

Şekil DeęiŐtiren Bilen Kanatların Aerodinamik Açıdan Kısıtlı En İyileştirilmesi

Program Kodu: 1001

Proje No: 111M731

Proje Yürütücüsü:
Prof. Dr. Serkan ÖZGEN

Bursiyerler:

Dr. Durmuş Sinan KÖRPE

Harun ÖZKANAKTI

Özge Sinem ÖZÇAKMAK

ÖNSÖZ

Şekil Değiştirebilen Kanatların Aerodinamik Açıdan Kısıtlı En İyileştirilmesi başlıklı 1001 - Bilimsel ve Teknolojik Araştırma Projelerini Destekleme Programı kapsamında içerisinde TÜRKİYE BİLİMSEL ve TEKNOLOJİK ARAŞTIRMA KURUMU (TÜBİTAK) tarafından desteklenen projede, insansız hava araçlarının düz uçuş sırasında farklı hız değerleri için kanadın şekil değiştirme kapasitesine göre eniyelenmiş kanat profili ve kanat planform sonuçları tamamen özgün bir şekilde geliştirilen aerodinamik tasarım aracı (yazılımı) tarafından elde edilmiştir. Bu aşamada ortaya çıkan eniyelenmiş kanat profil ve biçimleri hassas üretim metodları ile üretilip, rüzgar tüneline tabi tutulmuştur. Bu testlerin sonuçları sayesinde geliştirilen aerodinamik tasarım aracının doğruluğu kontrol edilmiş ve daha isabetli sonuçlar alabilmek adına aerodinamik tasarıma geri bildirimlerde bulunulmuştur. Bu sonuçlarda aerodinamik tasarım aracının Reynolds sayısı 60,000'in altında olan akışlarda doğru olmayan ancak yaklaşık sonuçlar verdiği sonucuna varılmıştır. Ancak Reynolds sayısı 60,000'in üzerinde olan akışlarda geliştirilen yazılım, deney sonuçlarına yakın sonuçlar vermiştir. Sonuç olarak aerodinamik tasarım aracının Reynolds sayısı 60,000'in üzerinde olan akışlarda yeterli ve başarılı bir araç olduğu kanıtlanmış ve proje başarı ile sonlandırılmıştır.

İÇİNDEKİLER

ÖNSÖZ	i
İÇİNDEKİLER.....	ii
TABLO LİSTESİ	iv
ŞEKİL LİSTESİ.....	vi
ÖZET	xiii
ABSTRACT.....	xiv
1. GİRİŞ	1
2. LİTERATÜR ÖZETİ.....	3
3. GEREÇLER VE YÖNTEM.....	12
3.1 <i>Panel Metot Çözücüsü</i>	12
3.1.1 İz Bölgesi Yaratımı	12
3.1.2 Yinelemeli Basınç Temelli Kutta Şartının Sağlanması	13
3.1.3 Sistemdeki Matrislerin Boyutunun Azaltılması	14
3.1.4 Çözüm Süresinin Azaltılması İçin Genel Panel Metot Denkleminin Çözüm Metodunun Değiştirilmesi	14
3.1.5 Geliştirilen Çözücünün Xflr5 Programı İle Karşılaştırılması.....	15
3.1.6 Geliştirilen Çözücünün Fluent Programı İle Karşılaştırılması	17
3.2 <i>İki Boyutlu Sınır Tabaka Çözücüsü</i>	21
3.2.1 Laminar Sınır Tabakası	22
3.2.2 Laminar Sınır Tabakasından Türbülanslı Sınır Tabakasına Geçiş.....	22
3.2.3 Türbülanslı Sınır Tabakası	23
3.2.4 Sürüklenme Ve Kaldırma Kuvvetleri İçin Ayrışma Düzeltme Fonksiyonları.....	23
3.2.5 Sonuçların Xfoil İle Karşılaştırılması	24
3.3 <i>Eniyileme Çözücüsü</i>	27
3.3.1 Teori.....	27
3.3.2 Denek Taşı Problem Çözümü İle Diğer Çözücülerle Karşılaştırma	30
3.4 <i>Kanatların Ve Test Ekipmanlarının Cad Tasarımı</i>	35
3.4.1 Kanatların Ve Test Yatağının Üretimi	36
3.5 <i>Rüzgar Tüneli Özellikleri Ve Ölçüm Cihazları</i>	38
3.5.1 Rüzgar Tüneli Özellikleri	38
3.5.2 Rüzgar Tüneli Karakterizasyonu	40

3.5.3	Anemometre (Akış Hız Ölçer).....	41
3.6	Ölçüm Ekipmanları Ve Ölçüm Zinciri	42
3.6.1	Ölçüm Zinciri	42
3.6.2	Yük Hücresi.....	43
3.6.3	Yük Hücresi Kalibrasyonu	44
3.6.4	Eksen Dışı Yükleme Hassasiyeti	45
3.6.5	Veri Toplama Sistemi	49
3.7	Deney Hata Oranı Tahmini.....	49
3.8	3 Boyutlu Modelleme Ve Sınır Şartı.....	52
3.8.1	Ağ Geometrisi Oluşumu	53
3.8.2	Çözücü Modeli Seçimi.....	54
3.8.3	Türbülans Modeli Seçimi	54
4.	BULGULAR VE SONUÇ	57
4.1	İnsansız Hava Aracı İçin Şekil Değiştirebilen Kanat Eniyilemesi.....	57
4.1.1	Sabit Kanat Eniyilemesi.....	58
4.1.2	Sadece Kanat Profil Değişimi İle Şekil Değiştirebilen Kanat Eniyilemesi	60
4.1.3	Sadece Kanat Planform Değişimi İle Şekil Değiştirebilen Kanat Eniyilemesi ..	65
4.1.4	Kanat Profili Ve Planform Değişimi İle Şekil Değiştirebilen Kanat Eniyilemesi	68
4.2	Rüzgar Tünelinde Test Edilecek Kanatlar İçin Şekil Değiştirebilen Kanat Eniyilemesi	70
4.2.1	Sabit Kanat Eniyilemesi.....	72
4.2.2	Şekil Değiştirebilen Kanat Eniyilemesi.....	74
4.3	Sayısal Sonuçlarda Düzeltme	79
4.4	HAD Sonuçları	81
4.5	Rüzgar Tüneli Deneyleri	85
4.5.1	Temel Kanat Sonuçları.....	86
4.5.2	O14.....	95
4.5.3	M16.5.....	105
4.5.4	M10.....	114
4.5.5	Eniyileme Sonuçları	123
5.	SONUÇ	125
6.	KAYNAKLAR.....	127

TABLO LİSTESİ

TABLO 1. FARKLI HÜCUM AÇILARINDA TAŞIMA KUVVETİ KATSAYILARI VE SÜRÜKLEME KUVVETİ KATSAYILARI (NACA 4412, CR = 0.4 M., B/2 = 3 M., $\Lambda = 0$, $\Lambda = 0$, $\Gamma = 0$, $\Theta = 0$, $\Phi = 0$).	17
TABLO 2. FARKLI HÜCUM AÇILARINDA TAŞIMA KUVVETİ KATSAYILARI VE SÜRÜKLEME KUVVETİ KATSAYILARI (NACA 4412, CR = 0.4 M., B/2 = 3 M., $\Lambda = 0.5$, $\Lambda = 5$, $\Gamma = 5$, $\Theta = 0$, $\Phi = 5$).	17
TABLO 3. FARKLI HÜCUM AÇILARINDA FLUENT (F), PAN3D.F RW (DÜRÜLMÜŞ İZ) VE PAN3D.F SW (DÜZ İZ) TARAFINDAN ELDE EDİLEN C_L VE C_D DEĞERLERİ.....	19
TABLO 4. C_D DEĞERLERİ, FLUENT (F), PAN3D.F RW (DÜRÜLMÜŞ İZ), PAN3D.F SW (DÜZ İZ) VE PRANDTL TEORİ (PT).	20
TABLO 5. FARKLI A MATRİSLERİ İÇİN DÜZ İZ SONUÇLARI.....	20
TABLO 6. FARKLI A MATRİSLERİ İÇİN DÜRÜLMÜŞ İZ SONUÇLARI.....	21
TABLO 7. XFOİL VE 2DBLS KARŞILAŞTIRMASI.....	27
TABLO 8. METOTLARIN KARŞILAŞTIRILMASI.	33
TABLO 9. TASARIM DEĞİŞKENLERİNİN İLK VE SON DEĞERLERİ.....	33
TABLO 10. YÜK HÜCRESİ BİLİNEN AĞIRLIK ÖLÇÜMLERİ.	45
TABLO 11. EKSEN DIŞI YÜKLEME TESTİ ÖLÇÜMLERİ.	46
TABLO 12. EKSEN DIŞI KUVVET HASSASİYETİ ANALİTİK HATA HESAPLAMASI.	48
TABLO 13. ALTI EKSENLİ YÜK HÜCRESİ ÖLÇÜM VE HATA ARALIKLARI.....	50
TABLO 14. YÜK HÜCRESİ İÇİN BELİRSİZLİK TAHMİNİ (YÜZDE 95 GÜVEN SEVİYESİNDE).	51
TABLO 15. TEMEL KANAT DÜZ UÇUŞ DEĞERLERİ.	58
TABLO 16. ENİYİLENMİŞ SABİT KANAT DÜZ UÇUŞ DEĞERLERİ.....	60
TABLO 17. 16 M/S İÇİN FARKLI DEĞİŞİM İZİNLERİNDE AERODİNAMİK KUVVETLER. .	62
TABLO 18. 20 M/S İÇİN FARKLI DEĞİŞİM İZİNLERİNDE AERODİNAMİK KUVVETLER. .	63
TABLO 19. 40 M/S İÇİN FARKLI DEĞİŞİM İZİNLERİNDE AERODİNAMİK KUVVETLER. .	64
TABLO 20. 50 M/S İÇİN FARKLI DEĞİŞİM İZİNLERİNDE AERODİNAMİK KUVVETLER. .	65
TABLO 21. SADECE PLANFORM DEĞİŞİMİ İLE ŞEKİL DEĞİŞTİREBİLEN KANATLARIN PLANFORM DEĞERLERİ VE SÜRÜKLEME SONUÇLARI.....	67
TABLO 22. KANAT PROFİLİ VE PLANFORM DEĞİŞİMİ İLE ŞEKİL DEĞİŞTİREBİLEN KANATLARIN PLANFORM DEĞERLERİ VE SÜRÜKLEME SONUÇLARI.....	69
TABLO 23. 14 M/S'DE BASE VE O14 KARŞILAŞTIRILMASI.	73
TABLO 24. 16.5 M/S'DE BASE, O14 VE M16.5 KARŞILAŞTIRILMASI.....	75
TABLO 25. 10 M/S'DE BASE, O14 VE M10 KARŞILAŞTIRILMASI.....	77

TABLO 26. DENEYİN YAPILDIĞI ORTAMDAKİ HAVA KOŞULLARI.	86
TABLO 27. HER KANAT KONFIGÜRASYONU İÇİN REYNOLDS SAYISI ARALIKLARI.....	86

ŞEKİL LİSTESİ

ŞEKİL 1. FARKLI UÇUŞ REJİMLERİMDE ŞAHİN KANATLARININ ALDIĞI BİÇİMLER.....	3
ŞEKİL 2. FARKLI UÇUŞ KOŞULLARI İÇİN EN UYGUN KANAT ŞEKİLLERİ, CANFIELD VE WESTFALL (2008).....	3
ŞEKİL 3. HAFIZALI ALAŞIMLAR (SOL ÜST), KOMPOZİT TERZİLEME METODU (SOL ALT), SENSÖRLER VE AKTÜATÖRLER (SAĞ ÜST) VE NANO VE MİKRO TEKNOLOJİ (SAĞ ALT).....	4
ŞEKİL 4. LOCKHEED MARTİN KATLANIR KANAT YAPISI.....	5
ŞEKİL 5. ROBOSWİFT AÇISI DEĞİŞEBİLİR KANAT YAPISI.....	5
ŞEKİL 6. NEXTGEN FİRMASININ “DEĞİŞKEN AÇI, DEĞİŞKEN VETER” KONSEPTİ.....	6
ŞEKİL 7. DÜZ UÇUŞ SIRASINDA FARKLI HIZLARDA EN DÜŞÜK SÜRÜKLEME KUVVETİNE SAHİP KANATÇIK KESİTLERİ, GAMBOA VD. (2009).....	6
ŞEKİL 8. FARKLI HIZLARDA ENİYİLENMİŞ KANATLAR, GAMBOA VD. (2009).....	7
ŞEKİL 9. EN İYİLEŞTİRME İÇİN BAŞLANGIÇ KAMBURLUK EĞRİSİ VE UÇUŞ ZARFINDAKİ GÖREVLER İÇİN ENİYİLENMİŞ KAMBURLUK EĞRİLERİ, SECANELL VD. (2006).....	7
ŞEKİL 10. KANAT TAŞIMA KUVVETİ KATSAYISININ HÜCUM AÇISI İLE DEĞİŞİMİ, MAJİ VD. (2007).....	8
ŞEKİL 11. ZİMMERMAN KANADI KAMBUR DEĞİŞTİRME MEKANİZMASI, BORİA VD. (2009).....	8
ŞEKİL 12. ŞEKİL DEĞİŞTİREBİLEN KANAT BİÇİMİ KALDIRMA-SÜRÜKLEME KUVVETİ ORANI, BORİA VD. (2009).....	9
ŞEKİL 13. KANAT PROFİLİNİN UYARILMIŞ VE UYARILMAMIŞ HALLERİNİN GÖSTERİMİ, BİLGEN VD. (2010).....	9
ŞEKİL 14. ŞEKİL DEĞİŞTİREBİLEN MALZEMELER İLE KAMBUR DEĞİŞİMLİ KANAT PROFİLİ, BİLGEN VD. (2011).....	10
ŞEKİL 15. PNÖMATİK TELESKOPIK KANAT BİÇİMİNİN UZUN VE KISA HALLERİ, BLONDEAU VD. (2004).....	10
ŞEKİL 16. KANAT BİÇİMLERİNİN AERODİNAMİK SONUÇLARI.....	11
ŞEKİL 17. AYNI KANAT İÇİN İKİ FARKLI İZ DİZİLİMİ.....	13
ŞEKİL 18. SİMETRİ YASASININ GÖSTERİMİ.....	14
ŞEKİL 19. JİBE2 UÇAĞI İÇİN DENEYSEL VE XFLR5 DEĞERLERİ KARŞILAŞTIRMASI [18].....	15
ŞEKİL 20. KANAT ÜZERİNDEKİ BASINÇ KATSAYISI DAĞILIMI XFLR5 (ÜST), PAN3D.F (ALT) (NACA 4412, $C_R = 0.4$ M., $B/2 = 3$ M., $\Lambda = 0$, $\Lambda = 0$, $\Gamma = 0$, $\Theta = 0$, $\Phi = 0$)......	16

ŞEKİL 21. KANAT ÜZERİNDEKİ BASINÇ KATSAYISI DAĞILIMI XFLR5 (ÜST), PAN3D.F (ALT) (NACA 4412, CR = 0.4 M., B/2 = 3 M., $\Lambda = 0.5$, $\Lambda = 5^\circ$, $\Gamma = 5^\circ$, $\Theta = 0$, $\Phi = 5^\circ$). ...	18
ŞEKİL 22. GAMBIT'TE AĞ ÖRGÜSÜ YAPISI (786584 YÜZ, 3956733 TETRAHEDRAL HÜCRE).	18
ŞEKİL 23. EŞ BASINÇ EĞRİLERİNİN KARŞILAŞTIRILMASI $A = 4^\circ$ (- FLUENT - PAN3D.F).	18
ŞEKİL 24. SÜRÜKLEME KATSAYISI FAKTÖRÜNÜN İNCELME ORANI VE AÇIKLIK ORANI İLE DEĞİŞİMİ [20].	19
ŞEKİL 25. FİRAR KENARI İÇİN MUTLAK ΔCP (SOL), (- (DÜRÜLMÜŞ), - (DÜZ), - (YAKINSAMA KRİTERİ)).	21
ŞEKİL 26. BAŞLANGIÇ KANADI İÇİN HESAPLANAN (-) VE DÜZELTİLMİŞ (-) KALDIRMA KUVVETİ KATSAYISI DEĞERLERİ.	24
ŞEKİL 27. YÜZEY SÜRTÜNME KATSAYISI (SOLDA) VE MOMENTUM KALINLIĞI (SAĞDA) KARŞILAŞTIRMASI ($A=0^\circ$).	25
ŞEKİL 28. YÜZEY SÜRTÜNME KATSAYISI (SOLDA) VE MOMENTUM KALINLIĞI (SAĞDA) KARŞILAŞTIRMASI ($A=4^\circ$).	25
ŞEKİL 29. YÜZEY SÜRTÜNME KATSAYISI (SOLDA) VE MOMENTUM KALINLIĞI (SAĞDA) KARŞILAŞTIRMASI ($A=8^\circ$).	26
ŞEKİL 30. YÜZEY SÜRTÜNME KATSAYISI (SOLDA) VE MOMENTUM KALINLIĞI (SAĞDA) KARŞILAŞTIRMASI ($A=12^\circ$).	26
ŞEKİL 31. KOLON EN İYİLEŞTİRME PROBLEMİ, VANDERPLAATS (2009).	30
ŞEKİL 32. OLURSUZ BÖLGEDE BULUNAN BAŞLANGIÇ DEĞERİNİN (SOLDA) VE OLURLU BÖLGEDE BULUNAN BAŞLANGIÇ DEĞERİNİN (SAĞDA) Σ DEĞERİNİ DEĞİŞTİRMESİ.	31
ŞEKİL 33. OLURSUZ BÖLGEDE BULUNAN BAŞLANGIÇ DEĞERİNİN (SOLDA) VE OLURLU BÖLGEDE BULUNAN BAŞLANGIÇ DEĞERİNİN (SAĞDA) γ_5 DEĞERİNİ DEĞİŞTİRMESİ.	32
ŞEKİL 34. Σ DEĞERİNİN METOT 7 İÇİN OLURLU BÖLGE BAŞLANGIÇ VE EN UYGUN DEĞERLERİYLE DEĞİŞİMİ.	34
ŞEKİL 35. γ_5 DEĞERİNİN METOT 7 İÇİN OLURLU BÖLGE BAŞLANGIÇ VE EN UYGUN DEĞERLERİYLE DEĞİŞİMİ.	34
ŞEKİL 36. Σ DEĞERİNİN METOT 8 İÇİN OLURLU BÖLGE BAŞLANGIÇ VE EN UYGUN DEĞERLERİYLE DEĞİŞİMİ.	34
ŞEKİL 37. γ_5 DEĞERİNİN METOT 8 İÇİN OLURLU BÖLGE BAŞLANGIÇ VE EN UYGUN DEĞERLERİYLE DEĞİŞİMİ.	35
ŞEKİL 38. KANAT MODELİ CAD TASARIMI.	35

