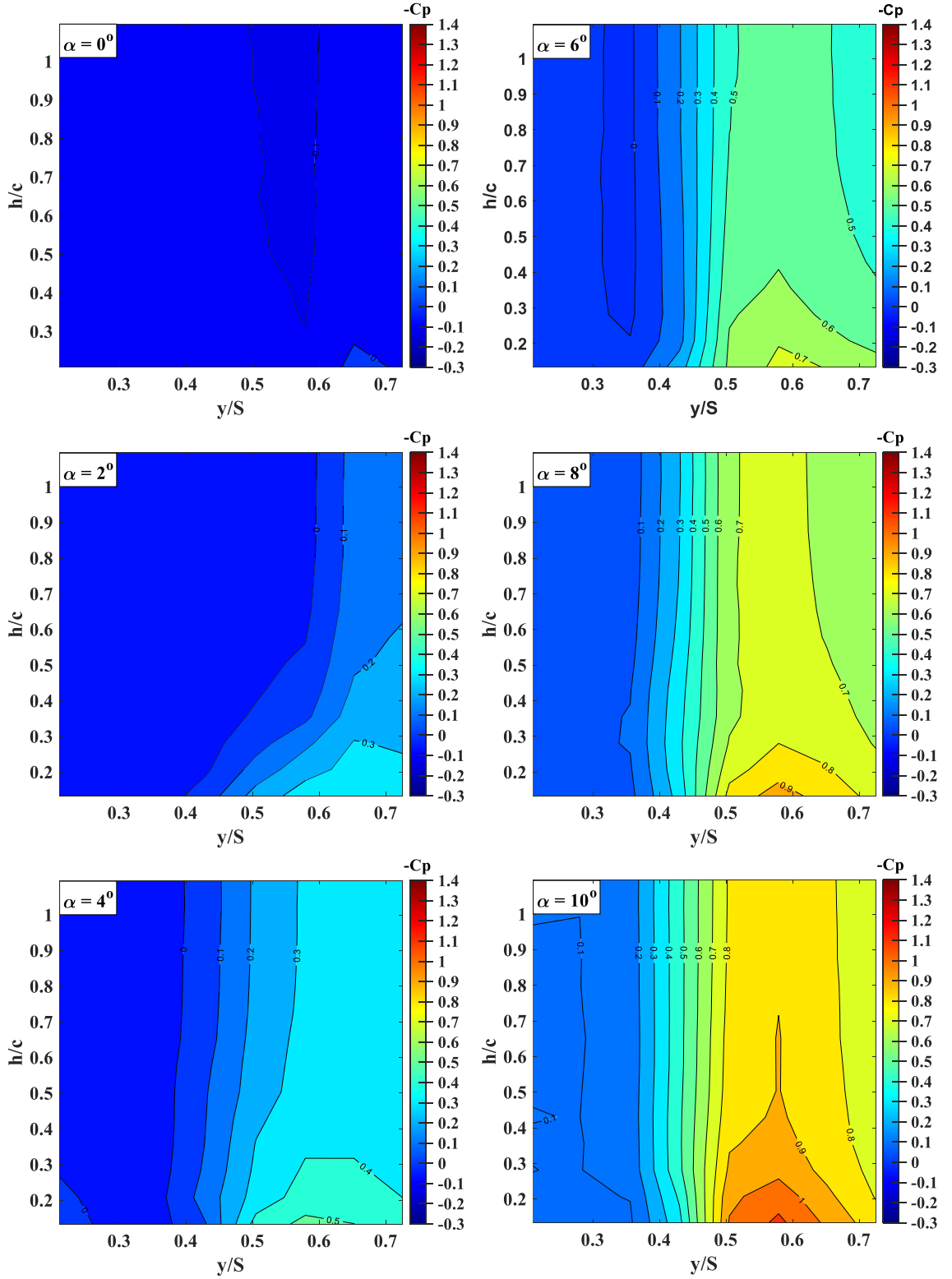
Şekil Ek. 1.1: Temel kanadının yer etkisi altında (IGE), $Re = 9 \times 10^4$ 'te, negatif basınç katsayısı, $-C_p$ kontur grafikleri.



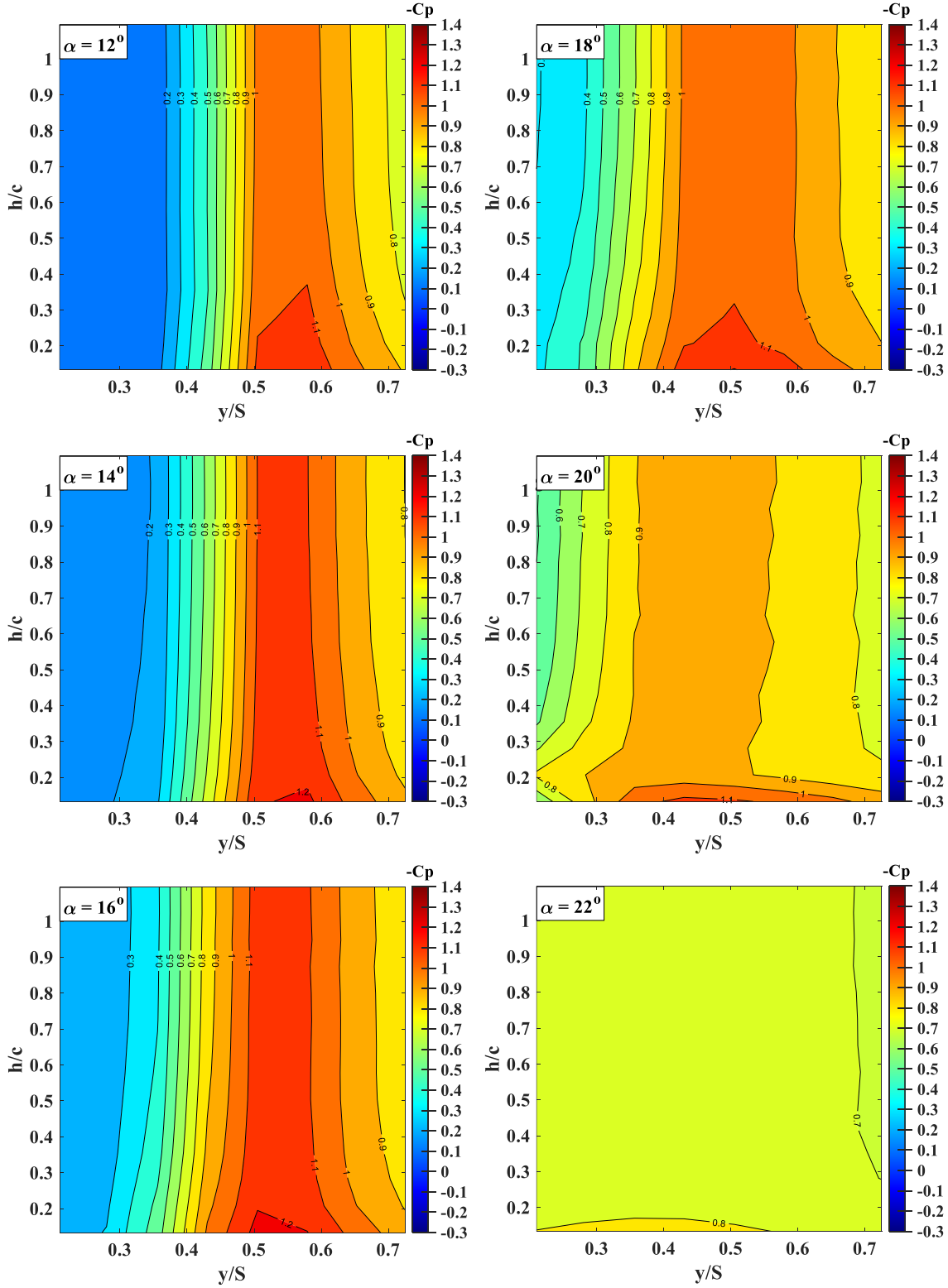
Şekil Ek. 1.1: (devam) Temel kanadının yer etkisi altında (IGE), $Re = 9 \times 10^4$ 'te, negatif basınç katsayısı, $-C_p$ kontur grafikleri.