ŞEKİL 39. HÜCUM AÇISI TABLASI.	36
ŞEKİL 40. RÜZGAR TÜNELİ KANAT TEST DÜZENEĞİ MONTAJI.	36
ŞEKİL 41. KANAT ÜRETİM AŞAMASI.	37
ŞEKİL 42. ÜRETİLMİŞ KANAT.	37
ŞEKİL 43. HÜCUM AÇISI DEĞİŞTİRME TABLASI.	38
ŞEKİL 44. TEST DÜZENEĞİ VE RÜZGAR TÜNELİ.....	38
ŞEKİL 45. RÜZGAR TÜNELİ.....	39
ŞEKİL 46. RÜZGAR TÜNELİ GENEL BOYUTLAR.....	39
ŞEKİL 47. RÜZGAR TÜNELİ.....	40
ŞEKİL 48. RÜZGAR TÜNELİ TEST ÇIKIŞ ALANINDA KARAKTERİZASYON VERİLERİ, OSTOVAN (2011).	40
ŞEKİL 49. RÜZGAR TÜNELİ TEST ÇIKIŞ ALANI ORTA KESİT KARAKTERİZASYON VERİLERİ, OSTOVAN (2011).	41
ŞEKİL 50. TERMO-ANEMOMETRE HIZ ÖLÇER VE RÜZGAR TÜNELİ YERLEŞİMİ.	42
ŞEKİL 51. AERODİNAMİK YÜK ÖLÇÜM ZİNCİRİ.....	43
ŞEKİL 52. 6-EKSEN YÜK HÜCRESİ MONTAJ RESMİ.	44
ŞEKİL 53. YÜK HÜCRESİ GÜÇ KAYNAĞI/AMPLİFİKATÖR.....	44
ŞEKİL 54. 500 GR. VE 1000 GR. YÜKLEME VERİLERİ.	45
ŞEKİL 55. EKSEN DIŞI YÜKLEME TEST DÜZENEĞİ.	46
ŞEKİL 56. KUVVET ÖLÇÜM DEĞİŞİMİ VE UYGULAMA UZAKLIĞI.....	47
ŞEKİL 57. MOMENT ÖLÇÜM DEĞİŞİMİ VE UYGULAMA UZAKLIĞI.	47
ŞEKİL 58. ÇÖZÜMLENMİŞ EKSEN DIŞI YÜKLEME HASSASİYETİ.	48
ŞEKİL 59. VERİ TOPLAMA SİSTEMİ.....	49
ŞEKİL 60. YÜK HÜCRESİ GÜRÜLTÜ VE VERİ KAYMA DURUMU.....	51
ŞEKİL 61. 3 BOYUTLU HAD MODELİ.	53
ŞEKİL 62. AĞ GEOMETRİSİ.....	53
ŞEKİL 63. SINIR TABAKA AĞ GEOMETRİSİ.	54
ŞEKİL 64. FARKLI TÜRBÜLANS MODELLERİNE GÖRE KALDIRMA KUVVETİ EĞRİLERİ.	55
ŞEKİL 65. FARKLI TÜRBÜLANS MODELLERİNE GÖRE SÜRÜKLEME KUVVETİ EĞRİLERİ.	56
ŞEKİL 66. TEMEL KANAT PROFİLİ.....	57
ŞEKİL 67. TEMEL KANAT VE ENİYİLENMİŞ SABİT KANAT (KANAT ÖNÜ YUKARI TARAF ÜSTTEN GÖRÜNÜŞ).	59
ŞEKİL 68. TEMEL KANAT PROFİLİ VE ENİYİLENMİŞ SABİT KANAT PROFİLİ.	59
ŞEKİL 69. 16 M/S İÇİN FARKLI DEĞİŞİM İZİNLERİNDE KANAT PROFİLİ.	61

ŞEKİL 70. 20 M/S İÇİN FARKLI DEĞİŞİM İZİNLERİNDE KANAT PROFİLİ.	62
ŞEKİL 71. 40 M/S İÇİN FARKLI DEĞİŞİM İZİNLERİNDE KANAT PROFİLİ.	63
ŞEKİL 72. 50 M/S İÇİN FARKLI DEĞİŞİM İZİNLERİNDE KANAT PROFİLİ.	64
ŞEKİL 73. BELİRTİLEN KANATLARIN TOPLAM SÜRÜKLEME DEĞERLERİ.	65
ŞEKİL 74. FARKLI HIZLARDA SADECE KANAT PLANFORM DEĞİŞİMİ İLE ŞEKİL DEĞİŞTİREBİLEN ENİYİLENMİŞ KANAT PLANFORMLARI (KANAT ÖNÜ YUKARI TARAF ÜSTTEN GÖRÜNÜŞ).	66
ŞEKİL 75. BELİRTİLEN KANATLARIN TOPLAM SÜRÜKLEME DEĞERLERİ.	67
ŞEKİL 76. 16 M/S (ÜST SOL), AT 20 M/S (ÜST SAĞ), 40 M/S (ALT SOL), 50 M/S (ALT SAĞ) HIZ DEĞERLERİNDE ELDE EDİLEN KANAT PROFİL DEĞİŞİMİ.	68
ŞEKİL 77. FARKLI HIZLARDA KANAT PROFİLİ VE PLANFORM DEĞİŞİMİ İLE ŞEKİL DEĞİŞTİREBİLEN ENİYİLENMİŞ KANAT PLANFORMLARI (KANAT ÖNÜ YUKARI TARAF ÜSTTEN GÖRÜNÜŞ).	69
ŞEKİL 78. BELİRTİLEN KANATLARIN TOPLAM SÜRÜKLEME DEĞERLERİ.	70
ŞEKİL 79. DENEYSEL ÇALIŞMALAR İÇİN KULLANILAN TEMEL KANAT PLAN ŞEKLİ....	71
ŞEKİL 80. DENEYSEL ÇALIŞMALAR İÇİN KULLANILAN TEMEL KANAT PROFİL ŞEKLİ. 72	
ŞEKİL 81. BASE VE O14 İÇİN KANAT PLANFORMLARI (KANAT HÜCUM KENARI ALTTA).	74
ŞEKİL 82. BASE VE O14 İÇİN KANAT PROFİLLERİ.	74
ŞEKİL 83. BASE, O14 VE M16.5 İÇİN KANAT PLANFORMLARI (KANAT HÜCUM KENARI ALTTA).....	76
ŞEKİL 84. BASE, O14 VE M16.5 İÇİN KANAT PROFİLLERİ.	76
ŞEKİL 85. BASE, O14, M16.5 VE M10 İÇİN KANAT PLANFORMLARI (KANAT HÜCUM KENARI ALTTA).	77
ŞEKİL 86. BASE, O14, M16.5 VE M10 İÇİN KANAT PROFİLLERİ.	78
ŞEKİL 87. BASE, O14, M16.5 VE M10 İÇİN FARKLI HIZLARDA SÜRÜKLEME KUVVETLERİ.	79
ŞEKİL 88. BÜTÜNDEN YARIMA DURUMU.	80
ŞEKİL 89. YARIM KANAT DURUMU.	80
ŞEKİL 90. TÜNEL DURUMU.	81
ŞEKİL 91. TEMEL KANAT KALDIRMA EĞRİSİ.	82
ŞEKİL 92. TEMEL KANAT SÜRÜKLEME EĞRİSİ.	82
ŞEKİL 93. O14 KANADI KALDIRMA EĞRİSİ.	83
ŞEKİL 94. O14 KANADI SÜRÜKLEME EĞRİSİ.	83
ŞEKİL 95. M10 KANADI KALDIRMA EĞRİSİ.	84
ŞEKİL 96. M10 KANADI SÜRÜKLEME EĞRİSİ.	84

ŞEKİL 97. M16.5 KANADI KALDIRMA EĞRİSİ.	85
ŞEKİL 98. M16.5 KANADI SÜRÜKLEME EĞRİSİ.	85
ŞEKİL 99. S1223 KANAT PROFİLİNİN AKIŞ DİYAGRAMLARI -2 DERECE HÜCUM AÇISI (SOL), 2 DERECE HÜCUM AÇISI (SAĞ), MA VD. (2009).	87
ŞEKİL 100. 10 M/S'DE TEMEL KANAT KALDIRMA KUVVETİ.....	87
ŞEKİL 101. 10 M/S'DE TEMEL KANAT SÜRÜKLEME KUVVETİ.....	88
ŞEKİL 102. 11 M/S'DE TEMEL KANAT KALDIRMA KUVVETİ.....	88
ŞEKİL 103. 11 M/S'DE TEMEL KANAT SÜRÜKLEME KUVVETİ.....	89
ŞEKİL 104. 12 M/S'DE TEMEL KANAT KALDIRMA KUVVETİ.....	89
ŞEKİL 105. 12 M/S'DE TEMEL KANAT SÜRÜKLEME KUVVETİ.....	90
ŞEKİL 106. 13 M/S'DE TEMEL KANAT KALDIRMA KUVVETİ.....	90
ŞEKİL 107. 13 M/S'DE TEMEL KANAT SÜRÜKLEME KUVVETİ.....	91
ŞEKİL 108. 14 M/S'DE TEMEL KANAT KALDIRMA KUVVETİ.....	91
ŞEKİL 109. 14 M/S'DE TEMEL KANAT SÜRÜKLEME KUVVETİ.....	92
ŞEKİL 110. 15 M/S'DE TEMEL KANAT KALDIRMA KUVVETİ.....	92
ŞEKİL 111. 15 M/S'DE TEMEL KANAT SÜRÜKLEME KUVVETİ.....	93
ŞEKİL 112. 16 M/S'DE TEMEL KANAT KALDIRMA KUVVETİ.....	93
ŞEKİL 113. 16 M/S'DE TEMEL KANAT SÜRÜKLEME KUVVETİ.....	94
ŞEKİL 114. 16.5 M/S'DE TEMEL KANAT KALDIRMA KUVVETİ.....	94
ŞEKİL 115. 16.5 M/S'DE TEMEL KANAT SÜRÜKLEME KUVVETİ.....	95
ŞEKİL 116. LAMİNAR AYRILMA BALONCUĞU, LEE VD. (2006).	96
ŞEKİL 117. KALDIRMA KUVVETİNİ ANORMALLİKLERİ SINIFLANDIRMALARI, LEE VD. (2006).....	96
ŞEKİL 118. 10 M/S'DE O14 KANADI KALDIRMA KUVVETİ.	97
ŞEKİL 119. 10 M/S'DE O14 KANADI SÜRÜKLEME KUVVETİ.	98
ŞEKİL 120. 11 M/S'DE O14 KANADI KALDIRMA KUVVETİ.	98
ŞEKİL 121. 11 M/S'DE O14 KANADI SÜRÜKLEME KUVVETİ.	99
ŞEKİL 122. 12 M/S'DE O14 KANADI KALDIRMA KUVVETİ.	99
ŞEKİL 123. 12 M/S'DE O14 KANADI SÜRÜKLEME KUVVETİ.	100
ŞEKİL 124. 13 M/S'DE O14 KANADI KALDIRMA KUVVETİ.	100
ŞEKİL 125. 13 M/S'DE O14 KANADI SÜRÜKLEME KUVVETİ.	101
ŞEKİL 126. 14 M/S'DE O14 KANADI KALDIRMA KUVVETİ.	101
ŞEKİL 127. 14 M/S'DE O14 KANADI SÜRÜKLEME KUVVETİ.	102
ŞEKİL 128. 15 M/S'DE O14 KANADI KALDIRMA KUVVETİ.	102
ŞEKİL 129. 15 M/S'DE O14 KANADI SÜRÜKLEME KUVVETİ.	103
ŞEKİL 130. 16 M/S'DE O14 KANADI KALDIRMA KUVVETİ.	103

ŞEKİL 131. 16 M/S'DE O14 KANADI SÜRÜKLEME KUVVETİ.	104
ŞEKİL 132. 16.5 M/S'DE O14 KANADI KALDIRMA KUVVETİ.	104
ŞEKİL 133. 16.5 M/S'DE O14 KANADI SÜRÜKLEME KUVVETİ.....	105
ŞEKİL 134. 10 M/S'DE M16.5 KANADI KALDIRMA KUVVETİ.	106
ŞEKİL 135. 10 M/S'DE M16.5 KANADI SÜRÜKLEME KUVVETİ.	107
ŞEKİL 136. 11 M/S'DE M16.5 KANADI KALDIRMA KUVVETİ.	107
ŞEKİL 137. 11 M/S'DE M16.5 KANADI SÜRÜKLEME KUVVETİ.	108
ŞEKİL 138. 12 M/S'DE M16.5 KANADI KALDIRMA KUVVETİ.	108
ŞEKİL 139. 12 M/S'DE M16.5 KANADI SÜRÜKLEME KUVVETİ.	109
ŞEKİL 140. 13 M/S'DE M16.5 KANADI KALDIRMA KUVVETİ.	109
ŞEKİL 141. 13 M/S'DE M16.5 KANADI SÜRÜKLEME KUVVETİ.	110
ŞEKİL 142. 14 M/S'DE M16.5 KANADI KALDIRMA KUVVETİ.	110
ŞEKİL 143. 14 M/S'DE M16.5 KANADI SÜRÜKLEME KUVVETİ.	111
ŞEKİL 144. 15 M/S'DE M16.5 KANADI KALDIRMA KUVVETİ.	111
ŞEKİL 145. 15 M/S'DE M16.5 KANADI SÜRÜKLEME KUVVETİ.	112
ŞEKİL 146. 16 M/S'DE M16.5 KANADI KALDIRMA KUVVETİ.	112
ŞEKİL 147. 16 M/S'DE M16.5 KANADI SÜRÜKLEME KUVVETİ.	113
ŞEKİL 148. 16.5 M/S'DE M16.5 KANADI KALDIRMA KUVVETİ.	113
ŞEKİL 149. 16.5 M/S'DE M16.5 KANADI SÜRÜKLEME KUVVETİ.	114
ŞEKİL 150. 10 M/S'DE M10 KANADI KALDIRMA KUVVETİ.	115
ŞEKİL 151. 10 M/S'DE M10 KANADI SÜRÜKLEME KUVVETİ.	116
ŞEKİL 152. 11 M/S'DE M10 KANADI KALDIRMA KUVVETİ.	116
ŞEKİL 153. 11 M/S'DE M10 KANADI SÜRÜKLEME KUVVETİ.	117
ŞEKİL 154. 12 M/S'DE M10 KANADI KALDIRMA KUVVETİ.	117
ŞEKİL 155. 12 M/S'DE M10 KANADI SÜRÜKLEME KUVVETİ.	118
ŞEKİL 156. 13 M/S'DE M10 KANADI KALDIRMA KUVVETİ.	118
ŞEKİL 157. 13 M/S'DE M10 KANADI SÜRÜKLEME KUVVETİ.	119
ŞEKİL 158. 14 M/S'DE M10 KANADI KALDIRMA KUVVETİ.	119
ŞEKİL 159. 14 M/S'DE M10 KANADI SÜRÜKLEME KUVVETİ.	120
ŞEKİL 160. 15 M/S'DE M10 KANADI KALDIRMA KUVVETİ.	120
ŞEKİL 161. 15 M/S'DE M10 KANADI SÜRÜKLEME KUVVETİ.	121
ŞEKİL 162. 16 M/S'DE M10 KANADI KALDIRMA KUVVETİ.	121
ŞEKİL 163. 16 M/S'DE M10 KANADI SÜRÜKLEME KUVVETİ.	122
ŞEKİL 164. 16.5 M/S'DE M10 KANADI KALDIRMA KUVVETİ.	122
ŞEKİL 165. 16.5 M/S'DE M10 KANADI SÜRÜKLEME KUVVETİ.	123

ŞEKİL 166. KANATLARIN 2.5 N KALDIRMA KUVVETİ YARATTIĞI ANDAKİ SÜRÜKLEME KUVVETLERİ.....	124
--	-----

ÖZET

Bu proje, performans ve geometrik kısıtlamalar altında şekil değiştirebilen kanatların aerodinamik eniyilemesi ve elde edilen aerodinamik sonuçların rüzgar tüneli testleri ile doğrulanması ile ilgilidir. Eniyileme hesaplamaları için, aerodinamik kaldırma ve sürükleme değerlerini hesaplayan akış çözücülerini geliştirilmiştir. Eniyileme çözücüsünü geliştirmek için, gradyan temelli bir eniyileme metodu kullanılmıştır. Geliştirilen çözücülerin sonuçları literatürde bulunan sonuçlarla karşılaştırılmış ve sonuçların uyumlu oldukları doğrulanmıştır.

Şekil değiştirebilen kanat eniyilemesi, kanadın düz ve sabit hızlı uçuş için seyir koşullarında eniyilenmesi ile başlamıştır. Sabit kanat eniyilemesi, profil şekli ve kanat şekli değişimi birlikte olmak üzere yapılmıştır. Eniyileme problemi seyir hızının altındaki ve üstündeki hızlar için çözülmüş ve bu sayede şekil değiştirebilen kanadın sürükleme kuvvet değerleri elde edilmiştir. Şekil değiştirebilen kanat eniyilemesi sadece profil şekli değişimi, sadece kanat şekli değişimi ile profil şekli ve kanat şekli değişimi birlikte olmak üzere üç yaklaşımla yapılmıştır.

Sonuçlara göre, şekil değiştirebilen kanadın beklentilere uygun olarak, kayda değer ölçüde düşük sürükleme kuvveti ürettiği gözlenmiştir. Bununla beraber, kanat şekli değişimi ile elde edilen sürükleme kuvveti azalması, sadece profil şekli değişimi ile elde edilenden belirgin bir şekilde fazladır.

Bu çalışmanın devamında aerodinamik tasarım aracından çıktı olarak alınan üç farklı şekil değiştirebilen kanat biçiminin ve bir baz kanat biçiminin, eniyileme kodunun doğrulanması amacıyla, ticari hesaplamalı akışkanlar dinamiği kodu ve yük hücresi ölçümleri ile deneysel olarak incelenmesinin sonuçları sunulmaktadır. Bütün eniyileme senaryoları mutabık akış hızlarında hesaplamalı akışkanlar dinamiği ve yük hücresi ile rüzgar tünelinde test edilmiştir. Bu deneylerin sonucunda kanadın kaldırma kuvveti ve sürükleme kuvveti geniş bir hücum açısı aralığında test edilmiştir. Bu değişkenlerin hesaplanması ile birlikte eniyileme kodundan alınan teorik hesaplamalar karşılaştırılmış ve eniyileme kodunun doğruluğunun belli koşullar ve senaryolar dahilinde geçerli olduğu ve güvenilir olduğu doğrulanmıştır.

Anahtar Kelimeler: Panel Metodu, Sınır Tabaka Akışı, Genel İndirgenmiş Gradyan Yöntemi, Şekil Değiştirebilen Kanat, Aerodinamik Eniyileme, Yük Hücresi Ölçümü, HAD, Aerodinamik Kaldırma Kuvveti, Aerodinamik Sürükleme Kuvveti

ABSTRACT

This project deals with aerodynamic optimization of morphing wings under performance and geometric constraints and validation of aerodynamic results with wind tunnel tests. In order to perform the optimization process, flow solvers computing aerodynamic lift and drag were developed as a function evaluator. A gradient based optimization method was used in order to develop the optimization algorithm. Obtained results were compared with the results in the literature and their agreement allowed validation of the developed computational tools.

Morphing wing optimization process started with a fixed wing optimization problem for a given cruise velocity at steady level flight for the baseline wing. Fixed wing optimization was performed for one case that is combined airfoil shape and planform change. The optimization problem was solved for velocities less and greater than the cruise velocity and drag polar curve of the morphing wing was obtained. Morphing wing optimization was performed for three cases that are only airfoil shape change, only planform change and combined airfoil shape and planform change. According to the results, remarkable drag reductions were obtained that is expected from a morphing wing. Nevertheless, drag reductions obtained with only planform morphing are significantly higher than those obtained with only airfoil shape morphing.

For complementing the numerical work, the study continued with computational and experimental investigation of three different morphing wing planforms and a baseline wing planform using a commercial CFD software and load cell measurements for the validation of the optimization code. The results of these analyses and experiments were used to extract lift and drag forces for a wide range of angles of attack. Relations between these parameters and drag of the optimized wing planforms are established in order to validate the optimization code. Final deduction of aerodynamic parameters ensures that the code that has been developed for the optimization of morphing wing planforms for different flight conditions is valid and useful under certain conditions and scenarios.

Keywords: Panel Method, Boundary Layer Flow, Generalized Reduced Gradient Method, Morphing Wings, Aerodynamic Optimization, Load Cell Measurement, CFD, Aerodynamic Lift, Aerodynamic Drag

1. GİRİŞ

Bu projenin ilk aşamasında öncelikli olarak kavram analizi yapılmıştır ve sonrasında detaylı literatür taraması yapılmıştır. Literatür araştırmasında henüz kavram aşamasında olan Dünya çevrelerince araştırılan konulara değinilmiştir. Ayrıca günümüzde bu konu ile ilgili varolan sistemler incelenmiştir, bu konularda yapılan çalışmalardan çıkan sonuçlar analiz edilmiştir. Bu çalışmanın sonunda ortaya ise bu çalışmaya verilen yön tartışılmış ve alınması gereken sonuçlar için altyapısı sağlam bir mühendislik öngörüsü oluşturulmuştur.