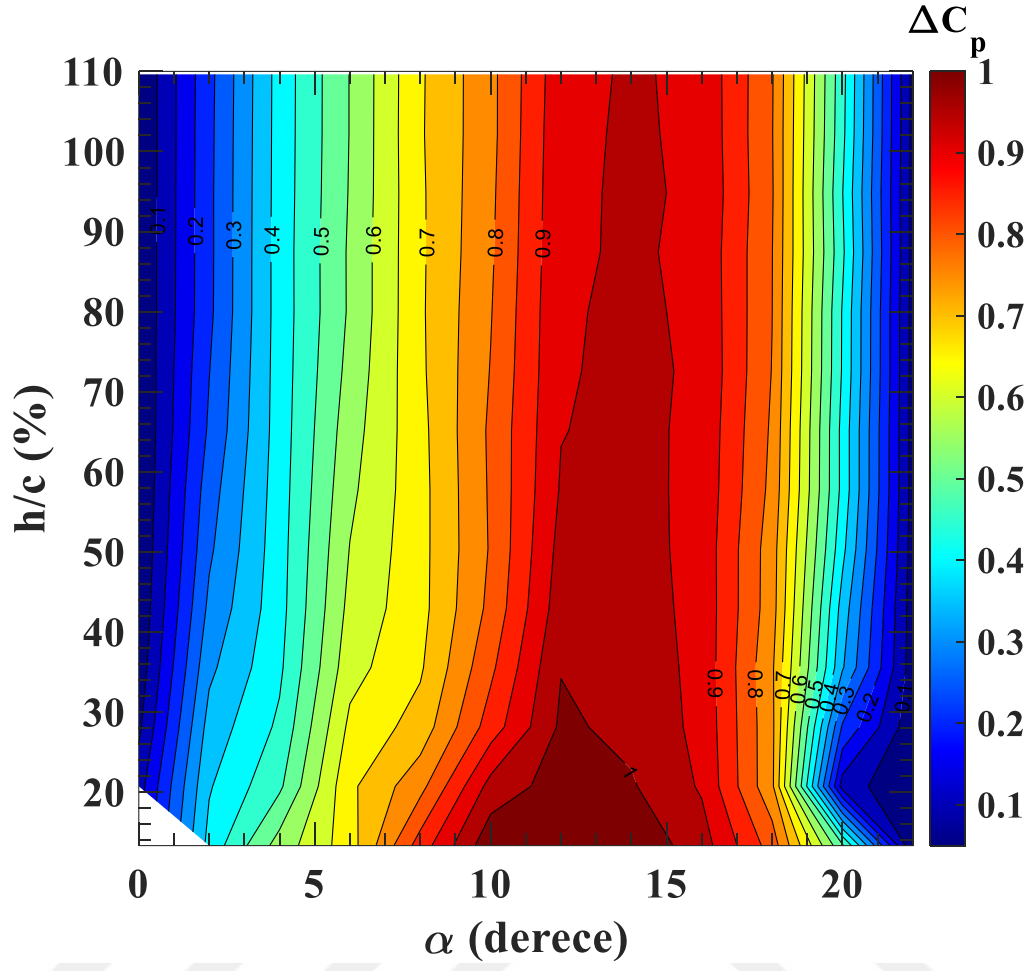
Şekil Ek. 1 2: Temel kanadının $\Delta C_p \equiv (-C_p)_{\text{maks.}} - (-C_p)_{\text{min.}}$ olarak tanımlanan ΔC_p kontur grafiği.



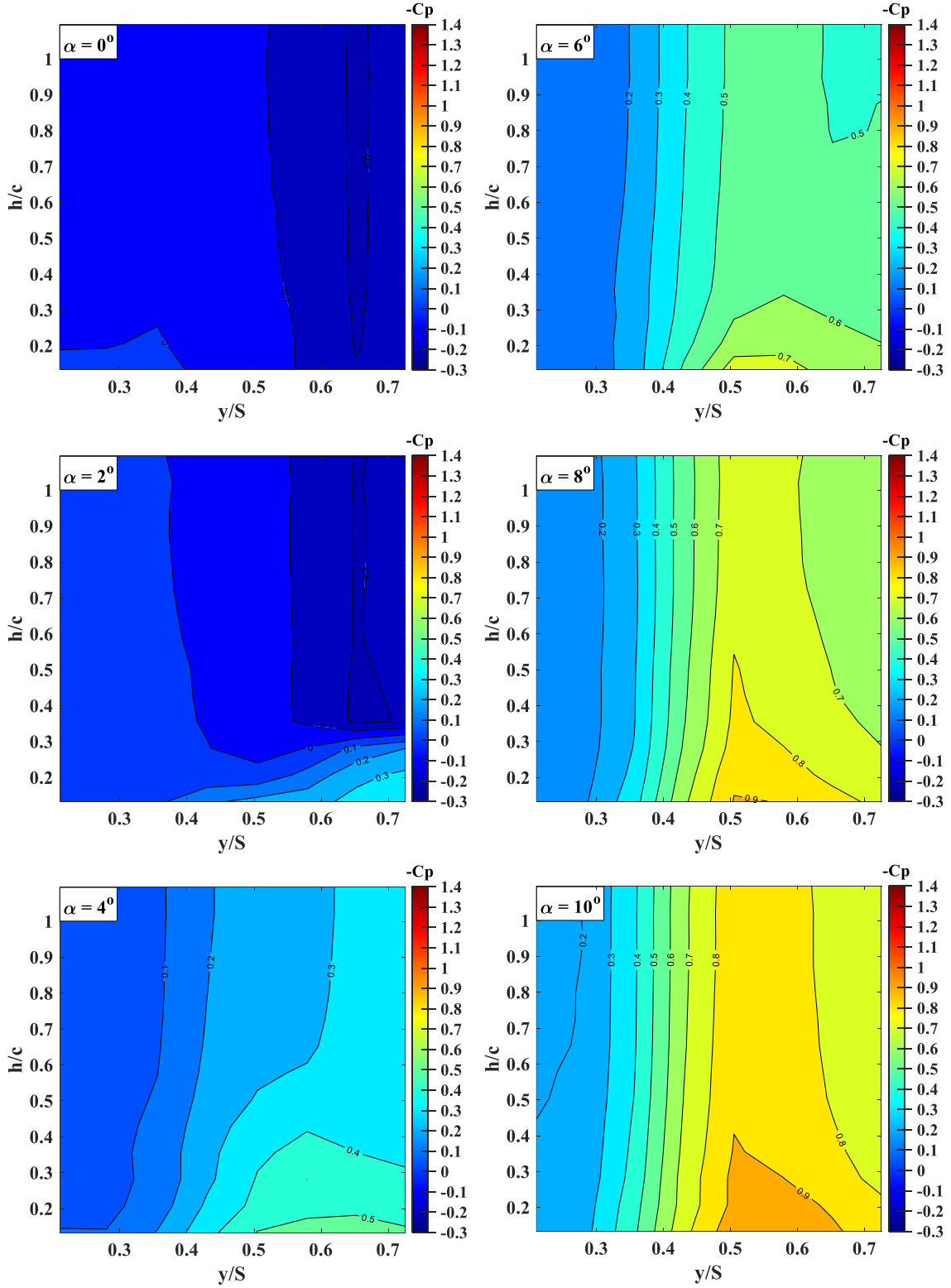
Şekil Ek. 1.3: BOR = 0.85 kanadının yer etkisi altında (IGE), $Re = 9 \times 10^4$ 'te, negatif basınç katsayısı, $-C_p$ kontur grafikleri.