Projenin takip eden aşamasında teorik ve sayısal aerodinamik çözücünün temelleri ve metodu anlatılmıştır. Bu kısımda 3 boyutlu aerodinamik çözüm için panel metod çözücüsünün detayları ve bu konu için uygulama şekli anlatılmıştır. Buna ek olarak bu proje için geliştirilen panel metodun, güvenilir ticari çözücüler ile karşılaştırılması yapılmıştır. Karşılaştırılmalardan çıkan sonuçların tatmin edici olduğu görüldükten sonra, güvenilirliği kanıtlanan aerodinamik çözücü altyapısı kullanılarak, bu koda en iyileme çözücüsü eklenmiştir. En iyileme kodunun detayları örnek çözümler ile anlatılarak uygunluğu tartışılmış ve aerodinamik çözücü ile birlikte nasıl çalışılacağı anlatılmıştır. Bir sonraki aşamada ise çalışmanın deneysel kısmında yapılan çalışmalar anlatılmıştır. Bu çalışmaların ilki olarak rüzgar tüneline test edilecek kanatların tasarımı, test düzeneğinin tasarımın neler göz önünde bulundurularak tasarlandığı anlatılmıştır. Sonrasında ise kesinleşen tasarımların üretim aşamaları anlatılıp, test düzeneğinin tamamının entegrasyon faaliyetleri sunulmuştur. Üretim faaliyetleri ardından deneysel çalışmaların icra edileceği ekipmanlar tek tek tanıtılıp, teknik özellikleri incelenmiştir. Sonrasında bütün bu ekipmanların ölçüm sırasında oluşturacağı kombine hata oranları incelenmiş ve toplam öngörülen hata oranı hesaplanmıştır. Projenin devamında, aerodinamik tasarım kodundan bu proje için alınan kanat yapıları ve bunların deney senaryolarına göre ticari olarak kabul görmüş hesaplamalı akışkanlar dinamiği koduyla simülasyonları gerçekleştirilmiştir. Çalışmanın bu parçası dahilinde ağ geometrisi oluşturulmuş, sınır tabak koşulları hesaplanmış ve uygulanmış, çözücü ve türbülans modeli seçilmiştir.

Raporun son kısmında ise bulgular ve sonuçlar sunulmuştur. Öncelikle aerodinamik tasarım kodunun bu proje için modifikasyonları anlatılmıştır, sonrasında ise öngörülen deney senaryoları için eniyilenmiş kanat geometrileri elde edilmiştir. Elde edilen kanat geometrileriyle elde edilen hesaplamalı akışkanlar dinamiği sonuçları sunulmuştur. Sonrasında ise bu kanatların test düzeneği ile birlikte icra edildiği rüzgar tüneline deneylerinin detayları ve sonuçları verilmiştir. Proje raporunun bu kısmının sonunda ise elde edilen bütün sonuçların her bir kanat geometrisi için karşılaştırılmalı grafikleri sunulmuş ve elde edilen bulgular incelenmiş ve tartışılmıştır. Son olarak ise eniyileştirilmiş kanat geometrilerinin, baz kanat geometrisi ile 2.5 N kaldırma kuvveti yarattığı andaki sürüklenme kuvvetleri karşılaştırılmış ve çalışmanın geçerliliği doğrulanmıştır.

Proje raporunun sonuç kısmında ise yukarıda bahsi geçen bütün çalışma ve araştırmaların sonunda elde edilen sonuçlar ve bulgular özetlenmiş ve sonuçlandırılmıştır.

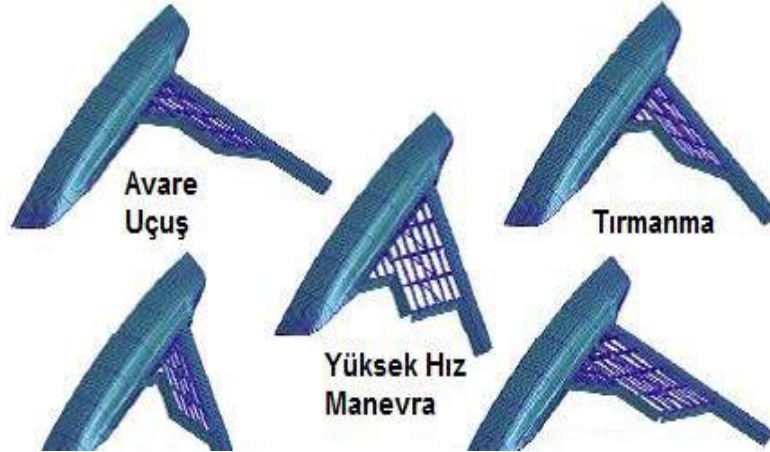
2. LİTERATÜR ÖZETİ

Şekil değiştirebilen kanat biçimleri havacılık tarihinin başlangıcından beri arzulanan ve doğada görülüp uygulanmaya çalışılan bir kavramdır. Ancak şu ana kadar yaşanan süreçte teknoloji yetersizliklerden dolayı doğanın kendisi kadar başarılı olan bir teknoloji hayata geçirilememiştir. Şekil 1’de doğadaki şekil değiştirebilme yeteneğinin örnekleri görülebilir.



Şekil 1. Farklı uçuş rejimlerinde şahin kanatlarının aldığı biçimler.

Günümüz havacılık teknolojisi, sabit kanat zorunluluğundan dolayı uçak tasarımlarının tek bir uçuş koşulu için uygun hale getirilmesini gerektirmektedir. Ancak, farklı uçuş durumları (kalkış, tırmanış, dalış, iniş vb.) için en iyi aerodinamik performans için farklı kanat yapıları gerekmektedir. Öte yandan değişken şekilli aerodinamik yapılar hem uçuş performansını artıracak hem de yakıt tasarrufu sağlayacaktır. Şekil 2’de farklı uçuş halleri için kanadın en uygun şekilleri görülmektedir.

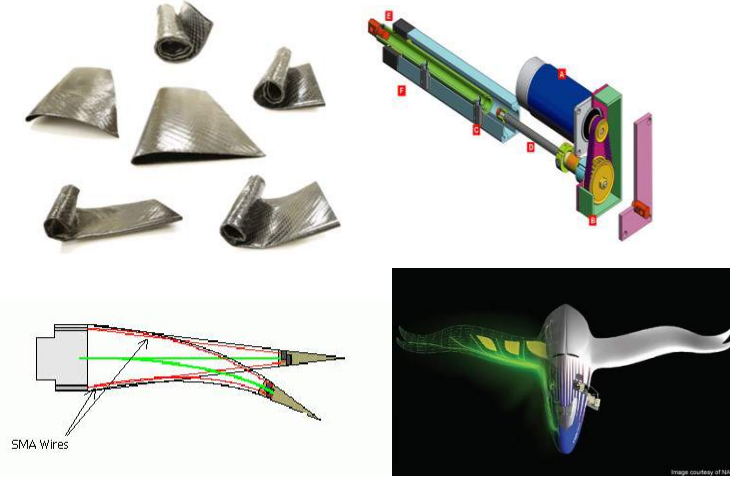


Şekil 2. Farklı uçuş koşulları için en uygun kanat şekilleri, Canfield ve Westfall (2008).

Her ne kadar bir hava aracını “şekillendirilebilir” olarak nitelendirmek için kesin bir sayısal ölçüt bulunmasa da, kanat açıklığının %200, Kanat alanının %50 ve kanat süpürme açısının 20° değiştirilmesi literatürde genel kabul görmüş değerlerdir, Skillen ve Crossley (2007). Konvansiyonel kumanda yüzeylerinde sahip olmayan uçaklar da “şekillendirilebilir” olarak tanımlanmaktadır.

Teknolojideki gelişmeler ile birlikte değişebilen kanat yapıları konusuna duyulan ilgi artmaktadır. Şekil 3'de görülen hafızalı alaşımlar, kompozit terzileme metodu, sensörler, aktüatörler ve nano ile mikro teknoloji şekil değiştirebilen kanat yapılarının uygulanabilme potansiyelini hayli yüksek kılmaktadır. Bu teknolojilerin uygulanması ile geliştirilebilecek şekil değiştirebilen kanatlı uçakların getireceği avantajlar aşağıda sıralanmıştır, Özgen vd. (2010);

1. Uçuş zarfının geliştirilmesi,
2. Geleneksel kontrol yüzeylerinin yerine geçmesi ve sistem karmaşıklığının azaltılması,
3. Sistem karmaşıklığının azalması ile birlikte hava akışının pürüzsüz hale getirilip, kaldırma kuvvetinin artması ve sürüklenme kuvvetinin azalması,
4. Üretim maliyetlerinin azaltılması,
5. Uçağın boş ağırlığının azaltılıp karşılığında faydalı yük artışının sağlanması,
6. Güç ve yakıt tasarrufu konusunda başarı sağlanması.



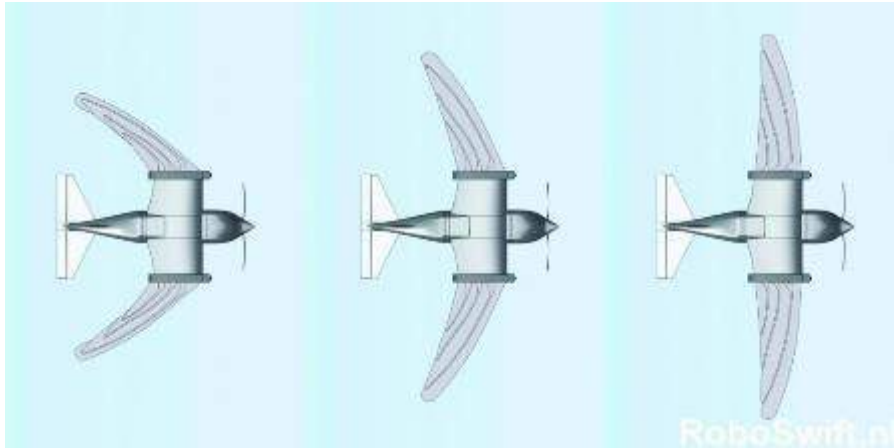
Şekil 3. Hafızalı alaşımlar (sol üst), kompozit terzileme metodu (sol alt), sensörler ve aktüatörler (sağ üst) ve nano ve mikro teknoloji (sağ alt).

Uçakların dış geometrik yapılarının, uçuş performansını ve uçuş dinamiğini etkileyen en önemli etken olmalarından dolayı, dünyanın önde gelen savunma sanayi firmaları bu konuda önemli çalışmalar yürütmektedir. Geliştirilen veya kavramsal olarak tasarlanan şekil değiştirebilen kanat yapısı örnekleri Şekil 4 ve Şekil 5'te görülebilir.



Şekil 4. Lockheed Martin katlanır kanat yapısı.

Bu teknoloji tam anlamıyla bir disiplinler arası çalışma olmakla birlikte, en iyileştirme ile dış geometrinin tasarlanmasında en büyük pay aerodinamik tasarımcılara düşmektedir. Zira olması gereken dış geometri, uçuş zarfı dahilinde en uygun performansı sağlayacak geometridir. Şekil 6'da görülen NextGen firmasının uzaktan kumandalı uçağının ilk olarak 1 Ağustos 2006 tarihinde uçtuğu rapor edilmektedir. Uçuş sırasında hızın 100 knot (185 km/saat) civarında olduğu, kanat alanının %40, kanat açıklığının ise %30 mertebesinde değiştirildiği belirtilmektedir. Kanat ok açısının ise 15-35 derece aralığında değiştirilebildiği bilinmektedir. Kanatları şekil değiştirme yeteneğine sahip uçak tasarımı sadece insansız hava araçları ile sınırlandırılmamalıdır. 2009 yılında *Air Force Magazine* editörünün kaleme aldığı yazıda, 6. nesil muharip uçakların tasarımında uçuş sırasında şekil değiştirme yeteneğinin olabileceği ve bu şekil değişikliğinin hız, ya da yapısal mukavemet özelliğine göre en iyileştirileceği belirtilmiştir, Tirpak (2009).

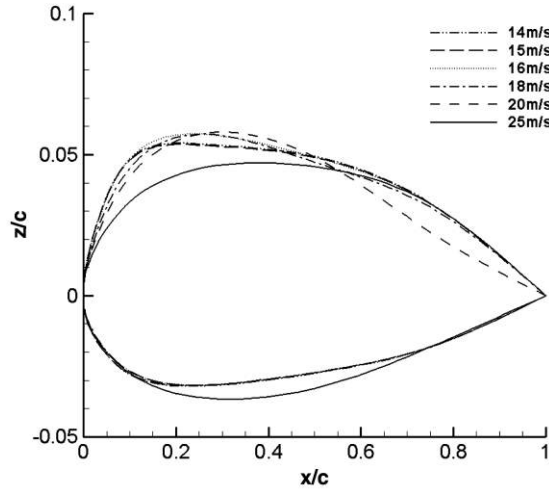


Şekil 5. Roboswift açısı değişebilir kanat yapısı.



Şekil 6. NextGen firmasının “değişken açı, değişken veter” konsepti.

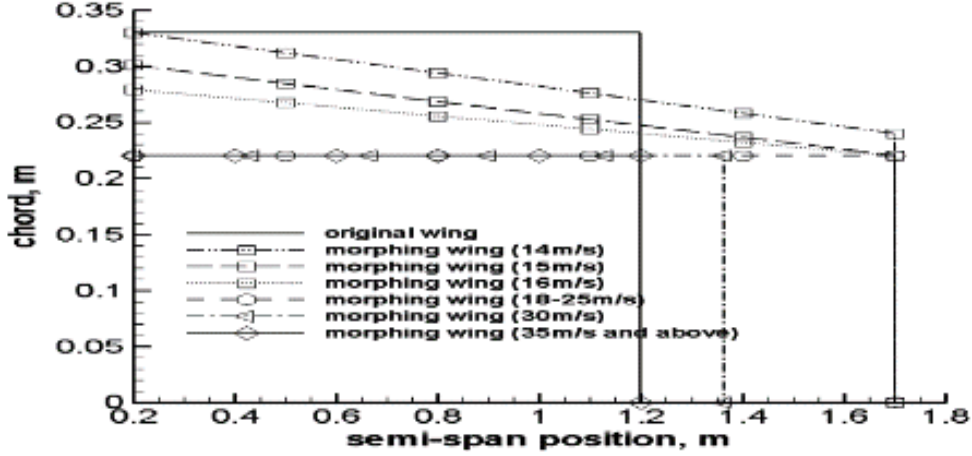
Şekil değiştirebilen kanatlarla ilgili yapılan tasarım çalışmalarında uçuş zarfının düz uçuş ya da seyir evresinde sürüklenme kuvvetinin azaltılması amaçlanmıştır. Bu sayede hava aracı daha az yakıt harcamakta, menzili ve havada kalma süresi artmaktadır. Gamboa ve arkadaşları yaptıkları çalışmada, kanat üzerinde kuvvet analizi yaparak düz uçuş sırasında farklı hızlarda sürüklenme kuvvetini en aza indirmek için Şekil 7’de görülen eniyilenmiş kanat kesitlerini bulmuşlardır, Gamboa vd. (2009).



Şekil 7. Düz uçuş sırasında farklı hızlarda en düşük sürüklenme kuvvetine sahip kanatçık kesitleri, Gamboa vd. (2009).

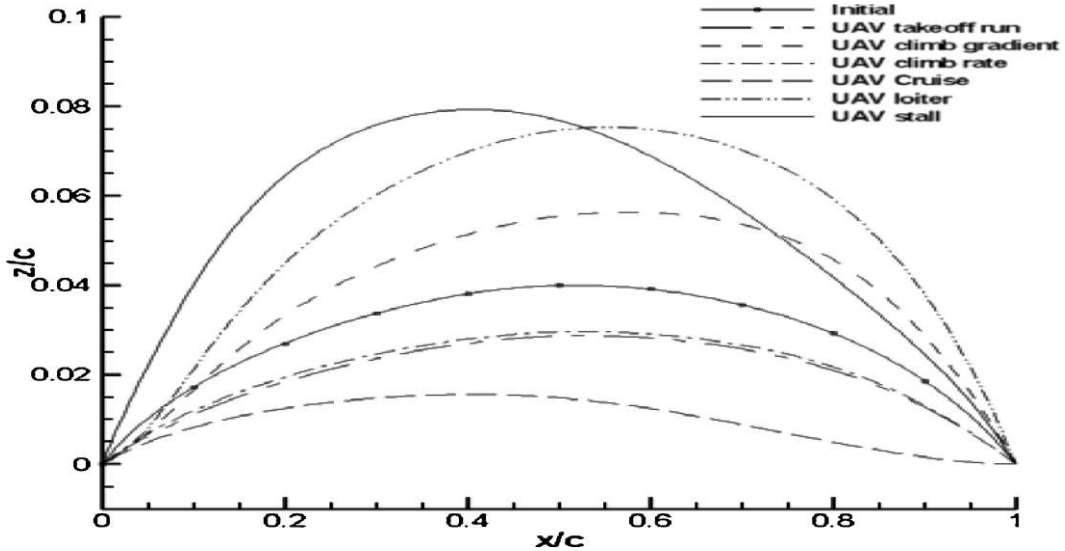
Aynı çalışmada yapısal ve aerodinamik analiz araçlarını birleştirerek şekil değiştirebilen kanatların da en iyileştirilmesi üzerine çalışılmıştır. Burada da hedef, kanat üzerinde oluşan sürüklenme kuvvetini en aza indirmektir. Çalışmada kanadın kamburluk eğrisini değiştirmek için kullanılan servomotorların yeri tasarım değişkeni olarak, bunların dikey eksen

yaratabildiği yer değiştirme ise en iyileştirme metodunda kısıtlama olarak tanımlanmıştır. Ayrıca kök ve uç veterlerinin boyu, kanat genişliği, ok açısı tasarım değişkeni olarak, bu parametrelerin azalma ve artma sınırları ise kısıtlama olarak en iyileştirme metodunda tanımlanmıştır. Elde edilen sonuçlar Şekil 8’de görülmektedir.



Şekil 8. Farklı hızlarda eniyilenmiş kanatlar, Gamboa vd. (2009).

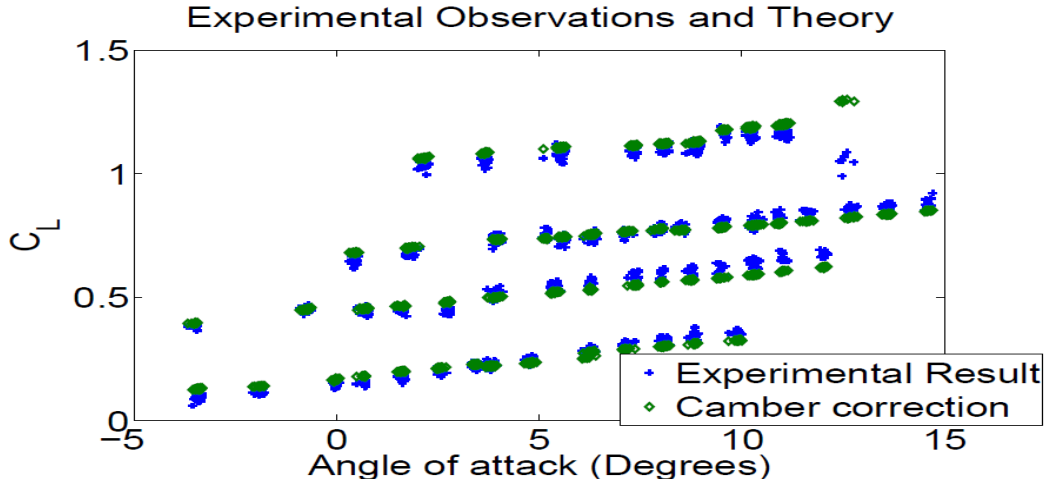
Secanell ve arkadaşları ise uçuş zarfındaki her bir görev için eniyilenmiş kamburluk eğrilerini yukarıdaki çalışmaya benzer metotlarla Şekil 9’da gösterildiği gibi bulmuşlardır. Elde edilen sonuçlara göre kanadın şekil değiştirebilmesi için, kamburluk eğrisini değiştirebilen bir mekanizmaya ve yüksek hücum açılarında hücum kenarındaki kalınlığı değiştirebilen ve muhtemelen hava ile şişebilen bir mekanizmaya ihtiyaç duyulmaktadır, Secanell vd. (2006).