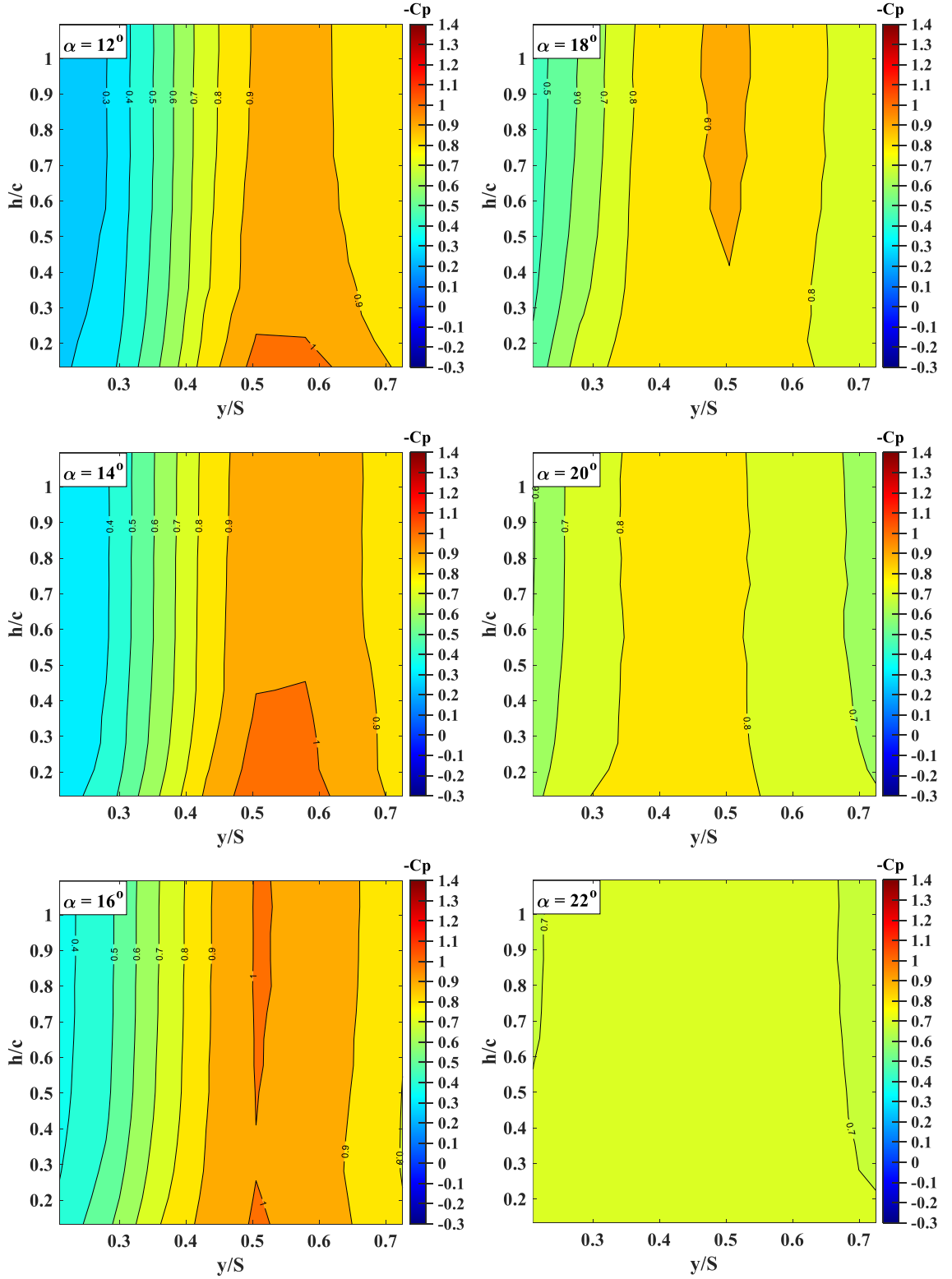
Şekil Ek. 1.3: (devam) BOR = 0.85 kanadının yer etkisi altında (IGE), $Re = 9 \times 10^4$ 'te, negatif basınç katsayısı, $-C_p$ kontur grafikleri.



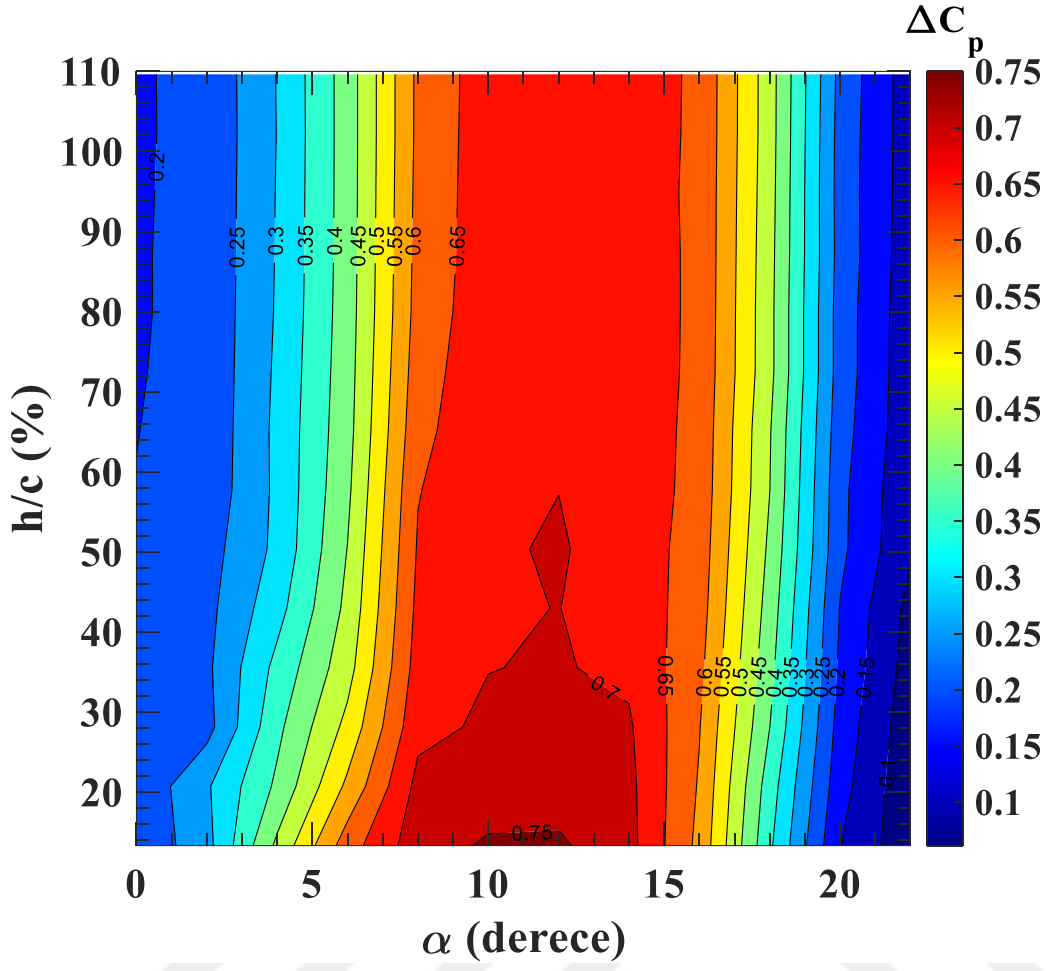
Şekil Ek. 1 4: BOR = 0.85 kanadının $\Delta C_p \equiv (-C_p)_{\text{maks.}} - (-C_p)_{\text{min.}}$ olarak tanımlanan ΔC_p kontur grafiği.



Şekil Ek. 1.5: BOR = 1.00 kanadının yer etkisi altında (IGE), $Re = 9 \times 10^4$ 'te, negatif basınç katsayısı, $-C_p$ kontur grafikleri.

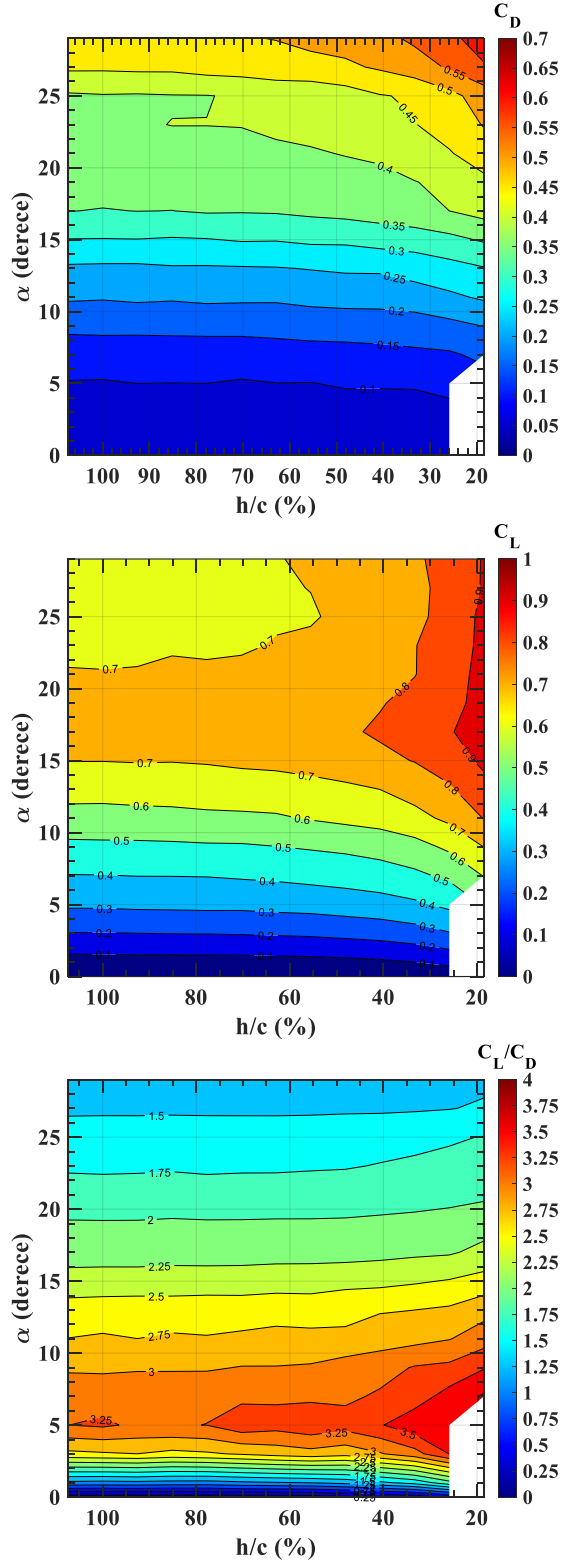


Şekil Ek. 1.5: (devam) BOR = 1.00 kanadının yer etkisi altında (IGE), $Re = 9 \times 10^4$ 'te, negatif basınç katsayısı, $-C_p$ kontur grafikleri.

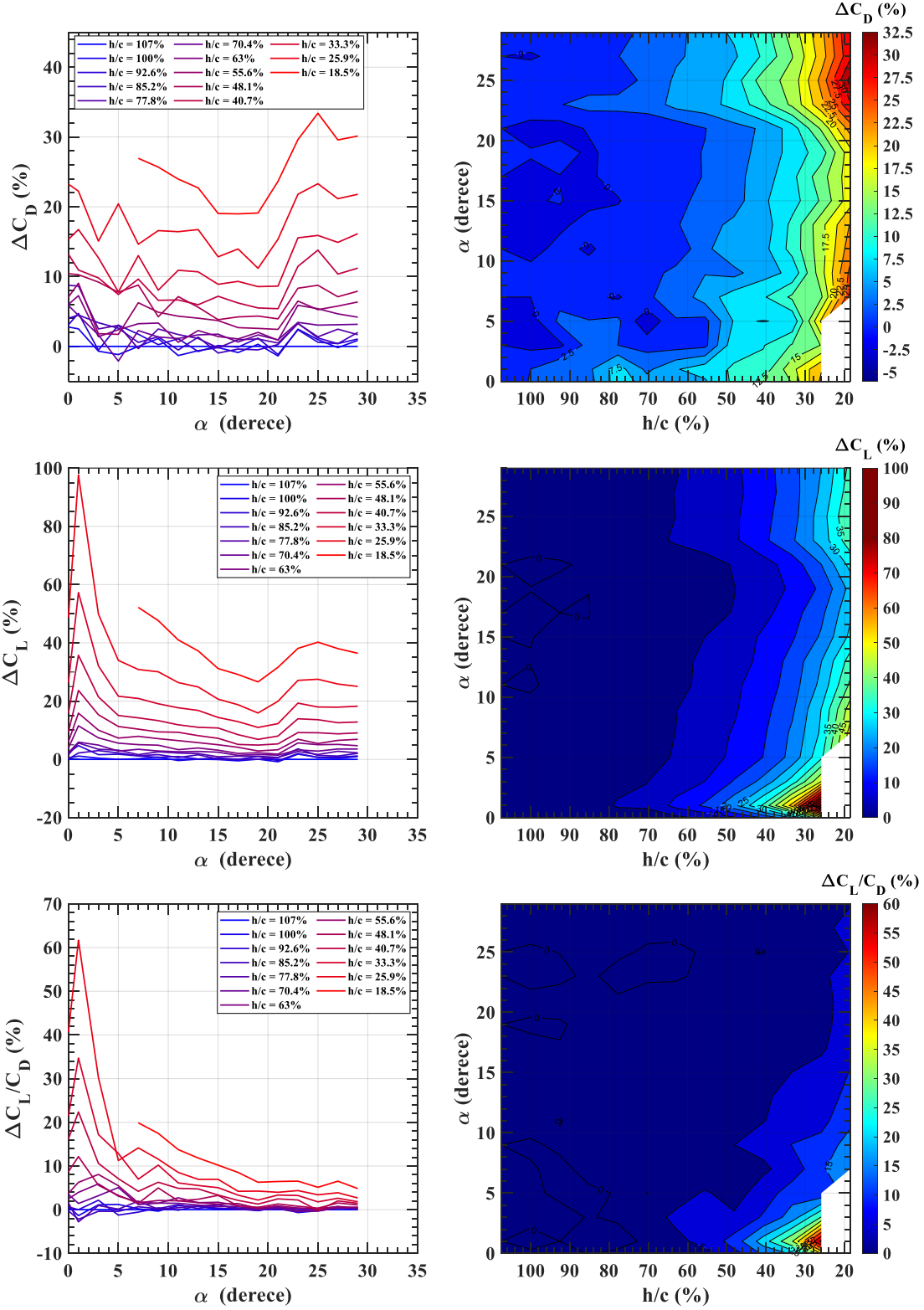


Şekil Ek. 1.6: Dikey ekseninde yer yüksekliği, h/c (%), yatay ekseninde hücum açısı, α olacak şekilde, $BOR = 1.00$ kanadının $\Delta C_p \equiv (-C_p)_{\text{maks.}} - (-C_p)_{\text{min.}}$ olarak tanımlanan ΔC_p kontur grafiği.

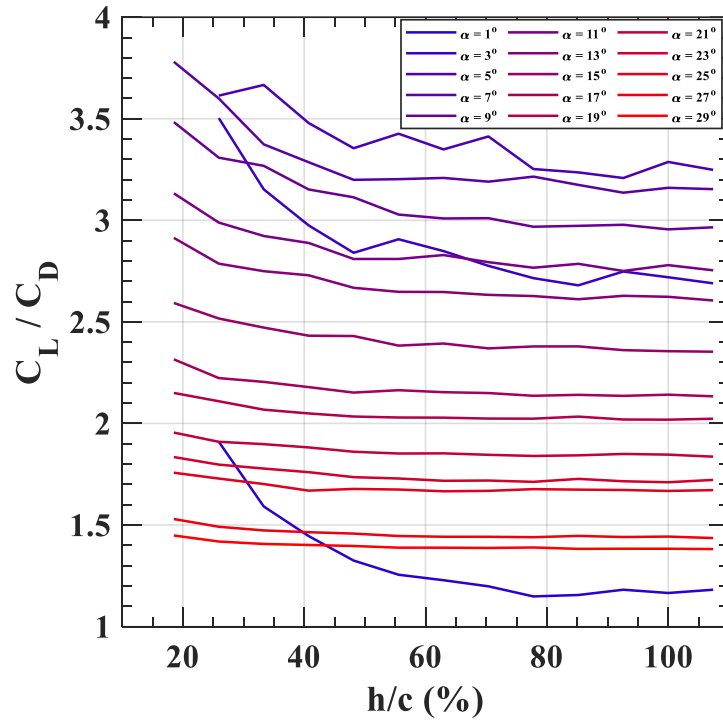
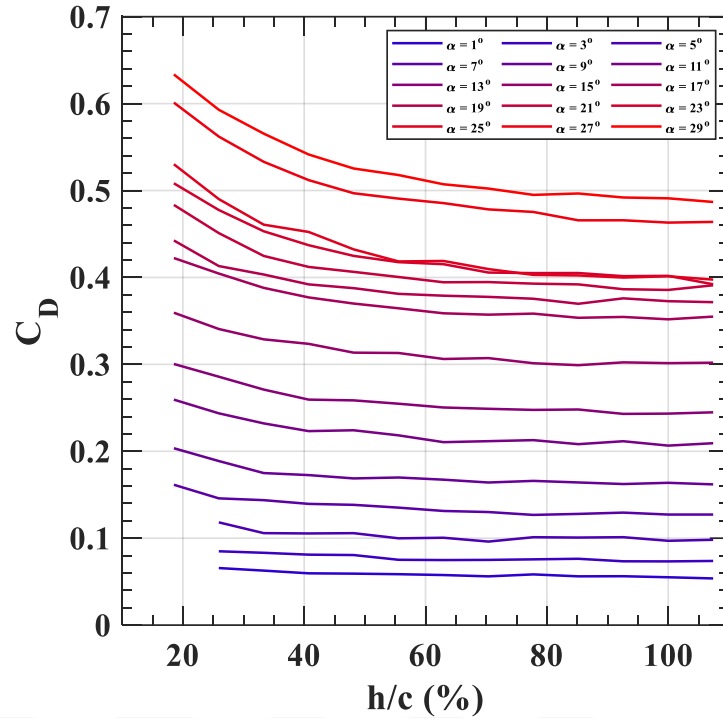
EK 2