Şekil 9. En iyileştirme için başlangıç kamburluk eğrisi ve uçuş zarfındaki görevler için eniyilenmiş kamburluk eğrileri, Secanell vd. (2006).

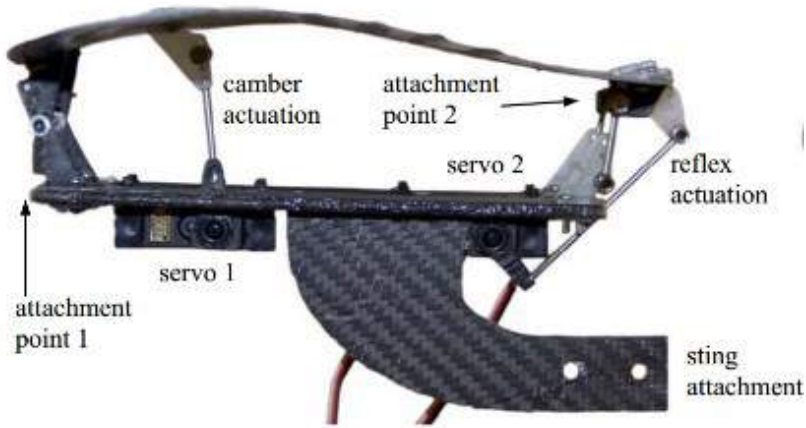
Majji ve arkadaşları çalışmalarında şekil değiştirebilen bir kanadın akış ayrılmasını incelemişler ve çoğu kanat yapısında akışının ayrıldığı 15 derece ve daha üst derecelerde

uygun şekil değiştirmeler ile akışın ayrılmamasını sağlamışlardır. Şekil 10'da elde edilen teorik ve deneysel veriler görülebilir, Maji vd. (2007).



Şekil 10. Kanat taşıma kuvveti katsayısının hücum açısı ile değişimi, Maji vd. (2007).

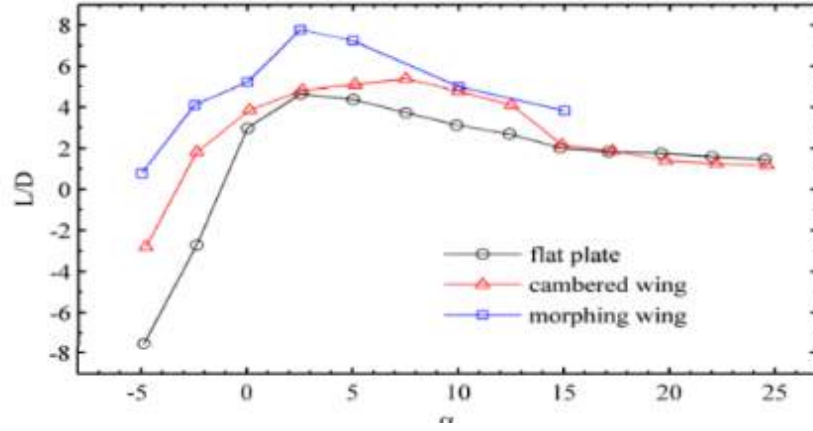
Başka bir kanat profili kambur iyileştirme çalışması Boria ve arkadaşları tarafından gerçekleştirilmiştir. Bu çalışmada kanat profili kamburunu düzeltmek amacıyla iki adet servo kullanılmış ve bu servolar sayesinde kambur yapısı pozitif ve negatif olmak üzere değiştirilebilmiştir. Bu servolardan bir tanesi kanat profili uzunluğunun %21'ine yerleştirilmiştir ve kambur yapısını pozitif biçimde değiştirmektedir. Diğer servo ise kanat profili sonuna yerleştirilmiştir ve kamburu negatif yönde değiştirmektedir. Bu servolar ve kanat yapısı Şekil 11'de görülmektedir, Boria vd. (2009).



Şekil 11. Zimmerman kanadı kambur değiştirme mekanizması, Boria vd. (2009).

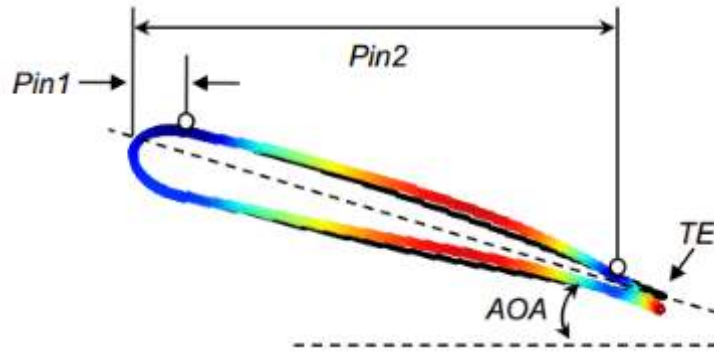
Boria ve arkadaşları bu çalışmada bahsi geçen kanat yapısını rüzgar tüneline anlık değişimlere göre kendini adapte edecek şekilde test etmişlerdir. Rüzgar tüneline anlık aldıkları verileri bir bilgisayar yardımı ile işleyerek çıkan sonuçlara göre anlık kanat yapısını modifiye etmişlerdir. Bütün hücum açıları içi yapılan rüzgar tüneline deneylerinde, kaldırma kuvvetinin

sürükeme kuvvetine oranı eniştirilmiştir ve Şekil 12'de görülen deneysel sonuçlarda bu oranın %50 oranında arttırdığı görülmüştür, Boria vd. (2009).



Şekil 12. Şekil değiştirilebilen kanat biçimi kaldırma-sürükeme kuvveti oranı, Boria vd. (2009).

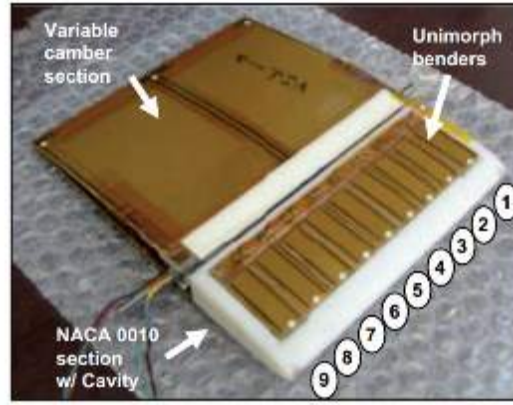
Bilgen ve arkadaşları, şekilde değiştirilebilen kanat yapılarının piezoelektrik malzemeler yardımıyla şekil değiştirilmesini sağlayan bir öneri ortaya atmışlardır. Bu çalışmada şekil değiştirilebilmek amacıyla Makro fiber kompozit malzemelerin yapısal esneklik ve fiziksel dayanıklılık özelliklerinden dolayı kullanılması önerilmiştir. Bu çalışmada, Şekil 13'te de gösterilen tasarımda, biri kanat profilinin üstünde diğeri altında olan iki adet şekil değişiminde kullanılan aktüatör kullanılmıştır, Bilgen vd. (2010).



Şekil 13. Kanat profilinin uyarılmış ve uyarılmamış hallerinin gösterimi, Bilgen vd. (2010).

Bu çalışma dahilinde sunulan konseptin sonuçlarını alabilmek amacıyla MATLAB ve XFOIL programları kullanılmıştır. XFOIL programı aerodinamik kuvvetleri ve kanat üzerindeki basınç dağılımını hesaplamak amacıyla, MATLAB ise optimum kaldırma-sürükeme kuvveti oranının bulunmasında sayısal eniyileme için kullanılmıştır, Bilgen vd. (2010).

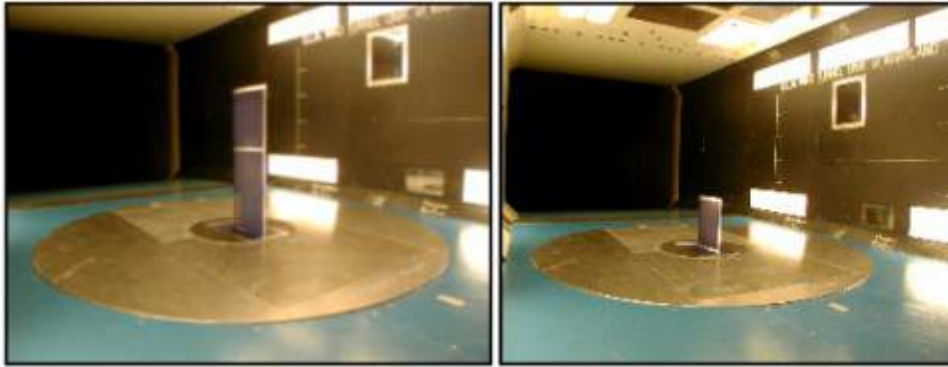
Bu çalışmanın devamı olan çalışmada, Bilgen ve arkadaşları bu konsept kanadı üreterek, çalışmayı bir adım öteye taşımışlardır. İki yönlü çalışan aktüatörler ve bükücüler kanadın şekil değiştirilebilmesi amacıyla kullanılmıştır, Bilgen vd. (2011).



Şekil 14. Şekil değiştirebilen malzemeler ile kambur değişimli kanat profili, Bilgen vd. (2011).

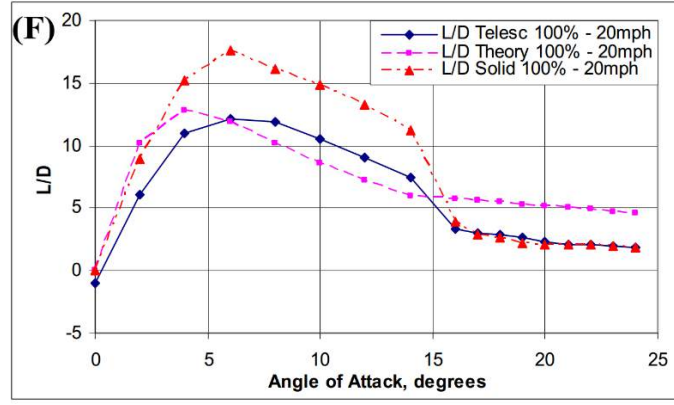
Bu çalışmanın deneysel sonuçlarına göre şekil değiştirebilen malzemelerin uygun bir şekilde uyarılması durumunda, kaldırma kuvvetinde önemli miktarda artış gözlenmektedir. 5 m/s'de yapılan rüzgar tüneli deneylerinin sonuçlarından kaldırma kuvveti katsayısının %18.4 arttığı görülmüştür, Bilgen vd. (2011).

Şekil değiştirebilen kanatların kambur optimizasyonu dışında, teleskopik kanat açıklığı değişimi de fazlasıyla incelenen bir konsepttir. Blondeau ve arkadaşları tarafından bu konu üzerinde yapılan çalışmada, pnömatis teleskopik kanat mekanizması geliştirilmiştir, Şekil 15, Blondeau vd. (2003).



Şekil 15. Pnömatik teleskopik kanat biçiminin uzun ve kısa halleri, Blondeau vd. (2004).

Blondeau ve arkadaşları bu mekanizma üzerinde sayısız rüzgar tüneli testleri icra etmiştir. Bu testlerde pnömatis mekanizmalı kanat, yekpare üretilmiş kısalma yetenği olmayan kanat ve plaka kullanılmıştır. Bu deneylerde, kanadın uzun ve kısa durumlarının aerodinamik özellikleri hakkında araştırma yapılmıştır. Beklendiği üzere, kanadın uzun hali daha fazla kaldırma-sürüklenme oranına sahiptir. Ancak, şekil değiştirebilen kanadının uzun halinin kaldırma-sürüklenme oranı yekpare kanada göre daha düşüktür. Bunun sebebi ise şekil değiştirebilen kanadın mekanizması yüzünden oluşan kanat yüzeyindeki kusurlardır, Şekil 16, Blondeau vd. (2003, 2004).



Şekil 16. Kanat biçimlerinin aerodinamik sonuçları

3. GEREÇLER VE YÖNTEM

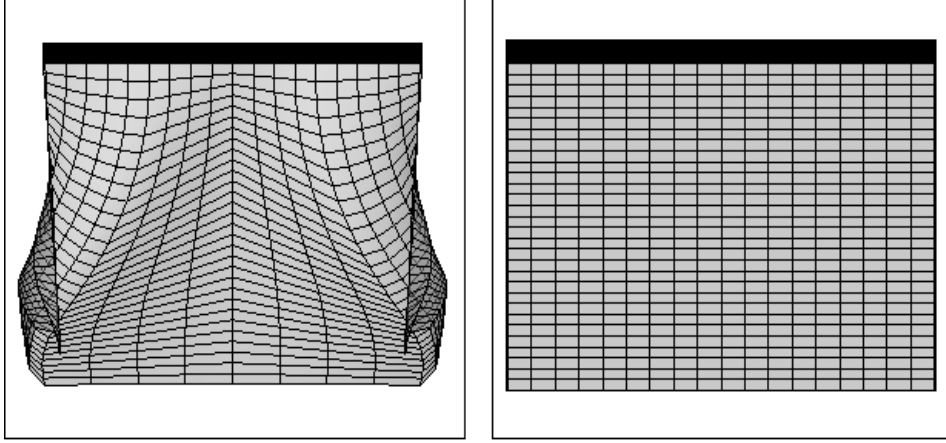
3.1 Panel Metot Çözücüsü

En iyileştirme problemi çözümlerinin elde ettiği sonuçların doğrulanması için kullandıkları fonksiyon hesaplayıcılarının elde ettiği sonuçların doğruluğunun ispatlanması gerekmektedir. Bu projede fonksiyon hesaplayıcılarından birisi de panel metoduna dayalı akış çözümlüdür. Geometri üzerinde sabit şiddetli kaynak ve girdap halkası elemanlarının oluşturulmasına dayalı panel yönteminde Dirichlet sınır koşulları uygulandığında sabit şiddetli kaynak değerleri serbest akışa bağlı olarak hesaplanırken, girdap halkası değerleri bilinmeyen olarak bırakılır, Katz ve Plotkin (2001). Bu proje kapsamında, panel metot yöntemi geliştirilirken yapılan uygulamalar aşağıda gibidir.

1. İz bölgesi yaratımı,
2. Yinelemeli basınç temelli Kutta şartı (iterative pressure Kutta condition) sağlanması,
3. Kanadın etki matrisinin boyutunun azaltılması,
4. Çözüm süresinin azaltılması için genel panel metot denkleminin çözüm metodunun değiştirilmesi.

3.1.1 İz Bölgesi Yaratımı

Kanadın arkasındaki iz geometrisi, Kutta şartının uygulanmasında büyük bir önem teşkil etmektedir. İz bölgelerinin geometrisi iki farklı varsayım ile şekillendirilmektedir. Birinci varsayım iz panellerinin net kuvvetinin sıfır olduğudur, Morino ve Suciu (1977). İkinci varsayım, iz akışının hız vektörüne teğet olması gerektiğidir, Suciu (1975). Bu varsayımları karşılamak için çözüm süresini uzatan yinelemeli işlem süreci uygulanmaktadır. Buna ek olarak eğer kanat dönüş hareketi yapmıyorsa, Suciu'nun çalışmasında gösterildiği üzere iz bölgesinin kanat yüklenmesinde gözle görülür bir etkisi bulunmamaktadır, Suciu ve Morino (1976). Bu durumdan emin olmak adına Şekil 17'de gösterilen iki farklı iz bölgesi yaratılmıştır.



Şekil 17. Aynı kanat için iki farklı iz dizilimi.

Soldaki şekilde, dürülmüş iz bölgesi, Gaggero ve Brizzolara'nın açıklık oranı 6 olan sahip olan dikdörtgen kanat çalışmasına dayanılarak yaratılmıştır, Gaggero ve Brizzolara (2007). Sağda ise, düz iz bölgesi kanadın kaçış kenarı koordinatları göz önünde bulundurularak yaratılmıştır.

3.1.2 Yinelemeli Basınç Temelli Kutta Şartının Sağlanması

Kutta şartına göre taşıma yüzeyi etrafındaki akışın firar kenarından belirli bir hızla ayrılması gerekmektedir. Morino'nun klasik metodunda kanat kesitinin firar kenarındaki alt ve üst panellerin teğet hızları eşitlenerek Kutta şartı sağlanmaktadır. Bu durum ise bize Denklem 1'i vermektedir.

$$\Gamma_m = \phi_m^+ - \phi_m^- \quad (1)$$

Yukarıdaki denklemde m kanat açıklığı boyunca olan kanat kesiti sayısını ifade etmektedir. Γ iz bölgesinin girdap gücünü, ϕ ise kaçış kenarındaki m'inci kesitin girdap gücünü temsil etmektedir. + ve - işaretleri sırasıyla kaçış kenarının üst ve alt kısımlarını temsil etmektedir. Ancak bu metod, Kutta şartının üç boyutlu kullanımı için yetersiz kalmaktadır. Çünkü 3 boyutlu akışlarda teğet hıza ek olarak açıklık boyunca da hız bileşeni oluşmaktadır. Bu yüzden kaçış kenarında basınç farkı olmaması için Denklem 2'de gösterilen yinelemeli basınç temelli Kutta şartı uygulanmalıdır. Bu sayede alt ve üst yüzdeki hız farkları teğet ve açıklık boyunca oluşan hız farkları en aza indirilir.

$$\Delta C_p = C_{p_{T,E}^+} - C_{p_{T,E}^-} = 0 \quad (2)$$

Basıncın davranışı doğrusal olmadığı için, yukarıdaki denklemi sağlamak adına yineleyici bir yöntem gerekmektedir. Basınç, iz bölgesinin girdap güçlerinin (Γ) bir fonksiyonu olduğundan ötürü, Newton'un yineleyici metodu için Denklem 3 kullanılmaktadır, Hsin (1987).

$$[\Gamma^{k+1}] = [\Gamma^k] + \left(\frac{[\Delta C_p^k] - [\Delta C_p^{k-1}]}{[\Gamma^k] - [\Gamma^{k-1}]} \right) [\Delta C_p^k] \quad (3)$$

Denklem 4'te genel panel metod denklemi gösterilmektedir.

$$[A][\phi] + [B][\Gamma] = [RHS] \quad (4)$$

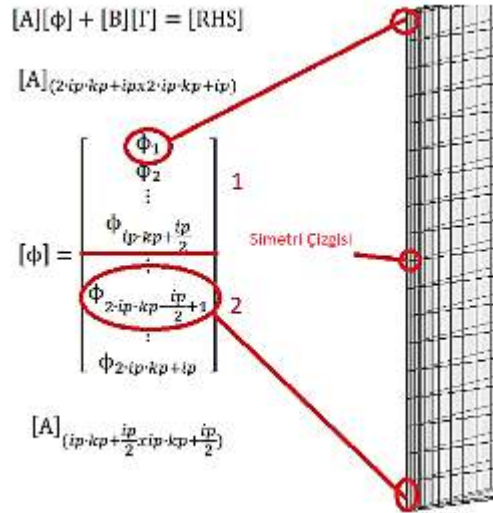
Denklem 4 içindeki A ve B matrisleri kanat ve iz bölgesi panellerinin etki matrisleridir. Sağ tarafta kalan matris Dirichlet sınır koşullarını uygulayarak ve bununla birlikte kanat panellerinin kaynak güçlerini gelen akışın bir fonksiyonu olarak tanımlayarak elde edilir. Yineleme metodu, Morino'nun metodu uygulanarak elde edilen başlangıç değerleri kullanılarak başlatılır. Sonuç olarak Γ^{k-1} ve ΔCp^{k-1} değerleri elde edilir. Γ^k Denklem 5'te gibi tanımlanmaktadır.

$$[\Gamma^k] = t * [\Gamma^{k-1}] \quad t \ll 0.1 \text{ iken} \quad (5)$$

Bu bağıntıdan sonra, ΔCp^k değerleri elde edilir. Denklem 3'e göre ΔCp^{k+1} 'in hesaplanması için ihtiyaç duyulan bütün değerler hazır bulunmaktadır. Newton'un yineleme metodu ΔCp^{k+1} dizisinin normu $5 \cdot 10^{-3}$ olana kadar devam eder, Pyo (1995).

3.1.3 Sistemdeki Matrislerin Boyutunun Azaltılması

Simetri yasası kullanılarak, kanadın kök kısmına göre birbirine simetrik olan paneller aynı girdap gücüne sahiptir. Sonuç olarak sistemin matrisindeki eleman sayısı bu benzerlik kullanılarak 4'te 1'ine indirilir, Şekil 18.



Şekil 18. Simetri yasasının gösterimi.

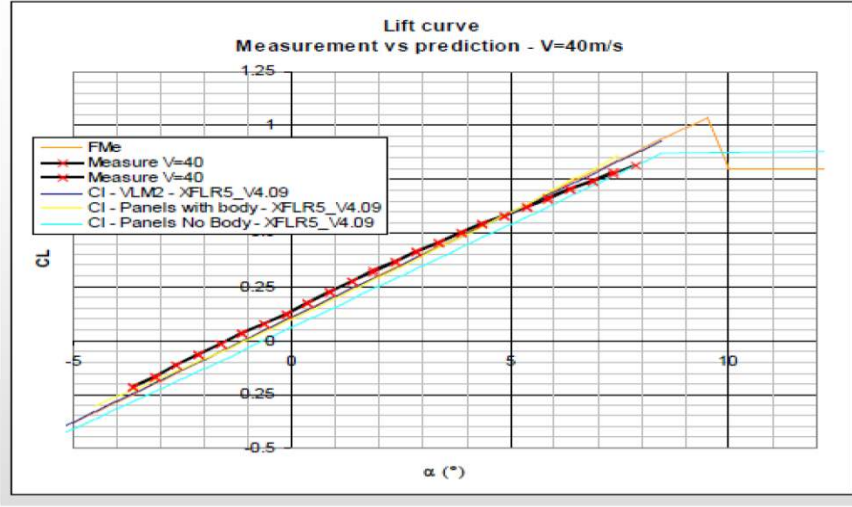
3.1.4 Çözüm Süresinin Azaltılması İçin Genel Panel Metot Denkleminin Çözüm Metodunun Değiştirilmesi

Denklem 4'te bilinenler bir tarafa bilinmeyenler diğer tarafa toplandığında çözüm ya A matrisinin tersi bulunarak, Gauss eleme yöntemiyle, ya da lineer sistem çözümüyle, yine Gauss eleme yöntemiyle, elde edilecektir. Yinelemeli basınç temelli Kutta şartı uygulandığında Denklem 6'da gösterilen ve yukarıda bahsedilen 1. metot olan A matrisinin tersinin bulunarak çözüm üretilmesi ile, 2. metottan daha kısa sürede çözüm bulunacağı tahmin edilmektedir.

$$[\phi]^{k+1} = [\phi]^k - [A]^{-1}[B]([\Gamma]^{k+1} - [\Gamma]^k) \quad (6)$$

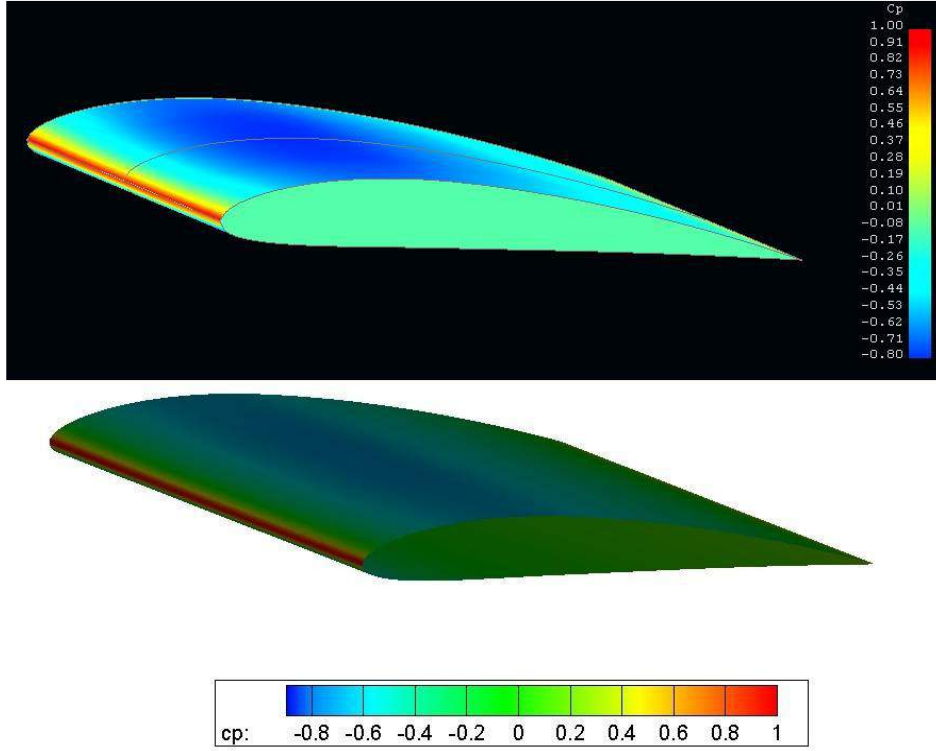
3.1.5 Geliştirilen Çözücünün Xflr5 Programı İle Karşılaştırılması

XFLR5 programı Mark Drela tarafından geliştirilen Xfoil adlı kodun üzerine birkaç özellik ve ara yüz eklenerek yapılan ücretsiz ancak açık kodlu ve ticari olmayan bir potansiyel akış çözücü programdır. Program içerisinde geometri tanımlayarak ve bunların üzerinde paneller oluşturularak farklı koşullarda 2 boyutlu ve 3 boyutlu akış analizi yapılabilmektedir. Bu programın doğruluğu ise çeşitli yayınlarda kanıtlanmıştır. Jibe2 adlı uçak için yapılan deneysel çalışmalar ve XFLR5 analizleri Şekil 19'da gösterilmiştir. Bu analizler sonucunda deneysel sonuçlara yakın veriler elde edilmiştir, Deperrois (2008).

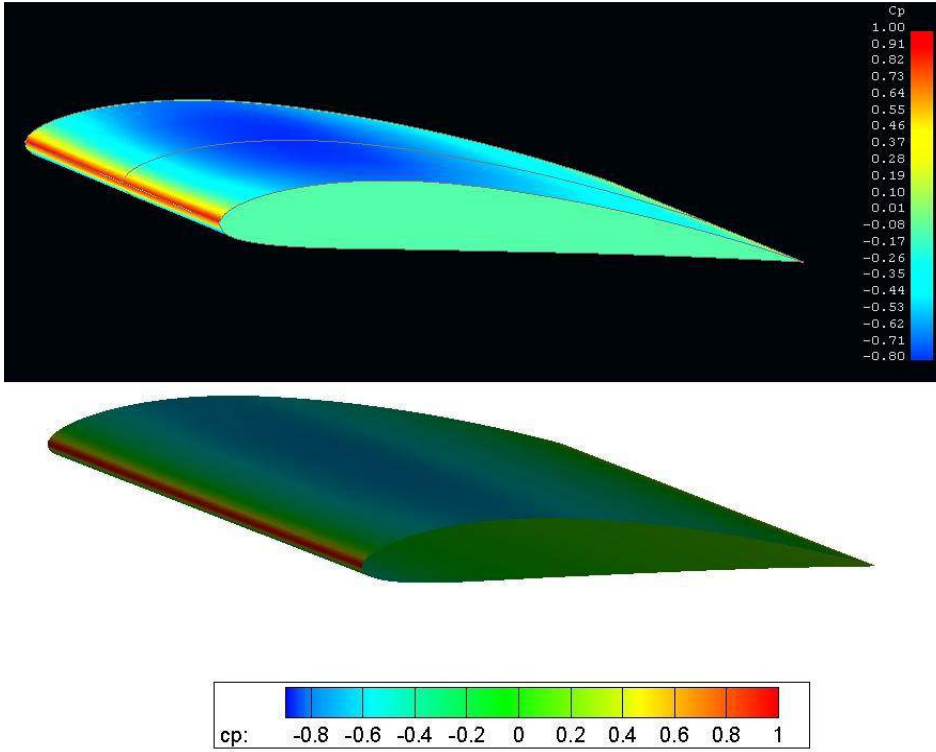


Şekil 19. Jibe2 uçağı için deneysel ve Xflr5 değerleri karşılaştırması [18].

Şekil 13'te de görüldüğü gibi XFLR5 programı farklı hücum açılarında taşıma kuvveti katsayısı değerlerini deneysel sonuçlar ile oldukça yakın bulmaktadır. Bu durum XFLR5'i mevcut çalışmada geliştirilen pan3d.f koduyla karşılaştırmak için güvenilir bir kaynak haline getirmektedir. Bu karşılaştırma taşıma kuvveti katsayısı (C_L) ve indüklenen sürükleme kuvveti katsayısı (C_{Di}) üzerinden yarım kanat yapısı için yapılmıştır. Karşılaştırma dahilinde havanın özgül ağırlığı 1.225 kg/m^3 ve akış hızı 30 m/s alınmıştır. Şekil 20, Şekil 21, Tablo 1 ve Tablo 2'de açıkça görüldüğü üzere XFLR5 ve pan3d.f kodu birbirine oldukça yakın çıktılar vermiştir.



Şekil 20. Kanat üzerindeki basınç katsayısı dağılımı XFLR5 (üst), pan3d.f (alt) (NACA 4412, $c_r = 0.4$ m., $b/2 = 3$ m., $\lambda = 0$, $\Lambda = 0$, $\Gamma = 0$, $\theta = 0$, $\varphi = 0$).



Şekil 21. Kanat üzerindeki basınç katsayısı dağılımı XFLR5 (üst), pan3d.f (alt) (NACA 4412, $c_r = 0.4$ m., $b/2 = 3$ m., $\lambda = 0.5$, $\Lambda = 5^\circ$, $\Gamma = 5^\circ$, $\theta = 0$, $\varphi = 5^\circ$).

Tablo 1. Farklı hücum açılarında taşıma kuvveti katsayıları ve sürüklenme kuvveti katsayıları (NACA 4412, $c_r = 0.4$ m., $b/2 = 3$ m., $\lambda = 0$, $\Lambda = 0$, $\Gamma = 0$, $\theta = 0$, $\varphi = 0$).

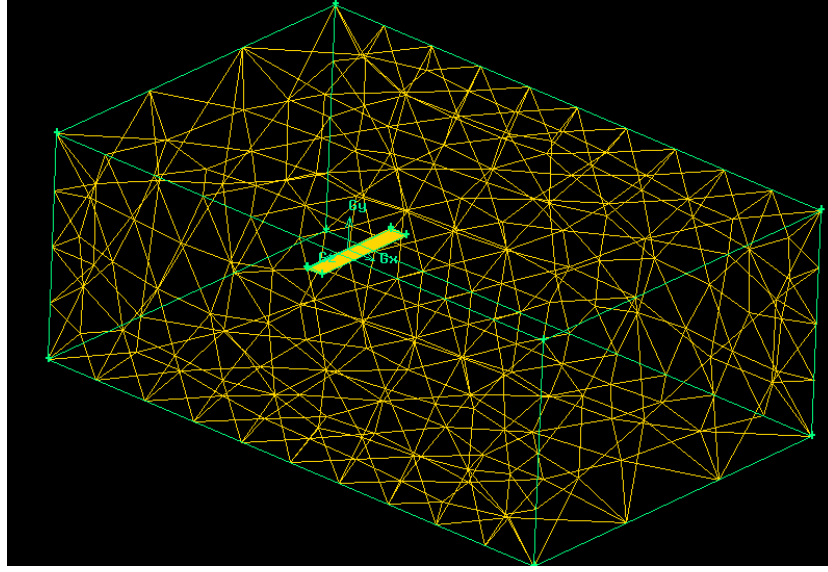
Hücum Açısı (α)	pan3d.f		XFLR5	
	C_L	C_{Di}	C_L	C_{Di}
0	0.4104	0.0059	0.4191	0.006
2	0.5993	0.01728	0.6033	0.01553
4	0.7881	0.02032	0.7904	0.02183
6	0.9732	0.03105	0.9812	0.03224
8	1.1569	0.04393	1.1593	0.04678

Tablo 2. Farklı hücum açılarında taşıma kuvveti katsayıları ve sürüklenme kuvveti katsayıları (NACA 4412, $c_r = 0.4$ m., $b/2 = 3$ m., $\lambda = 0.5$, $\Lambda = 5$, $\Gamma = 5$, $\theta = 0$, $\varphi = 5$).

Hücum Açısı (α)	pan3d.f		XFLR5	
	C_L	C_{Di}	C_L	C_{Di}
0	0.6049	0.00985	0.6098	0.00977
2	0.7886	0.01673	0.7923	0.01698
4	0.979	0.02539	1.0012	0.02618
6	1.1591	0.03579	1.1941	0.03727
8	1.3376	0.04789	1.3844	0.0501

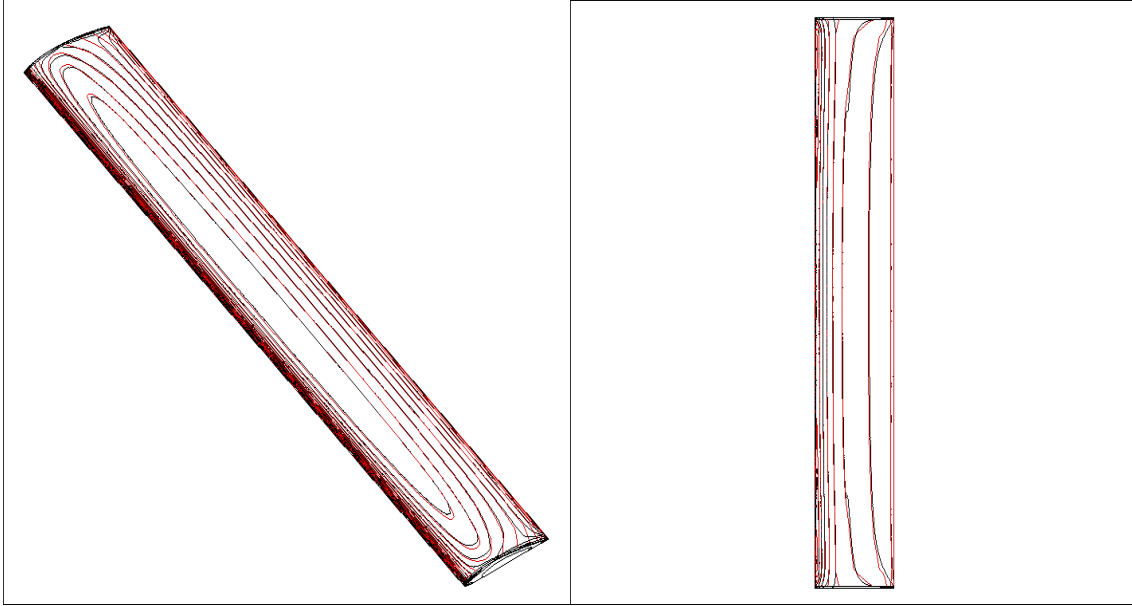
3.1.6 Geliştirilen Çözücünün Fluent Programı İle Karşılaştırılması

Fluent ile karşılaştırma yapılırken NACA 4412 profiline sahip dikdörtgen kanat yapısı kullanılmıştır. Bu kanat 1 metre veter uzunluğuna sahiptir ve açıklık oranı 6'dır. Bu geometrinin çözüm ağı GAMBIT ile yapılmıştır ve akış hızı 30 m/s'de hesaplanmıştır. Bu kanat konfigürasyonu Yaman'ın çalışmasından alınmıştır, Yaman (2011). Şekil 22'de bu yapı gösterilmektedir.



Şekil 22. GAMBIT'te ağ örgüsü yapısı (786584 yüz, 3956733 tetrahedral hücre).

Fluent ile elde edilen sonuçlar pan3d.f çözücüsü ile karşılaştırılmıştır. Şekil 23'te Fluent'ten alınan eş basınç eğrilerinin pan3d.f ile örtüştüğü görülmektedir. Tablo 3'te ise Fluent, dürülmüş iz ve düz izli aerodinamik sonuçlar karşılaştırılmaktadır.



Şekil 23. Eş basınç eğrilerinin karşılaştırılması $\alpha = 4^\circ$ (- Fluent - pan3d.f).

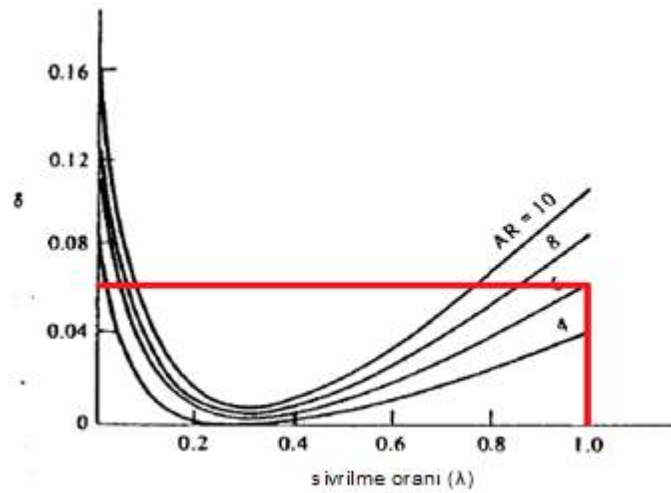
Tablo 3. Farklı hücum açılarında Fluent (F), pan3d.f RW (dürülmüş iz) ve pan3d.f SW (düz iz) tarafından elde edilen C_L ve C_{D_i} değerleri.

Hücum Açısı (α)	C_L			C_{D_i}		
	F	RW	SW	F	RW	SW
0	0.3488	0.3505	0.3515	0.0125	0.0065	0.0066
2	0.5091	0.5098	0.5111	0.0201	0.0152	0.0155
4	0.6748	0.6672	0.6691	0.0314	0.0241	0.0238
6	0.8309	0.8222	0.8245	0.0462	0.0523	0.0519

Tablo 3'den çıkarılabileceği üzere, dürülmüş ve düz izler için taşıma kuvveti katsayısı değerleri birbirlerine çok yakındır. Buna ek olarak Fluent'ten elde edilen değerler ile olan farklılıklar konsept tasarım için kabul edilebilecek seviyededir. Ancak yukarıdaki tabloya göre dürülmüş izin mi yoksa düz izin mi Fluent sonuçlarına göre daha iyi olduğunu söylemek zordur. Dürülmüş iz düşük hücum açılarında daha iyi değerler vermiştir ama düz izler yüksek hücum açılarında daha isabetli sonuçlar vermektedir. Bunlara ek olarak Fluent ile elde edilen indüklenen sürüklenme kuvveti katsayısı pan3d.f ile elde edilenlere göre kabul göremeyecek seviyede farklılık göstermektedir. Bu durumu doğrulamak amacıyla Denklem 7'de gösterilen Prandtl'in klasik taşıyıcı çizgi teorisini kullanmak doğru olacaktır, Anderson (2001).

$$C_{D_i} = \frac{C_L^2}{\pi AR} (1 + \delta) \quad (7)$$

Yukarıda ki denklemde δ sürüklenme kuvveti faktörüdür. Şekil 24 üzerinden değişkenlere göre rahatlıkla bulunabilir.



Şekil 24. Sürüklenme katsayısı faktörünün inceleme oranı ve açıklık oranı ile değişimi [20].

Şekil 24'e göre, analiz yapılan durum için bu faktör 0.0633 bulunmuştur ve kırmızı çizgi ile işaretlenmiştir. Bu analizden sonra hesaplanan sürüklenme katsayıları Tablo 4'te görülebilir.

Tablo 4. C_{D_i} değerleri, Fluent (F), pan3d.f RW (dürülmüş iz), pan3d.f SW (düz iz) ve Prandtl teori (PT).

Hücum Açısı (α)	C_{D_i}			
	F	RW	SW	PT
0	0.0125	0.0065	0.0066	0.0068
2	0.0201	0.0152	0.0155	0.0146
4	0.0314	0.0241	0.0238	0.0257
6	0.0462	0.0368	0.0357	0.0389

Bu tabloya göre Fluent sürüklenme katsayısını fazla tahmin etmektedir ve bu programın kullanıcıları bu sonuçların mesh kalitesi ile çok değişken olduğunu belirtmektedirler, Scheidegger (2001).