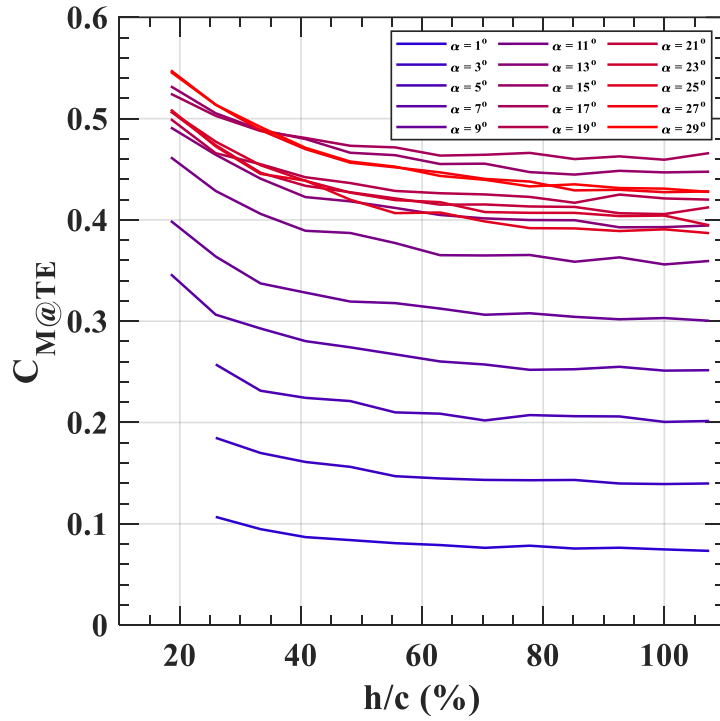
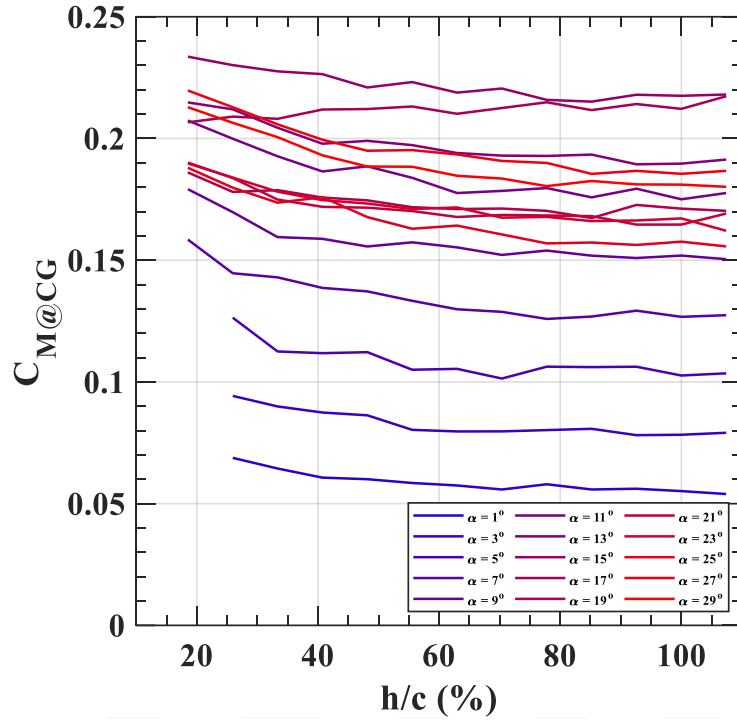
Şekil Ek. 2.1: Temel kanadının, $Re = 9 \times 10^4$ 'te, yer etkisi altında (IGE), yukarıdan aşağı doğru sırasıyla, C_L , C_D ve C_L/C_D kontur grafikleri.



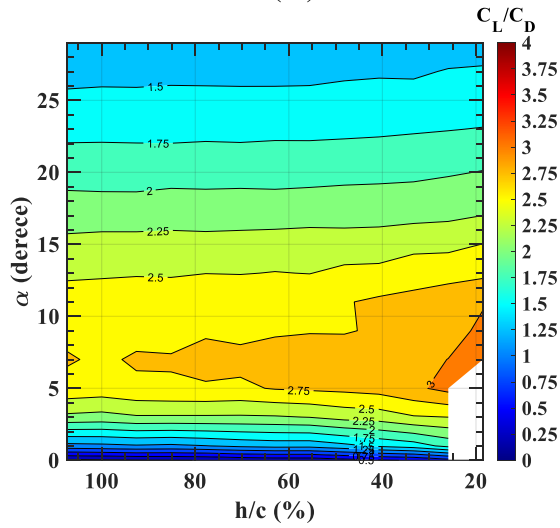
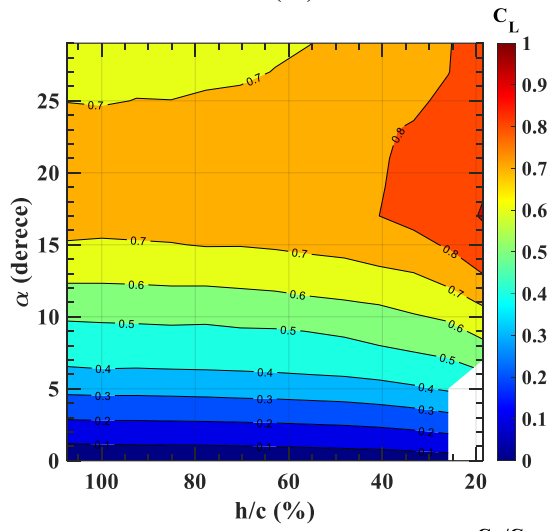
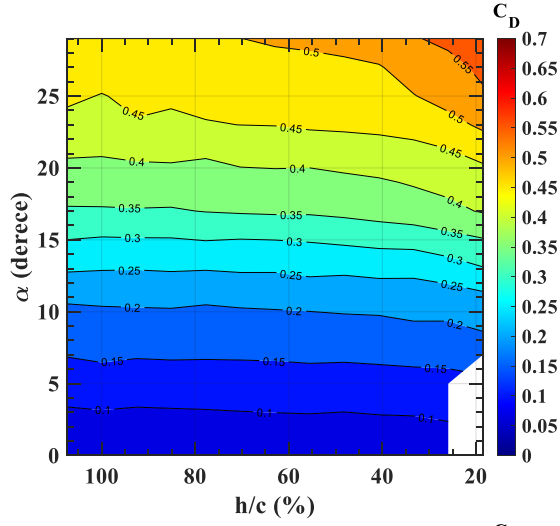
Şekil Ek. 2.2: Temel kanadının, $Re = 9 \times 10^4$ 'te, yer etkisi altında (IGE), yukarıdan aşağıya doğru sırasıyla, sürüklenme kuvveti katsayısı değişimi, ΔC_D (%) eğrisi ve kontur grafiği, taşıma kuvveti katsayısı değişimi, ΔC_L (%) eğrisi ve kontur grafiği ve taşıma kuvveti katsayısının sürüklenme kuvveti katsayısına oranı değişimi, $\Delta C_L/C_D$ (%) eğrisi ve kontur grafiği.



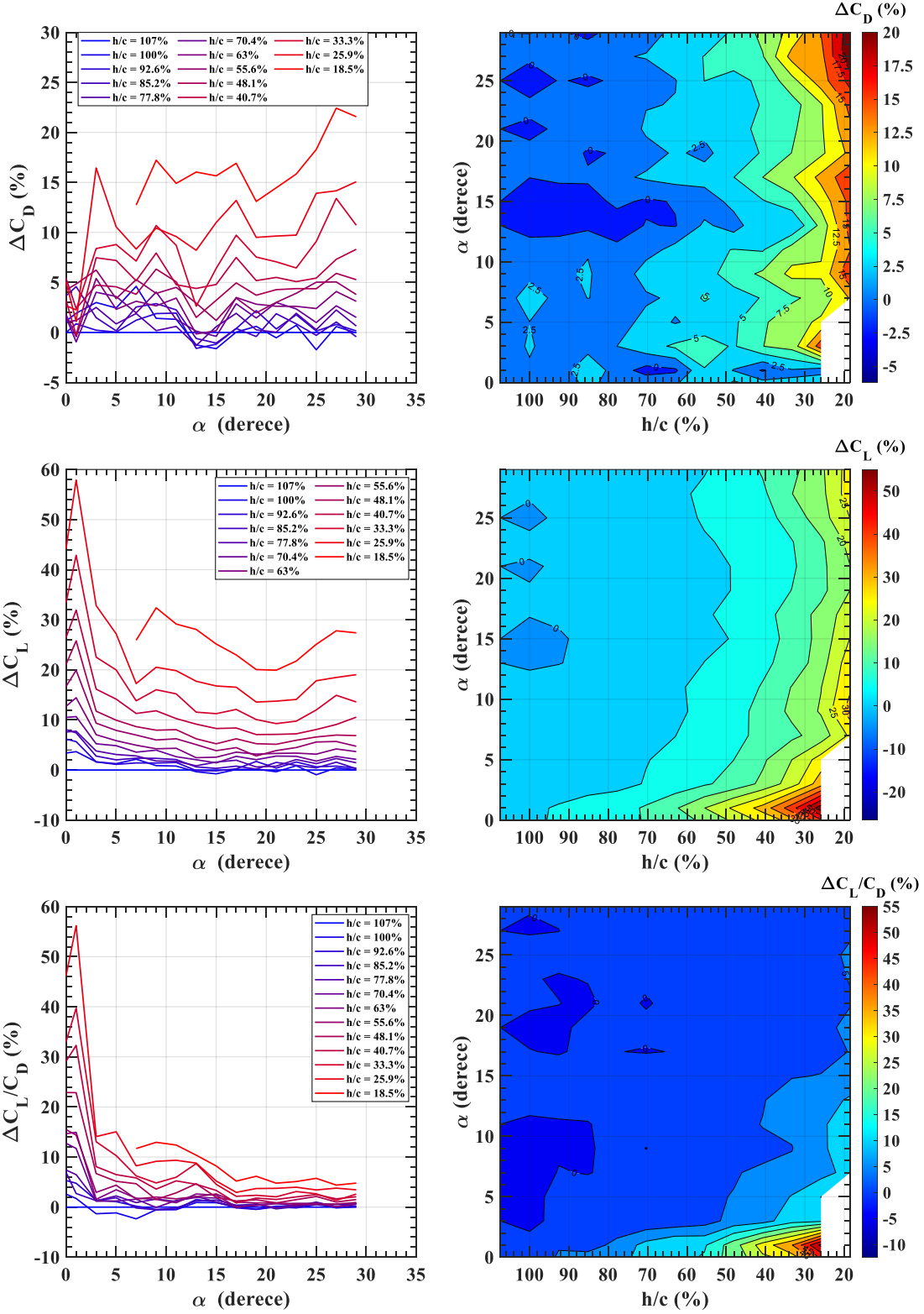
Şekil Ek. 2.3: Temel kanadının, $Re = 9 \times 10^4$ 'te, yer etkisi altında (IGE), üstte, sürüklenme kuvveti katsayısı, C_D , altta, taşıma kuvveti katsayısının sürüklenme kuvveti katsayısına oranı, C_L/C_D eğrileri.