Panel yöntemi sonuçlarına göre, düz ve dürülmüş iz çözümleri birbirine çok yakınlardır. Ancak hangi iz metodunun kullanılacağını çözüm zamanı gösterecektir. Tablo 5 ve Tablo 6'da sırasıyla düz iz ve dürülmüş iz için sonuçlar gösterilmektedir. Bu tablolarda ayrıca Bölüm 2.1.4'teki çözüm önerileri sonuçları da gösterilmiştir. Burada k_p sayısı kanat açıklığı boyunca panel sayısını, i_p ise kanatçık boyunca panel sayısını göstermektedir.

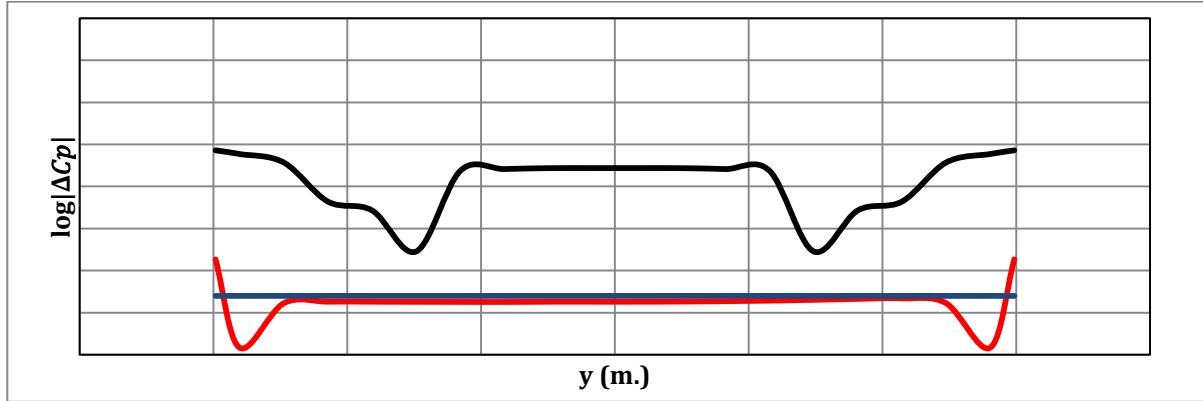
Tablo 5. Farklı A matrisleri için düz iz sonuçları.

A Eleman Sayısı	CPU zamanı (Lineer Çöz.)	CPU zamanı (A^{-1})	Yineleme Sayısı
780 ($k_p=6$, $i_p=120$)	10.231	10.498	6
1260 ($k_p=10$, $i_p=120$)	50.124	51.495	7
1575 ($k_p=10$, $i_p=150$)	97.794	112.753	7
2100 ($k_p=17$, $i_p=120$)	194.672	227.078	7

Tablo 6. Farklı A matrisleri için dürülmüş iz sonuçları.

A Eleman Sayısı	CPU zamanı (Lineer z.)	CPU zamanı (A ⁻¹)	Yineleme Sayısı
780 (kp=6, ip=120)	20.403	10.592	12
1260 (kp=10, ip=120)	100.247	51.604	14
1575 (kp=10, ip=150)	195.588	112.972	14
2100 (kp=17, ip= 120)	417.153	227.702	15

Tablo 5 ve Tablo 6'dan çıkan sonuçlara göre düz iz kullanılarak oluşturulan panel metot çözücüsünün sonuç bulma süresi eleman sayısı arttıkça dürülmüş izle oluşturulandan daha az olamkatadır. Buna ek olarak lineer sistem çözümüyle elde edilen çözüm, matris tersi ile elde edilen çözümden daha hızlıdır. Fakat dürülmüş iz için bu durum tam tersidir. Diğer bir önemli sonuç ta yineleme sayısı ile ilgilidir. Bu Durum Şekil 25'te açıklanmaktadır.



Şekil 25. Fırar kenarı için Mutlak ΔC_p (sol), (- (dürülmüş), - (düz), - (yakınsama kriteri)).

Şekil 25'deki sonuçlara göre dürülmüş iz için başlangıç değerleri yakınsama kriterine göre oldukça büyük gelmektedir. Dolayısı ile bu iz için yineleme sayısı artmaktadır. Şekil değiştirebilen kanat tasarımı sürecinde düz iz ve çözüm sürecini kısaltması için klasik Kutta şartı kullanılmıştır.

3.2 İki Boyutlu Sınır Tabaka zcs

Bu alışmada, Thwaites yöntemi, laminar sınır tabakasını modellemek için kullanılırken, Head yöntemi türbülanslı sınır tabakasını modellemek için kullanılmaktadır. Laminar akıştan türbülans akışa geçiş, e^n geçiş tahmin metodu ile hesaplanmaktadır ya da laminar ayrılma yeri türbülans akış başlangıcı olarak kabul edilmektedir.

3.2.1 Laminar Sınır Tabakası

Von Karman momentum integral denklemi Denklem 8'de verilmiştir, Moran (1984).

$$\frac{d\theta}{dx} + \frac{\theta}{V_e} (2 + H) \frac{dV_e}{dx} = \frac{1}{2} c_f \quad (8)$$

Denklem 8'in her iki tarafı da $Re_\theta = \rho V_e \theta / \mu$ ile çarpılıp Thwaites tarafından tanımlanan $\lambda = (\rho \theta^2 / \mu) (dV_e / dx)$ ve $l = 0.5 Re_\theta c_f$, ifadelerine göre yeniden yazılırsa Denklem 9 elde edilir:

$$\frac{\rho V_e}{\mu} \frac{d\theta^2}{dx} = 2(1 - (2 + H)\lambda) \quad (9)$$

Pohlhausen'in ikinci dereceden hız profili kullanılırsa, Denklem 9'un sağ tarafı, Denklem 10'daki gibi tanımlanabilir:

$$2[1 - (2 + H)\lambda] \approx 0.45 - 6\lambda \quad (10)$$

Eğer Denklem 10, Denklem 9'a eklenip, λ değeri genişletilmiş halinde yazılırsa ve elde edilen yeni denklemin her iki tarafı V_e^5 değeri ile çarpılırsa, Denklem 11 elde edilir.

$$\frac{\rho}{\mu} \frac{d}{dx} (\theta^2 V_e^6) = 0.45 V_e^5 \quad (11)$$

Denklem 11, birinci dereceden adi bir diferansiyel denklem olduğu için, başlangıç değerine ihtiyaç duymaktadır. Bu başlangıç değeri Denklem 12'de görülmektedir.

$$\theta(0) = \sqrt{\frac{0.075\mu}{\rho \frac{dV_e}{dx}}} \quad (12)$$

Başlangıç noktası bilinen Denklem 11, sayısal integral metodu ile Cebeci ve Bradshaw tarafından bulunan ve Denklem 13 ve Denklem 14'te gösterilen bağıntılarla çözülür, Moran (1984).

$$I(\lambda) = 0.22 + 1.57\lambda - 1.8\lambda^2, \quad 0 < \lambda < 0.1, \quad (13)$$

$$I(\lambda) = 0.22 + 1.402\lambda + 0.018\lambda/(\lambda + 0.107), \quad -0.1 < \lambda < 0.$$

$$H(\lambda) = 2.61 - 3.75\lambda + 5.24\lambda^2 \quad 0 < \lambda < 0.1 \quad (14)$$

$$H(\lambda) = 2.08 + 0.0731\lambda/(\lambda + 0.14) - 0.1 < \lambda < 0.$$

3.2.2 Laminar Sınır Tabakasından Türbülanslı Sınır Tabakasına Geçiş

Laminar akıştan türbülanslı akışa geçiş tahmini için, doğrusal kararlılık teorisi kullanılarak geliştirilen e^n geçiş yöntemi kullanılmaktadır. Genleşme faktörü olan n değeri, Re_θ cinsinden Denklem 15-Denklem 17 arasında ifade edilmektedir, Xiao-Liang ve Xue-Xiong (2006).

$$n = \frac{dn}{dRe_\theta} (Re_\theta - Re_{\theta crit}) \quad (15)$$

$$\frac{dn}{dRe_\theta} = 0.028(H - 1) - \frac{0.0345}{e^{-\frac{3.87}{(H-1)-2.52}^2}} \quad (16)$$

$$\log_{10}(Re_{\theta crit}) = 0.7 * \tanh\left(\frac{14}{H-1} - 9.24\right) + 2.492\left(\frac{1}{H-1}\right)^{0.43} + 0.62 \quad (17)$$

Denklem 15'de görülen n değeri 9'dan büyük olduğu anda, geçişin olduğu kabul edilir. Buna ek olarak, sınır tabakası büyümesi esnasında, λ değeri -0.0842'den küçük ya da eşit olduğu anda, laminar ayrılmanın gerçekleştiği kabul edilir. Bu durum oluştuğunda, çözücü algoritması laminar akıştan türbülanslı akışa geçiş olduğunu kabul eder.

3.2.3 Türbülanslı Sınır Tabakası

Türbülanslı sınır tabakasının çözümü için Head yöntemi kullanılır. Bu yöntem, hacimsel debi artışı sağlayan sınır tabakası giriş hızına göre tanımlanmıştır. Bu sebepten dolayı Denklem 18'de gösterilen yeni bir şekil faktörü tanımlanmaktadır.

$$H_1 = \frac{\delta - \delta^*}{\theta} \quad (18)$$

Cebeci ve Bradshaw deneylerinde bu yeni şekil faktörü için Denklem 19 ve Denklem 20'te gösterilen bağıntıları bulmuşlardır, Moran (1984).

$$\frac{1}{V_e} \frac{d}{dx} (V_e \theta H_1) = 0.0306(H_1 - 3)^{-0.6169} \quad (19)$$

$$H_1 = 3.3 + 0.8234(H - 1.1)^{-1.287} \quad H \leq 1.6 \quad (20)$$

$$H_1 = 3.3 + 1.5501(H - 0.6778)^{-3.064} \quad H > 1.6$$

Von Karman'ın momentum integral denklemi de hesaba katıldığında, θ, H, H_1 and c_f , bilinmeyenlerini bulmak için 4. bir denkleme daha ihtiyaç duyulmaktadır. Bu denklem yüzey sürtünme katsayısını veren denklemdir ve Denklem 21'de gösterilmektedir.

$$c_f = 0.246 * 10^{-0.678H} Re_{\theta}^{-0.268} \quad (21)$$

Elde edilen sistem, 2. dereceden Runge-Kutta Metodu ile çözülmektedir. H değeri 2.4'ten fazla olduğunda türbülanslı akış ayrılmasının başladığı kabul edilmektedir. Bu noktadan sonra firar kenarına doğru yüzey sürtünme katsayı değerleri hesaplanamamaktadır.

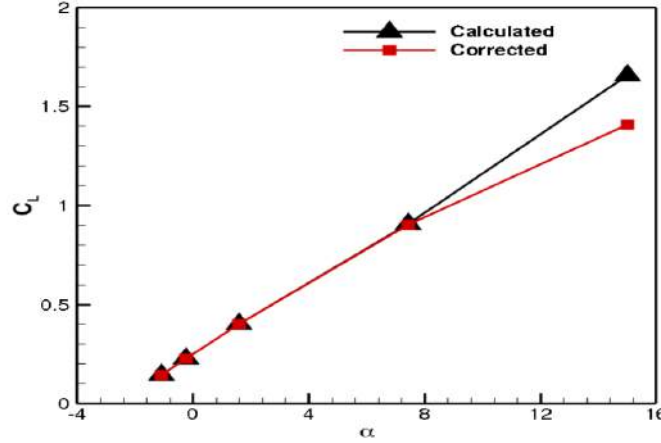
3.2.4 Sürüklenme Ve Kaldırma Kuvvetleri İçin Ayrışma Düzeltme Fonksiyonları

Geliştirilmiş olan sınır tabaka çözücüsü tek yönlü bir çözücüdür. Tek yönlü çözücülerde panel hız değerleri, sınır tabaka modellerine girdi olarak tanımlanır. Bu hızlar sınır tabakasının yapısından etkilenmeyen hızlardır. Bu sebepten dolayı ayrışma noktasından sonraki basınçtaki değişim hesaplanamaz. Fakat bu değişim kaldırma kuvvetinde azalmaya sürüklenme kuvvetinde artmaya sebep olmaktadır. Ayrışmanın kaldırma ve sürüklenme kuvvetleri üzerindeki etkisini gösterebilmek için düzeltme fonksiyonları kullanılmıştır. Kaldırma kuvveti için kullanılan düzeltme fonksiyonu Denklem 22'de gösterilmektedir, Hepperle (1984).

$$L = L * (1 - 0.2 * (x - x_{ayrışma})) \quad (22)$$

Denklem 22'de L kaldırma kuvvetini, x değeri her bir kanat diliminin veter uzunluğu ve $x_{ayrışma}$ ise o kanat diliminin alt ya da üst bölgesi için ayrışma noktasını tanımlar. Eniyileme sürecinde

yapılan çalışmalarda görüldüğü üzere hem alt hem üst bölgedeki ayrışmalar için düzeltme fonksiyonu kullanmak önemlidir. Şekil 26'da eniyileme sürecinde kullanılan başlangıç kanat için hesaplanan ve düzeltilen kaldırma kuvveti katsayısı değerleri görülmektedir.



Şekil 26. Başlangıç kanadı için hesaplanan (–) ve düzeltilmiş (–) kaldırma kuvveti katsayısı değerleri.

Sürüklenme kuvveti için ise Eppler'in motife edilmiş Square-Young formülü kullanılmıştır, Eppler ve Somer (1980).

$$D = D \left(\frac{U_{\text{ayrışma}}}{U_{\text{firar}}} \right)^{0.15} \quad (23)$$

Denklem 23'te D sürüklenme kuvveti değerini, $U_{\text{ayrışma}}$ ayrışma noktasındaki panel hızını, U_{firar} ise firar kenarındaki panel hızını gösterir. Eniyileme sürecindeki yapılan testlerde, eniyileme çözücüsünün panel hızının U_{firar} hızına yakın olduğu hücum kenarı bölgesinde kanat profilinde tümsek yaratarak Denklem 23'ü etkisizleştirdiği görülmektedir. Ayrışmayı geciktirmek ve panel hız değerlerinden bağımsız hale getirmek için Denklem 23 değiştirilerek, Denklem 24'teki halini almıştır, Körpe (2014).

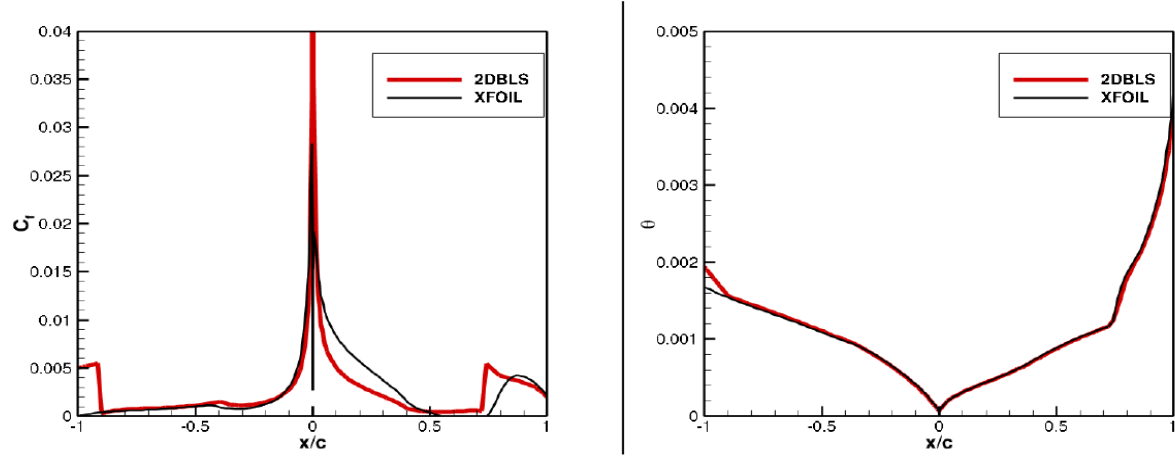
$$D = D \left(\frac{X_{\text{ayrışma}}}{X} \right)^{0.15} \quad (24)$$

Bu değişikliğe ek olarak, eğer ayrışma veter boyunun %75'inden önce olmuşsa bu noktadan sonraki paneller için yüzey sürtünme kuvveti katsayısı değeri (c_f) bir önceki panelin sürtünme kuvveti katsayısı değerinin %90 olarak alınması şartı getirilmiştir. Sürüklenme kuvveti değişiklik fonksiyonu kanat dilimlerinin hem alt hem de üst yüzeyleri için geçerlidir.

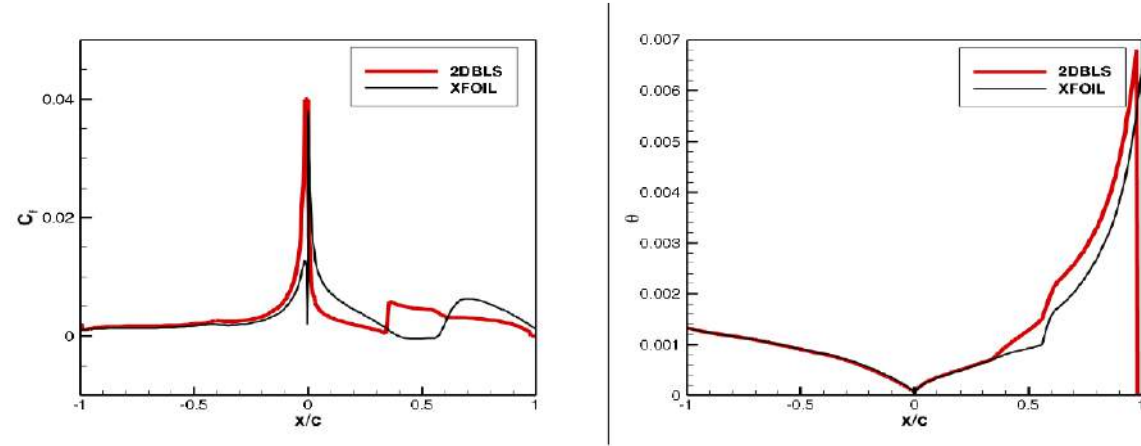
3.2.5 Sonuçların Xfoil İle Karşılaştırılması

Geliştirilen iki boyutlu sınır tabaka çözücüsü (2DBLS), Xfoil isimli çift yönlü sınır tabaka çözücüsü ile karşılaştırılmıştır, Drela (2014). Çift yönlü sınır tabaka çözücülerini, panel hızlarını hesaplar ve bu hız değerlerini sınır tabaka üzerinde dik hızın sıfır olduğu şartı sağlanana kadar sınır tabaka modeli tarafından değiştirilir. Karşılaştırma değerleri, Xfoil'den 150 panelli NACA 4412 kanat profili ve 0,4, 8 ve 12 hücum açıları için Reynolds sayısı 266000 iken alınmıştır.

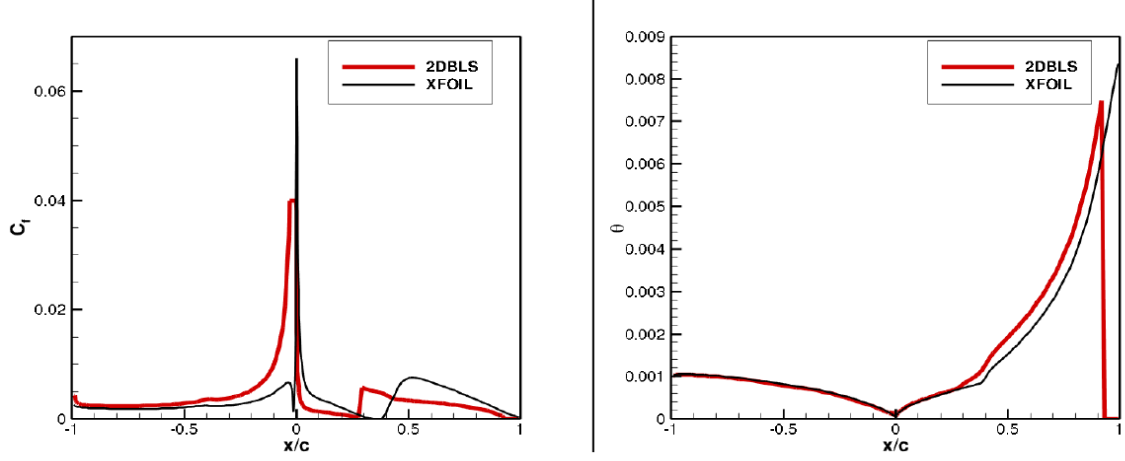
Bu alınan sonuç 2DBLS çözücüsüne girdi olarak kullanılmıştır. Aşağıdaki grafiklerde yüzey sürtünmesi kuvveti katsayısı ve momentum kalınlığı karşılaştırılmıştır. X değerlerinin -1'den 0'a kadar olan kısmı firar kenarından hücum kenarına doğru giderek alt yüzeyi, 0 dan 1 e kadar olan kısmı ise hücum kenarından firar kenarına giderek üst yüzeyi göstermektedir.