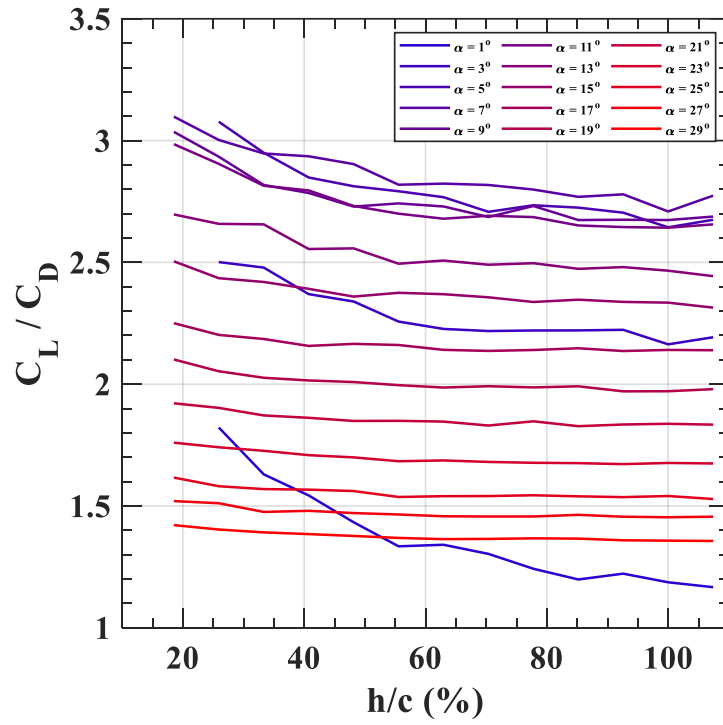
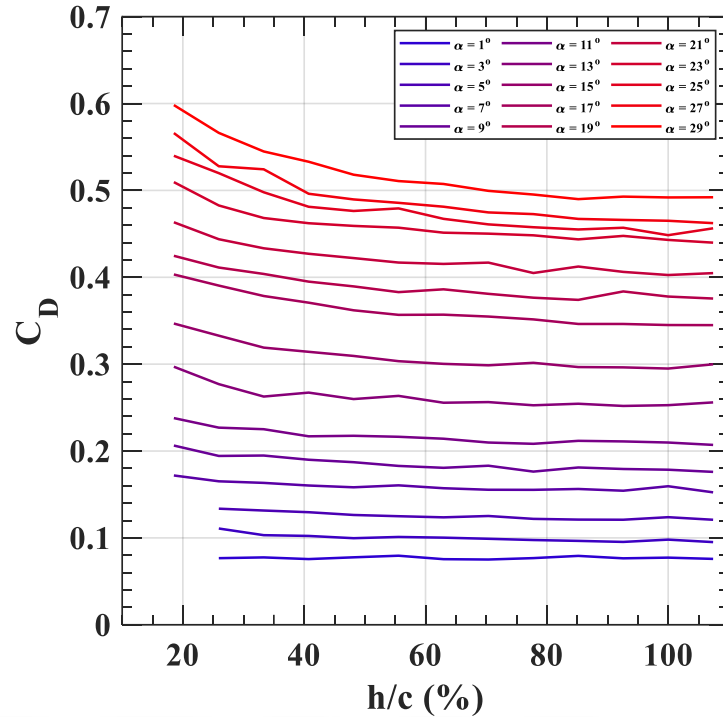
Şekil Ek. 2.4: Temel kanadının, $Re = 9 \times 10^4$ 'te, yer etkisi altında (IGE), üstte, kanadın ağırlık merkezindeki yunuslama momenti katsayısı, $C_{M|c.g}$, altta, kanadın arka kenarındaki yunuslama momenti katsayısı, $C_{M|TE}$ eğrileri.



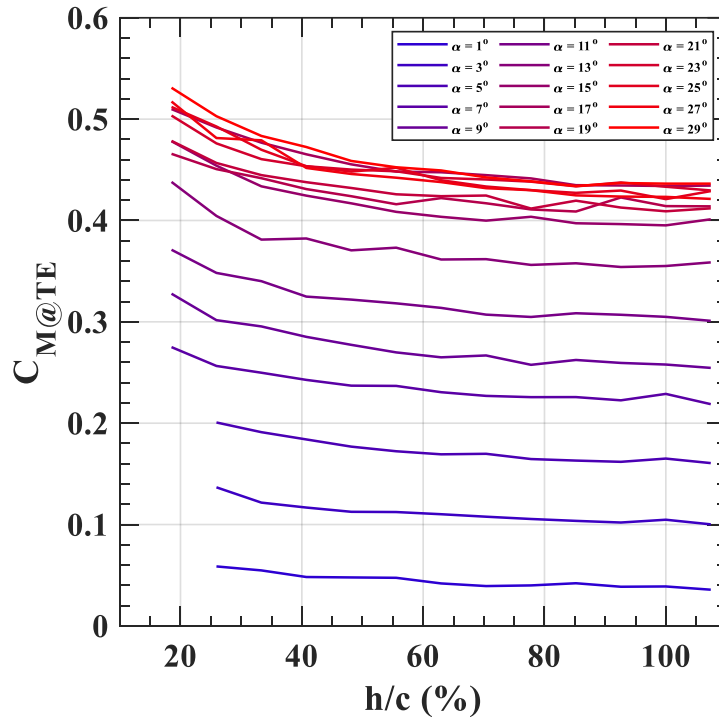
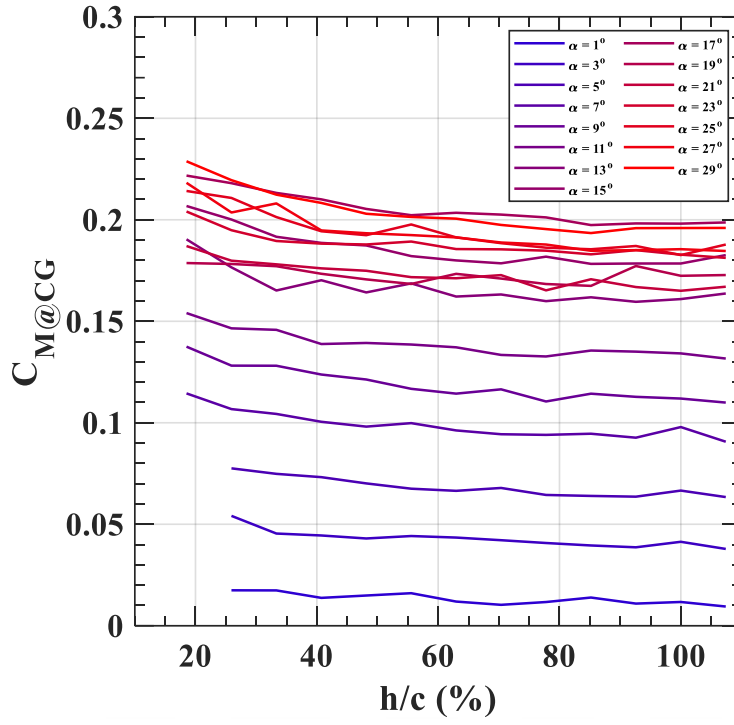
Şekil Ek. 2.5: BOR = 0.85 kanadının, $Re = 9 \times 10^4$ 'te, yer etkisi altında (IGE), yukarıdan aşağı doğru sırasıyla, C_L , C_D ve C_L/C_D kontur grafikleri.



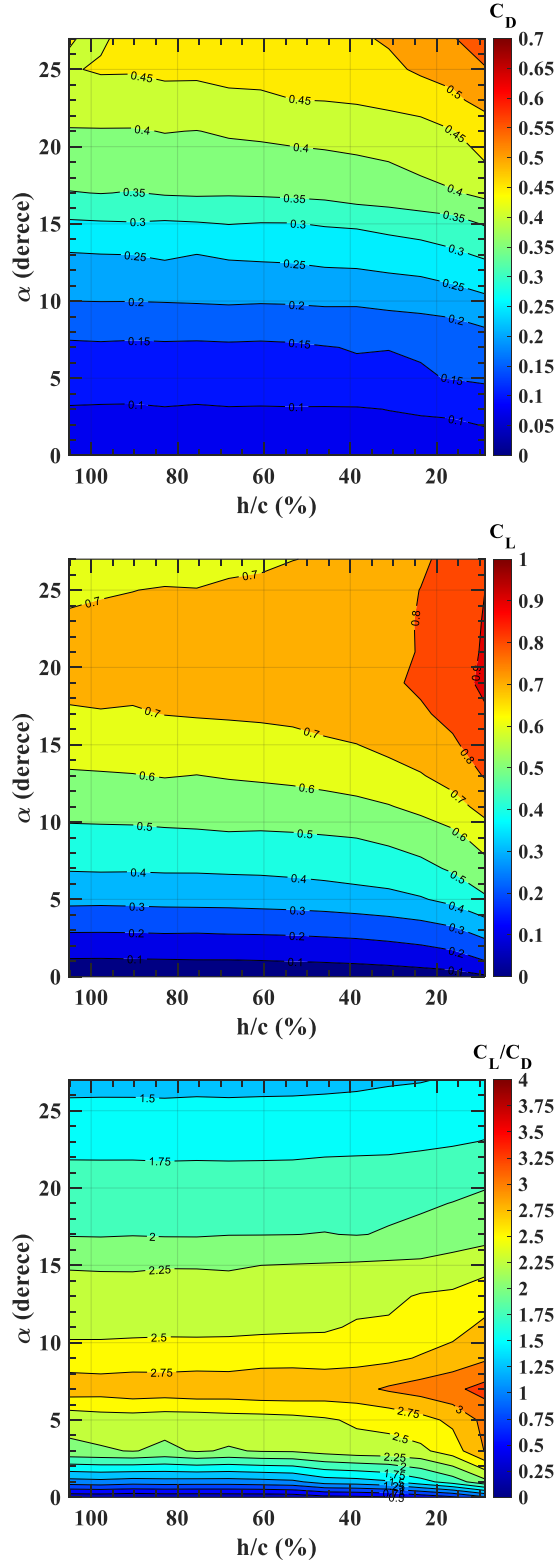
Şekil Ek. 2.6: BOR = 0.85 kanadının, $Re = 9 \times 10^4$ 'te, yer etkisi altında (IGE), yukarıdan aşağıya doğru sırasıyla, sürüklenme kuvveti katsayısı değişimi, ΔC_D (%) eğrisi ve kontur grafiği, taşıma kuvveti katsayısı değişimi, ΔC_L (%) eğrisi ve kontur grafiği ve taşıma kuvveti katsayısının sürüklenme kuvveti katsayısına oranı değişimi, $\Delta C_L/C_D$ (%) eğrisi ve kontur grafiği.



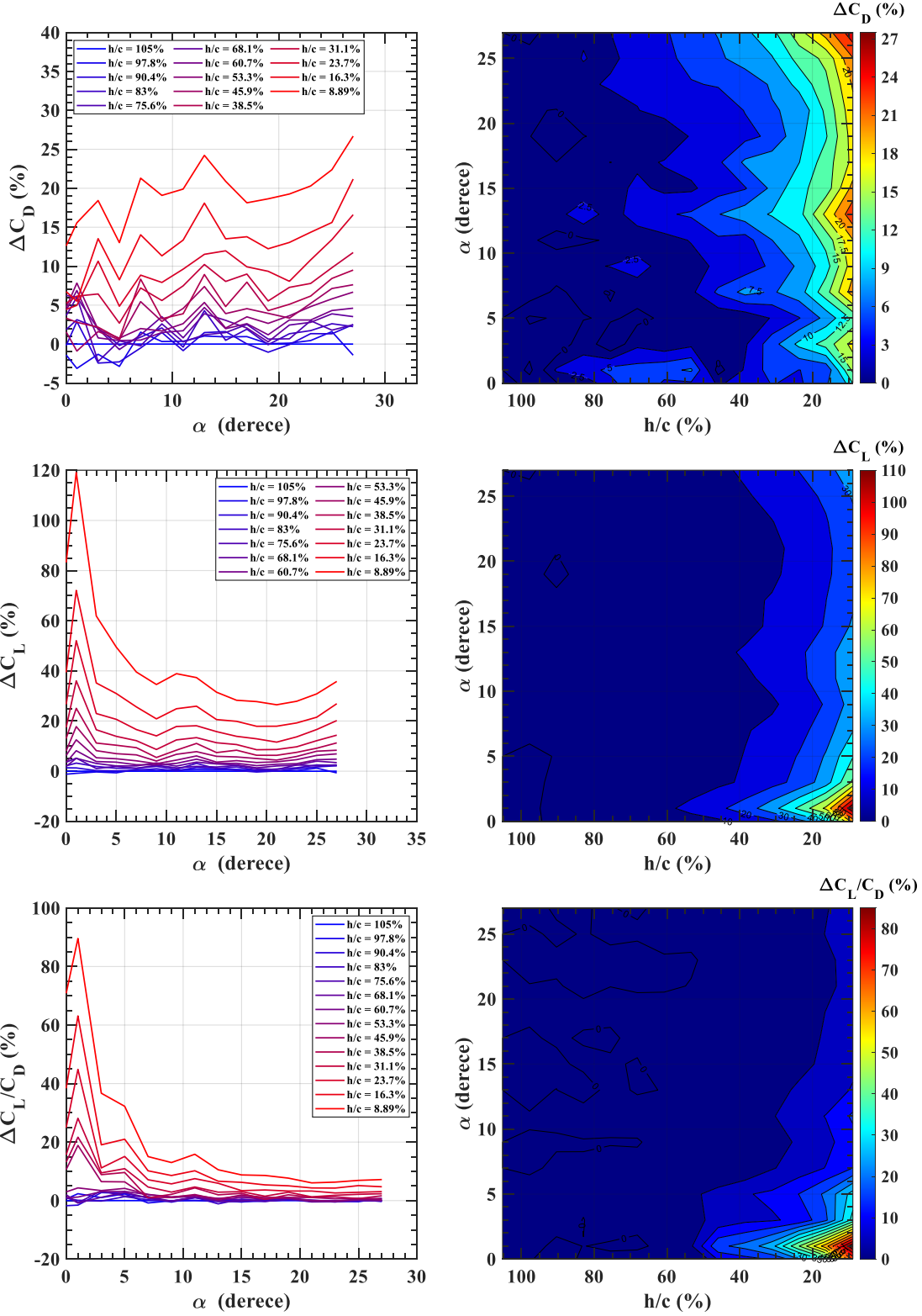
Şekil Ek. 2.7: BOR = 0.85 kanadının, $Re = 9 \times 10^4$ 'te, yer etkisi altında (IGE), üstte, sürüklenme kuvveti katsayısı, C_D , altta, taşıma kuvveti katsayısının sürüklenme kuvveti katsayısına oranı, C_L/C_D eğrileri.