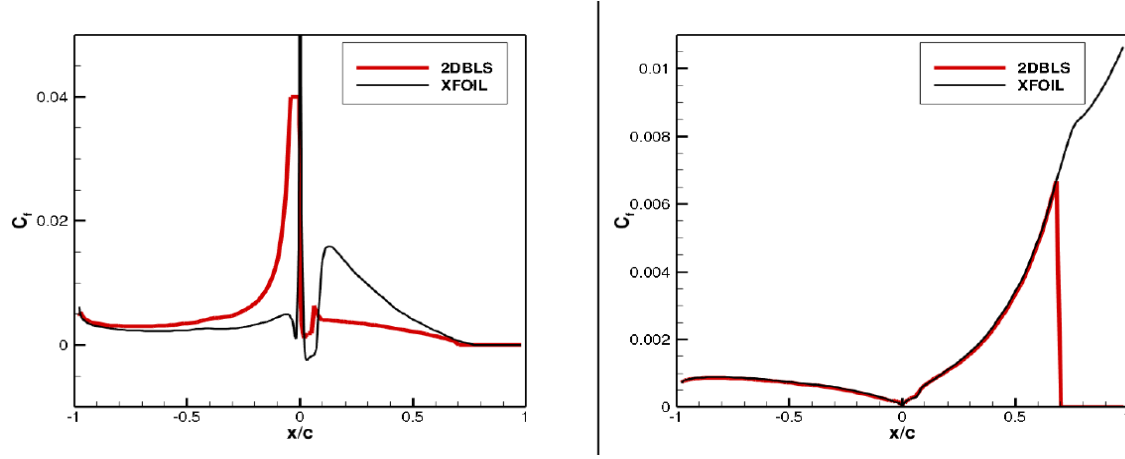
Şekil 27. Yüzey sürtünme katsayısı (solda) ve momentum kalınlığı (sağda) karşılaştırması ($\alpha=0^\circ$).



Şekil 28. Yüzey sürtünme katsayısı (solda) ve momentum kalınlığı (sağda) karşılaştırması ($\alpha=4^\circ$).



Şekil 29. Yüzey sürtünme katsayısı (solda) ve momentum kalınlığı (sağda) karşılaştırması ($\alpha=8^\circ$).



Şekil 30. Yüzey sürtünme katsayısı (solda) ve momentum kalınlığı (sağda) karşılaştırması ($\alpha=12^\circ$).

Şekil 27-Şekil 30 arasında gösterilen sonuçlara göre momentum kalınlığı sonuçları birbirine yakinken yüzey sürtünme kuvveti katsayısı sonuçları birbirinden özellikle hücum açısı arttıkça ayrışmaktadır. Bunun sebebi yüzey sürtünme kuvveti katsayılarını hesaplayan formüllerin tamamen farklı olmasıdır. Laminar sınır tabaksından türbülanslı sınır tabakasına geçiş noktaları yüzey sürtünme kuvveti katsayısı grafiklerinde ani artışlarla belli olurken, momentum kalınlığı grafiklerinde eğim artışı ile belli olmaktadır. Tablo 7’de farklı hücum açıları için 2DBLS ve XFOIL karşılaştırılması gösterilmiştir.

Tablo 7. Xfoil ve 2DBLS karşılaştırması.

α	XFOIL				2DBLS			
	$X_{geçişüst}$	$X_{geçişalt}$	$X_{ayırışmaüst}$	C_{df}	$X_{geçişüst}$	$X_{geçişalt}$	$X_{ayırışmaüst}$	C_{df}
0	0.737	-	-	0.00517	0.750	0.908	-	0.00574
4	0.557	-	-	0.00651	0.367	-	0.978	0.00683
8	0.373	-	-	0.00644	0.301	-	0.924	0.00785
12	0.084	-	0.806	0.00749	0.066	-	0.692	0.00872

Tablo 7’de, $X_{geçişüst}$ ve $X_{geçişalt}$ sırasıyla boyutsuz olarak kanat profilinin üst ve alt bölgesindeki laminar sınır tabakasından türbülanslı sınır tabakasına geçiş noktalarını göstermektedir. $X_{ayırışmaüst}$ değeri ise üst bölgedeki boyutsuz ayrışma noktasını göstermektedir. C_{df} ise yüzey sürtünmesinden dolayı oluşan sürtünme kuvveti katsayısıdır. Sonuçlara göre, 2DBLS çözücüsü bütün açı değerlerinde daha fazla sürükleme kuvveti katsayısı değeri hesaplamıştır ve bu aradaki fark hücum açısı arttıkça artmaktadır. Bunun sebebi ise 2DBLS çözücüsünün ayrışmayı Xfoil’den önce bulmasıdır. Ayrışmadan dolayı sürükleme kuvveti düzeltme fonksiyonu devreye girmiş ve sürükleme kuvveti katsayısı değerlerini artırmıştır.

3.3 Eniyileme Çözücüsü

3.3.1 Teori

Proje önerisinde kısıtlamalı en iyileştirme yöntemi olarak sıralı ikilenik yöntemin kullanılacağı belirtilmiştir. Fakat lineer olmayan en iyileştirme metotlarında sıralı metotların en uygun noktaya yakınsama sürecindeki hızının düşüklüğü ve lineer olmayan kısıtlamaları ihlal etmesi sebebiyle genel indirgenmiş gradyan algoritması kullanılmıştır, Lasdon (1996). Bu algoritmayı anlatırken Denklem 25-28’de tanımlanan en iyileştirme problemini kullanmakta fayda vardır.

$$\text{Minimum } f(X) \quad (25)$$

$$h_j(X) \leq 0 \quad j = 1, 2, \dots, m \quad (26)$$

$$l_k(X) = 0 \quad k = 1, 2, \dots, l \quad (27)$$

$$x_i^l \leq x_i \leq x_i^u \quad i = 1, 2, \dots, n \quad (28)$$

Denklem 8’de en iyileştirilecek fonksiyon, Denklem 9 ve Denklem 10’da sırasıyla m adet eşitsizlik ve l adet eşitlik kısıtlamaları ve Denklem 11’de n adet tasarım değişkeninin alt ve üst sınırları gösterilmektedir. Bu metodun amacı bütün kısıtlamalar aktifken (bütün kısıtlamalar 0 değerindeyken) en uygun tasarım değişkeni değerlerini bulmak olduğu için, negatif olmayan yapay değişkenler kullanılarak eşitsizlik denklemleri eşitlik denklemlerine dönüşür ve yukarıdaki en iyileştirme problemi Denklem 29, Denklem 30 ve Denklem 31 ile tanımlanır.

$$\text{Minimum } f(X) \quad (29)$$

$$g_j(X) = 0 \quad j = 1, 2, \dots, m + l \quad (30)$$

$$x_i^l \leq x_i \leq x_i^u \quad i = 1, 2, \dots, m + n \quad (31)$$

Denklem 30, Denklem 26 ve Denklem 27'un birleşimi, Denklem 31 ise tasarım değişkenleri ve negatif olmayan yapay değişken değerlerini tanımlamaktadır. Bu değerler de artık tasarım değişkeni olarak tanımlanmaktadır. Negatif olmayan yapay değişkenler için alt sınır 0 iken üst sınır için herhangi bir limit yoktur.

Genel indirgenmiş gradyan algoritması teorisinin arkasında Denklem 13'ü kullanarak tasarım değişkenlerinin değişimi ile en uygun değeri bulmaktır. Bu teoride tasarım değişkenleri Denklem 32'deki gibi 2 gruba ayrılır.

$$X = \begin{Bmatrix} Y \\ Z \end{Bmatrix} = \begin{matrix} \text{Temel Değişkenler} \\ \text{Temel Olmayan Değişkenler} \end{matrix} \quad (32)$$

En iyileştirilecek fonksiyon ve maruz kalınan kısıtlamaların birinci türevleri bu denkleme göre alınır. Denklem 33 ve Denklem 34 elde edilir.

$$df(X) = \sum_{i=1}^{n-1} \frac{\partial f}{\partial y_i} dy_i + \sum_{i=1}^{m+1} \frac{\partial f}{\partial z_i} dz_i = \nabla_Y^T f dY + \nabla_Z^T f dZ \quad (33)$$

$$dg_i(X) = \sum_{j=1}^{n-1} \frac{\partial g_i}{\partial y_j} dy_j + \sum_{j=1}^{m+1} \frac{\partial g_i}{\partial z_j} dz_j = [C]dY + [D]dZ \quad (34)$$

Eğer Denklem 34'ün sağlandığı yani türevinin 0 olduğu kabul edilirse Denklem 35 elde edilir.

$$dZ = -[D]^{-1}[C]dY \quad (35)$$

Denklem 33, Denklem 35 kullanılarak yeniden düzenlenirse, Denklem 36 elde edilir.

$$\frac{df(X)}{dY} = G_r = \nabla_Y^T f - [D]^{-1}[C]\nabla_Z^T f \quad (36)$$

Denklem 36'da bulunan G_r değeri genel indirgenmiş gradyan vektörüdür. Bu değer en iyileştirilecek fonksiyonun arama yönü, S , olarak kullanılacaktır. Eğer dik düşüş metodu kullanılırsa S değeri Denklem 20'deki gibi tanımlanabilir.

$$S = -G_r \quad (37)$$

S değeri temel değişkenler için arama yönüdür ve normu belli bir değerini altına düşüğünde en uygun noktaya yakınsandığı kabul edilir ve tasarım değişkenleri en uygun tasarım değişkeni olarak tanımlanır. Arama yönü analizinde, temel değişkenlerin alt ve üst sınırlarına göre Denklem 37 tekrar yazılır.

$$S = \begin{cases} 0 & \text{eğer } Y_i = Y_i^u \text{ ve } G_{r_i} < 0 \\ 0 & \text{eğer } Y_i = Y_i^l \text{ ve } G_{r_i} > 0 \\ -G_{r_i} & \text{diğer durumlarda} \end{cases} \quad (38)$$

Temel olmayan değişkenler için tanımlanacak olan arama yönü, T , ise Denklem 34 kullanılarak tanımlanmaktadır.

$$T = -[D]^{-1}[C]S \quad (39)$$

Algoritmanın arama yönünde ne kadar gideceğini belirleyen parametre adım boyu, λ , değeridir. Bu değeri bulmak için 2 yöntem kullanılır. Birinci yöntemde temel ve temel olmayan değişkenlerin alt ve üst sınırlarına bakılarak en küçük adım boyu değeri bulunur. Bu durum Denklem 40 ve Denklem 41’de gösterilmektedir.

$$\lambda_1 = \begin{cases} \frac{Y_i^u - Y_i}{S_i} & \text{eğer } S_i > 0 \\ \frac{Y_i^l - Y_i}{S_i} & \text{eğer } S_i < 0 \end{cases} \quad (40)$$

$$\lambda_2 = \begin{cases} \frac{Z_i^u - Z_i}{T_i} & \text{eğer } T_i > 0 \\ \frac{Z_i^l - Z_i}{T_i} & \text{eğer } T_i < 0 \end{cases} \quad (41)$$

Denklem 40 ve Denklem 41’den elde edilen en küçük adım boyu değeri altın oran yönetime üst değer olarak tanımlanarak mevcut X, T ve S değerlerine göre bir boyutlu eniyileme yapılıır, Rao (2009). Elde edilen değer eniyilenmiş değerdir. Yeni bulunan X değerlerine göre, eğer ihlal edilen her hangi bir kısıtlama var ise Denklem 42’de gösterilen Newton metodu kullanılarak olursuz bölgeden olurlu bölgeye geçiş sağlanmalıdır.

$$Y_{olursuz}^{i+1} = Y_{olursuz}^i - [D]^{-1}g(X) \quad (42)$$

Yukarıdaki yineleme bütün sınırlamalar olurlu bölgeye geçene kadar devam eder. Yukarıda tanımlanan yineleme bütün kısıtlamalar üzerinde uygulanır.

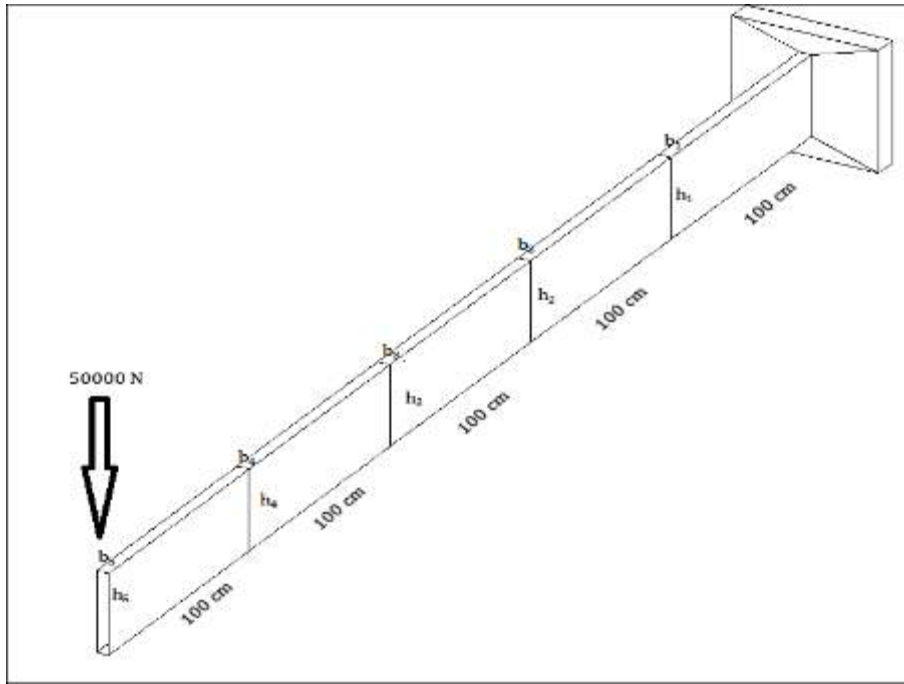
Genel indirgenmiş gradyan algoritması uygulanırken karşılaşılan zorluklardan birisi temel ve temel olmayan değişkenlerin nasıl tanımlanacağı durumudur. Ravindran ve arkadaşlarına göre temel ve temel olmayan tasarım değişkenleri, tasarım değişkenlerinin alt ve üst sınırlarına göre uzaklıkları göre hesaplanıp bulunmaktadır, Ravindran (2006). Hesaplama sonra alt ve üst sınırlarına en uzak olan tasarım değişkenleri temel tasarım değişkenleri, kalanlar ise temel olmayan tasarım değişkenleri olarak tanımlanır. Rao ise çalışmasında negatif olmayan yapay değişkenleri temel tasarım değişkeni olarak atar, Rao (2009). Geri kalanlar için ise Ravindran ve arkadaşlarının metodu kullanılır. Her iki metodun ortak tarafı alt yada üst sınırına ulaşan tasarım değişkenlerinin kesinlikle ve kesinlikle temel olmayan tasarım değişkeni olarak atanmasıdır. Temel ve temel olmayan değişkenlerin atanması süreci yineleme esnasında sürekli uygulanır. Diğer bir zorluk ise olursuz bölgeden olurlu bölgeye geçiş süreci ile alakalıdır. Vanderplaats, Denklem 42’ün bu geçiş için yeterli olduğu ifade eder, Vanderplaats (2009). Fakat, Chinneck’in bir çalışmasında sadece ihlal edilen kısıtlamalar ve bunların içerisinde yer alan tasarım değişkenlerini kendi tanımladığı olurluk bölgesi vektörüne göre değiştirmenin daha uygun olacağını görülmektedir, Chinneck (2004). Belirtilen çalışmada ihlal edilen kısıtlamalar ve bu kısıtlamalarda bulunan tasarım değişkenleri bulunur. Daha sonra ihlal edilen kısıtlamaların olurlu bölgeye geçiş vektörleri toplanır ve her bir tasarım değişkeni için ihlal

edilmiş kısıtlamalar içinde bulunan tasarım değişkeni sayısına bölünür. Bu işlemler sonucunda elde edilen değerler tasarım değişkenleri değerlerine eklenerek olursuz bölgeden olurlu bölgeye geçiş sağlanır. Burada dikkat edilmesi gereken bir diğer konu eğer tasarım değişkeni alt yada üst sınırlarından birine ulaşırsa, ulaştığı sınıra eşitlenmesidir.

Yukarıda tartışılan denklemler ve metotlar kullanılarak hem Ravindran'ın hem de Rao'nun metoduna uygun şekilde yaratılmış genel indirgenmiş gradyan çözücüsü (GRGM) geliştirilmiştir.

3.3.2 Denek Taşı Problem Çözümü İle Diğer Çözücülerle Karşılaştırma

Şekil 31'de gösterilen yük altındaki yapısal tasarım probleminde amaç hacmi diğer bir deyişle ağırlığı en düşük hale getirmektedir, Vanderplaats (2009).



Şekil 31. Kolon En İyileştirme Problemi, Vanderplaats (2009).

Problemdeki tasarım değişkenleri N parçadan oluşan, N burada 5'tir, sistemdeki her bir parçanın genişlik, b , ve yükseklik, h , değerleridir. Her bir parçanın sağında oluşan eğilme geriliminin, σ , 14000 N/cm^2 'den az olması, sistemin uç noktasındaki yer değiştirmenin, y_5 , 2.5 cm 'den az olması ve her bir parçanın yüksekliğinin genişliğinin 20 katından daha az olması problemin kısıtlamalarındandır. Buna ek olarak b ve h değerlerinin sırasıyla 1 cm . ve 5 cm .'den düşük olmaması alt sınır koşullarını belirtir. 50000 N yüke maruz kalan ve her bir parçanın uzunluğu 100 cm olan sistem için eniyileştirme problemi matematiksel olarak aşağıdaki gibi ifade edilebilir.

$$\text{Min} \sum_{i=1}^5 V_i \quad (43)$$

$$\sigma_i - 14000 \leq 0 \quad i = 1, N \quad (44)$$

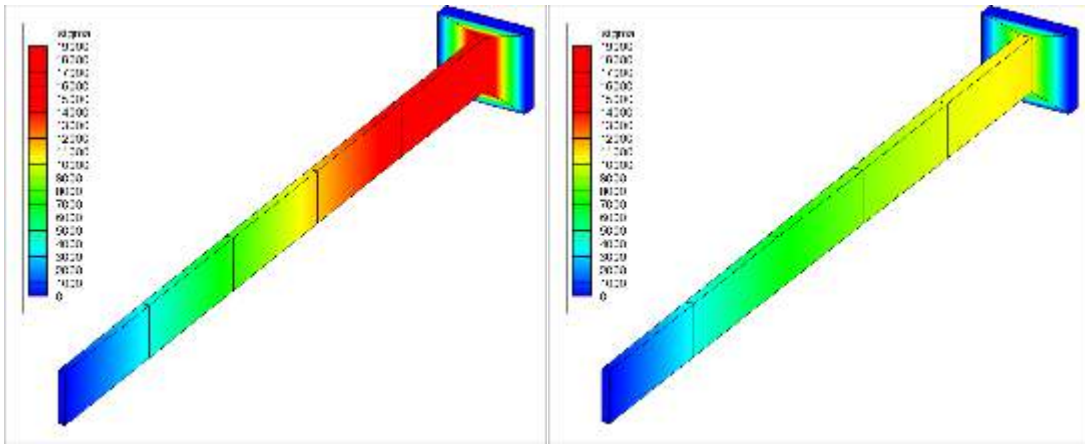
$$h_i - 20b_i \leq 0 \quad i = 1, N \quad (45)$$

$$y_N - 2.5 \leq 0 \quad (46)$$

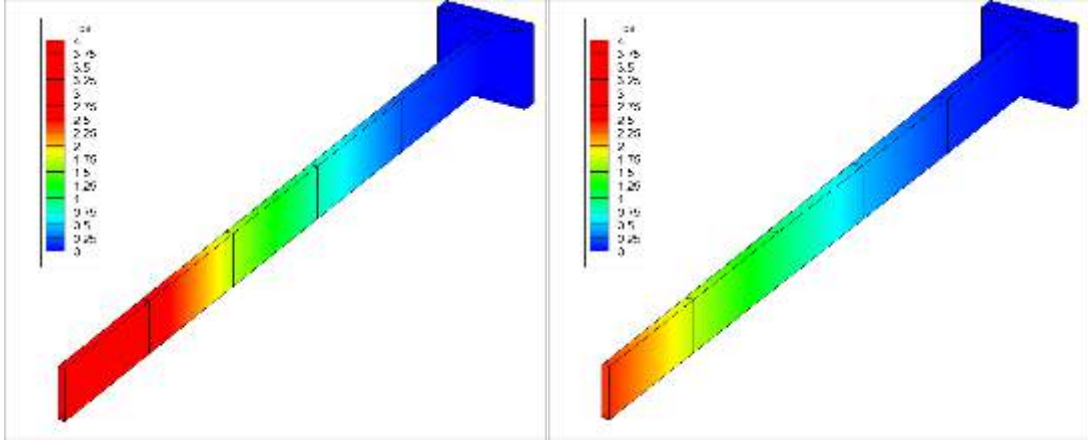
$$b_i \geq 1 \quad i = 1, N \quad (47)$$

$$h_i \geq 5 \quad i = 1, N \quad (48)$$

Bu kısımda sonuçlar en iyileştirme sürecinde kullanılan algoritma sırası kullanılarak hazırlanmıştır. İlk olarak başlangıç değerleri olursuz bölgede olan tasarım değişkenlerinin başlangıç değerlerinin nasıl olurlu bölgeye çekildiği gösterilecektir. Şekil 32 ve Şekil 33'te sırasıyla σ ve y_5 değerlerinin bu başlangıç değerlerine göre değişimi gösterilmiştir.