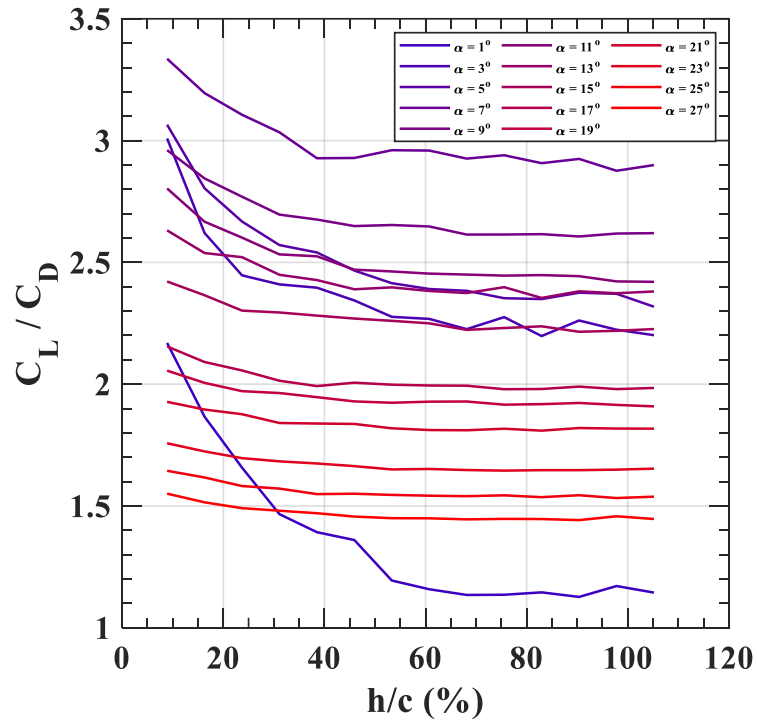
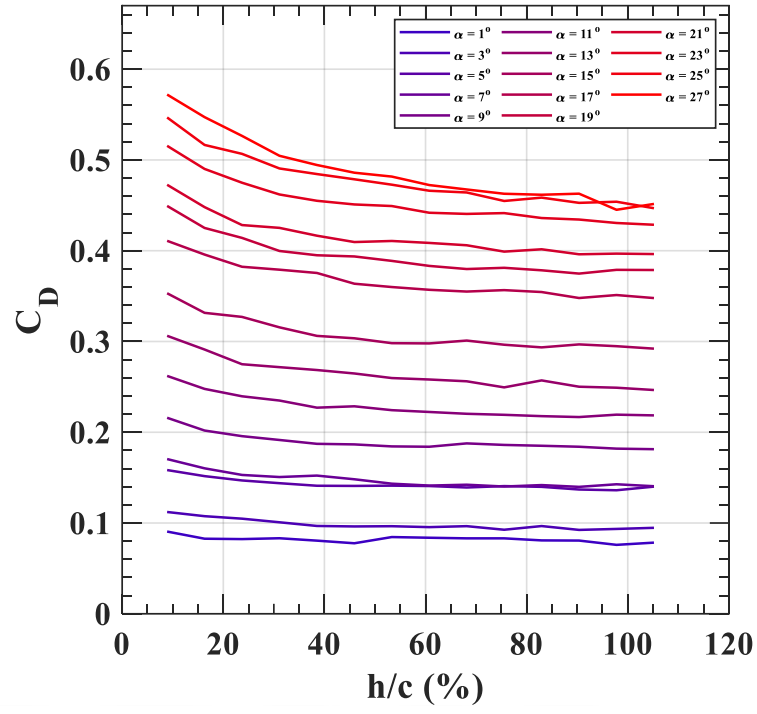
Şekil Ek. 2.8: BOR = 0.85 kanadının, $Re = 9 \times 10^4$ 'te, yer etkisi altında (IGE), üstte, kanadın ağırlık merkezindeki yunuslama momenti katsayısı, $C_{M|c.g}$, altta, kanadın arka kenarındaki yunuslama momenti katsayısı, $C_{M|TE}$ eğrileri.



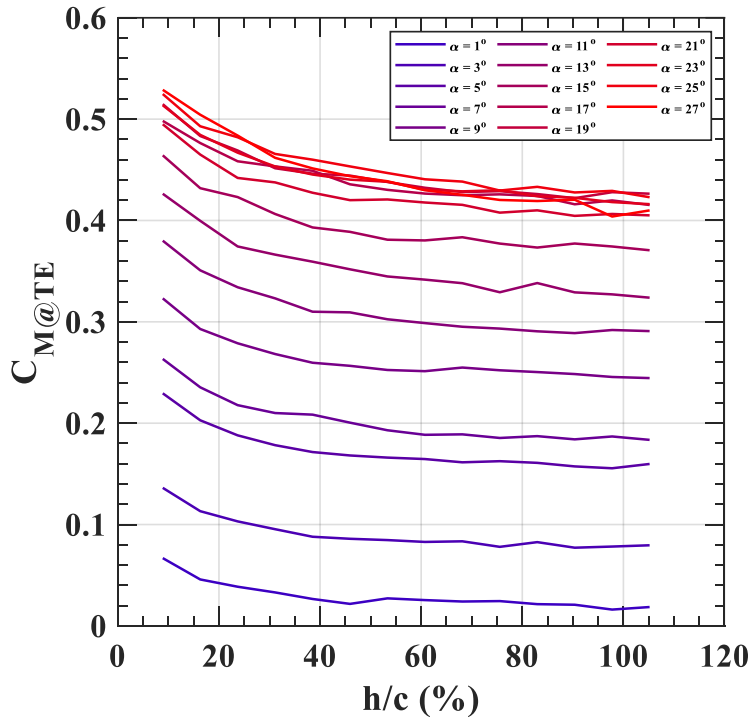
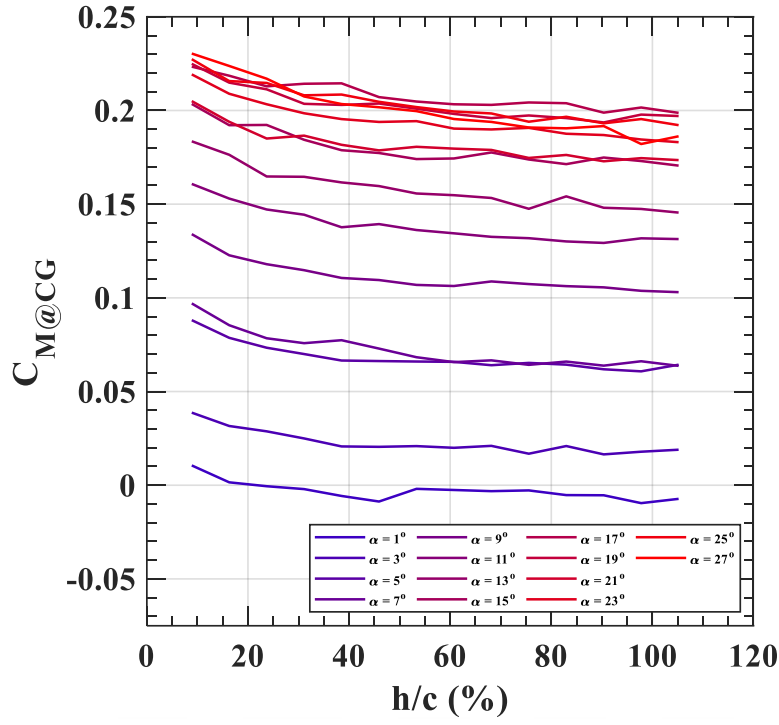
Şekil Ek. 2.9: BOR = 1.00 kanadının, $Re = 9 \times 10^4$ 'te, yer etkisi altında (IGE), yukarıdan aşağı doğru sırasıyla, C_L , C_D ve C_L/C_D kontur grafikleri.



Şekil Ek. 2.10: BOR = 1.00 kanadının, $Re = 9 \times 10^4$ 'te, yer etkisi altında (IGE), yukarıdan aşağıya doğru sırasıyla, sürüklenme kuvveti katsayısı değişimi, ΔC_D (%) eğrisi ve kontur grafiği, taşıma kuvveti katsayısı değişimi, ΔC_L (%) eğrisi ve kontur grafiği ve taşıma kuvveti katsayısının sürüklenme kuvveti katsayısına oranı değişimi, $\Delta C_L/C_D$ (%) eğrisi ve kontur grafiği.



Şekil Ek. 2.11: BOR = 1.00 kanadının, $Re = 9 \times 10^4$ 'te, yer etkisi altında (IGE), üstte, sürüklenme kuvveti katsayısı, C_D , altta, taşıma kuvveti katsayısının sürüklenme kuvveti katsayısına oranı, C_L/C_D eğrileri.



Şekil Ek. 2.12: BOR = 1.00 kanadının, $Re = 9 \times 10^4$ 'te, yer etkisi altında (IGE), üstte, kanadın ağırlık merkezindeki yunuslama momenti katsayısı, $C_{M|c.g}$, alta, kanadın arka kenarındaki yunuslama momenti katsayısı, $C_{M|TE}$ eğrileri.