Şekil 32. Olursuz bölgede bulunan başlangıç değerinin (solda) ve olurlu bölgede bulunan başlangıç değerinin (sağda) σ değerini değiştirmesi.



Şekil 33. Olursuz bölgede bulunan başlangıç değerinin (solda) ve olurlu bölgede bulunan başlangıç değerinin (sağda) y_5 değerini değiştirmesi.

Şekil 32 ve Şekil 33'teki soldaki şekillerde göre ihlal edilen kısıtlamalar kırmızı ile gösterilmiştir. Chinneck'in metodu ile yapılan olursuz bölgeden olurlu bölgeye geçiş ile sağda bulunan şekillerde de görüldüğü gibi hiçbir yer kısıtlama ihlali kalmamıştır.

Bu metotla geliştirilen çözücü aşağıda belirtilen metotlarla geliştirilen çözücülerle karşılaştırılmıştır.

1. EVELVO bilgisayar yazılımının genetik çözücüsü,
2. VISUALDOC bilgisayar yazılımının sıralı lineer çözücüsü,
3. ADS bilgisayar yazılımının olurlu yönler metodu çözücüsü,
4. ADS bilgisayar yazılımının genel indirgenmiş gradyan çözücüsü,
5. VISUALDOC bilgisayar yazılımının geliştirilmiş olurlu yönler metodu çözücüsü,
6. VISUALDOC bilgisayar yazılımının geliştirilmiş sıralı ikilenik çözücüsü,
7. Ravidran metoduna göre geliştirilmiş genel indirgenmiş gradyan çözücüsü,
8. Roe Metoduna göre geliştirilmiş genel indirgenmiş gradyan çözücüsü.

Tablo 8'de yineleme sayıları ve elde edilen eniyilenmiş değerler gösterilmektedir.

Tablo 8. Metotların karşılaştırılması.

	Metotlar							
	1*	2	3	4	5	6	7	8
Eniyilenmiş değer (cm ³)	66880	65493	65906	65399	65425	65427	65478	65590
Yineleme Sayısı	6667	12	18	11	11	8	19	11

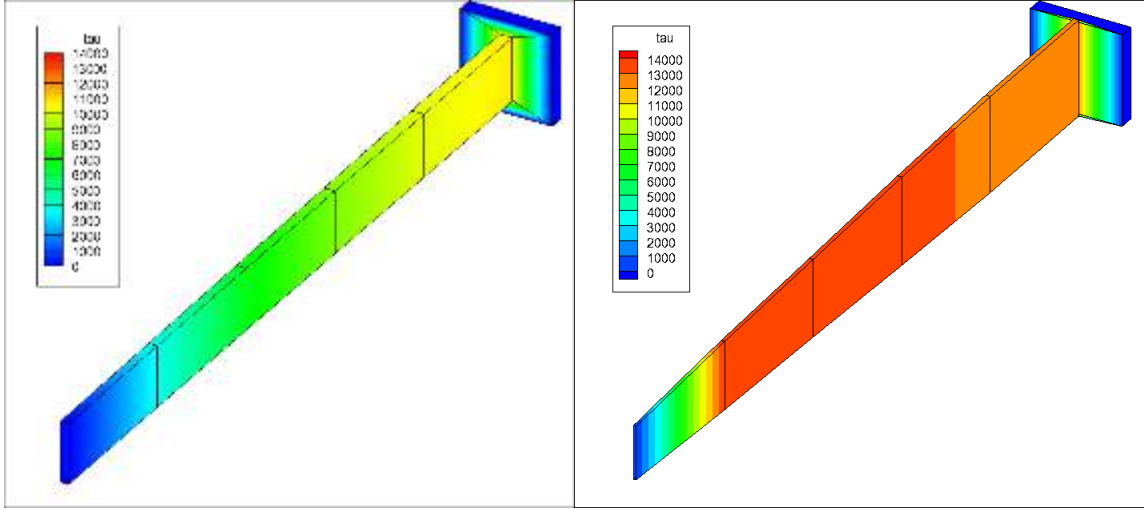
Elde edilen sonuçlara göre Metot 7 ve Metot 8'in en uygun değerlere ulaştığı görülmektedir. Metot 8 ile elde edilen değerler daha az yineleme sayısında en uygun değere ulaşmıştır. Metot 7 ve Metot 8'i Metot 4 ile karşılaştırmak aynı zamanda aynı algoritmayı kullanan iki çözücü ile karşılaştırmak anlamına gelmektedir. Tablo 9'da tasarım değişkenlerinin başlangıç değerleri ile son değerleri gösterilmektedir.

Tablo 9. Tasarım değişkenlerinin ilk ve son değerleri.

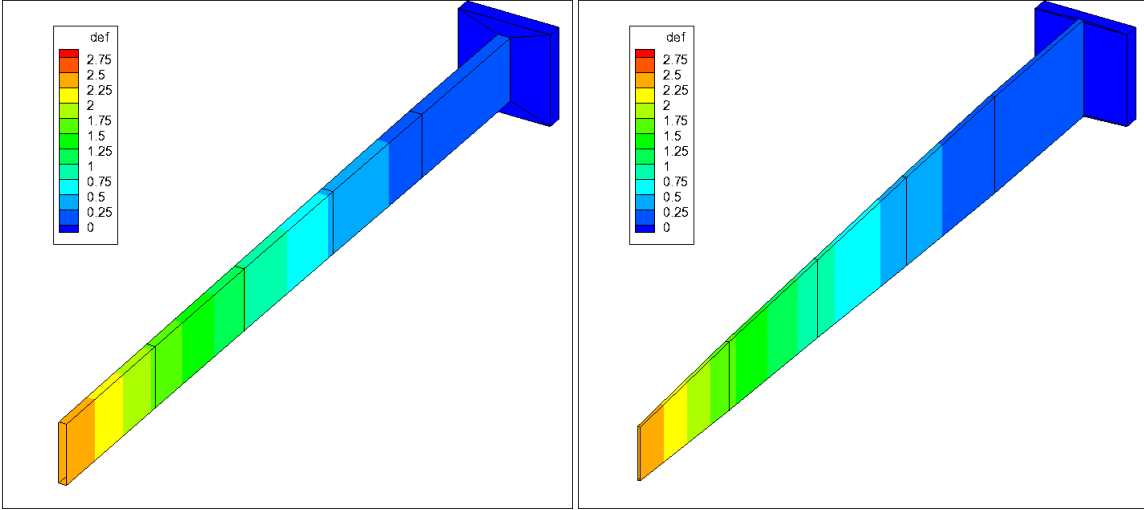
Değişkenler	Başlangıç Değerleri	Metotlar							
		1	2	3	4	5	6	7	8
b ₁	5.00	3.12	3.10	3.14	2.99	3.13	3.14	3.146	3.132
b ₂	5.00	2.91	2.87	2.89	2.78	2.88	2.88	2.886	2.925
b ₃	5.00	2.62	2.64	2.59	2.52	2.58	2.57	2.537	2.532
b ₄	5.00	2.25	2.21	2.21	2.20	2.21	2.20	2.237	2.234
b ₅	5.00	1.76	1.75	1.76	2.19	1.75	1.75	1.753	1.796
h ₁	40.00	62.48	61.96	62.68	59.84	62.67	62.82	62.925	62.634
h ₂	40.00	58.12	57.37	57.71	55.55	57.66	57.61	57.712	58.422
h ₃	40.00	50.00	52.87	51.67	50.48	51.60	51.47	50.826	50.624
h ₄	40.00	45.00	44.20	44.10	44.09	44.09	44.09	44.125	44.712
h ₅	40.00	35.17	34.99	35.03	34.84	35.00	35.03	35.068	36.122

Şekil 34 ve Şekil 35, Metot 7 için sırasıyla eğilme gerilimi ve uç nokta yer değiştirme değerlerinin olurlu bölge başlangıç ve en uygun değerleriyle değişimini göstermektedir.

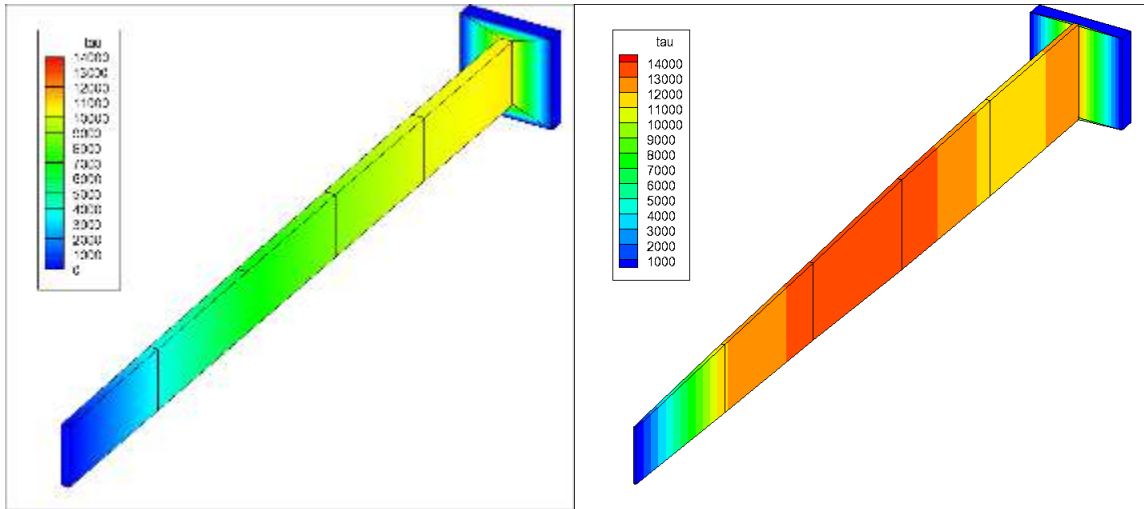
Şekil 36 ve Şekil 37 Metot 8 için sırasıyla eğilme gerilimi ile uç nokta yer değiştirme değerlerinin olurlu bölge başlangıç ve en uygun değerleriyle değişimini göstermektedir.



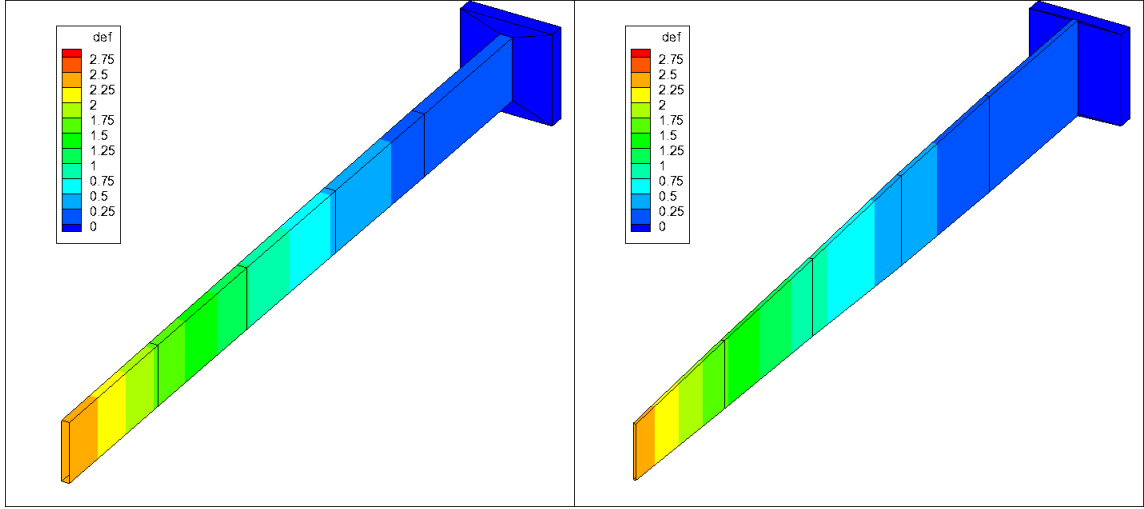
Şekil 34. σ değerinin Metot 7 için olurlu bölge başlangıç ve en uygun değerleriyle değişimi.



Şekil 35. τ değerinin Metot 7 için olurlu bölge başlangıç ve en uygun değerleriyle değişimi.



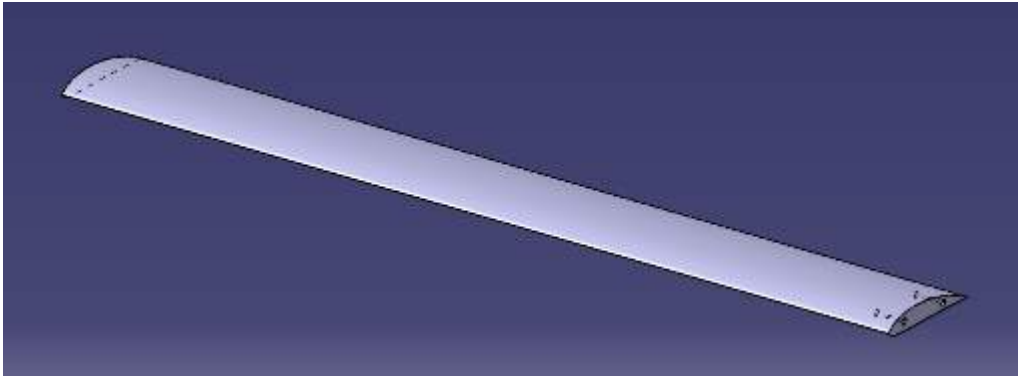
Şekil 36. σ değerinin Metot 8 için olurlu bölge başlangıç ve en uygun değerleriyle değişimi.



Şekil 37. y_5 değerinin Metot 8 için olurlu bölge başlangıç ve en uygun değerleriyle değişimi.

3.4 Kanatların Ve Test Ekipmanlarının Cad Tasarımı

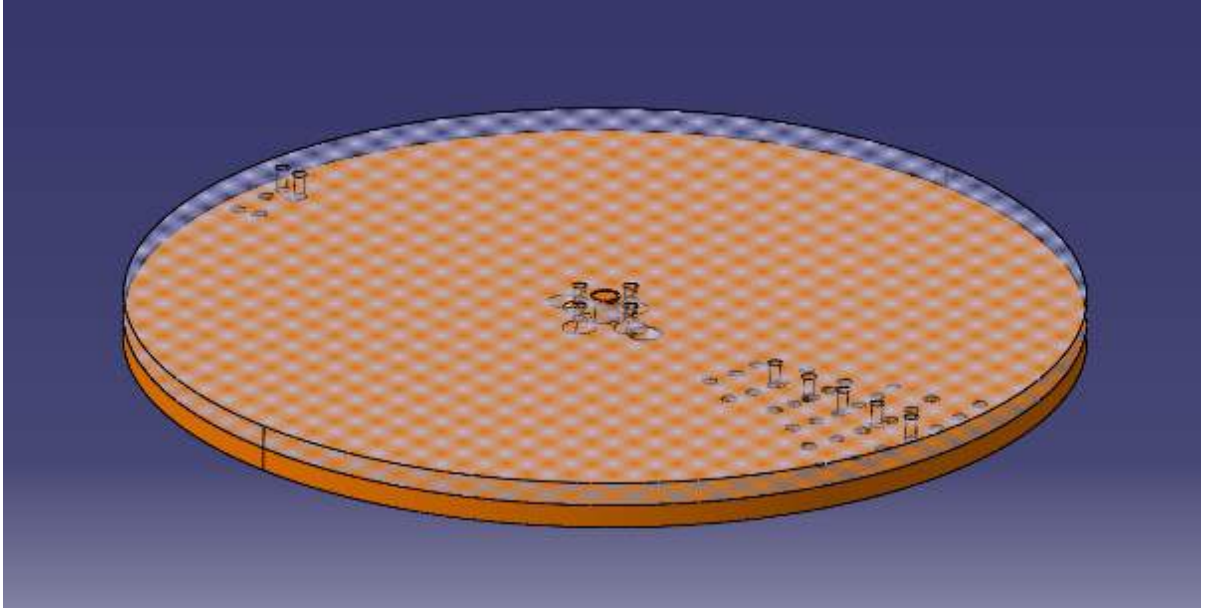
Kanat profillerinin ve boyutlarının numerik çalışmalar tarafından belirlenmesinin hemen ardından bahsi geçen deney modellerinin üretilebilmesi için bu modellerin üretime yönelik tasarımları yapılmıştır. Aynı zamanda tasarım yapılırken bu modellerin doğru bir şekilde ve hassasiyeti yüksek şekilde ölçümlerinin alınabilmesi için yüksek hassasiyette test sistemi ve hücum açısı tablası tasarlanmıştır. Tasarımların hepsi Şekil 38’de görüldüğü gibi CATIA V5 3 boyutlu tasarım programı tarafından tasarlanmıştır.



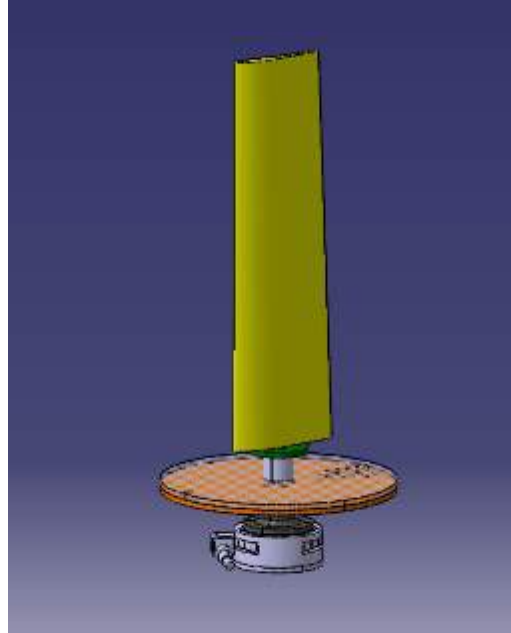
Şekil 38. Kanat modeli CAD tasarımı.

Ölçümlerin alınması planlanırken, birbiri sıra gelen hücum açılarında yapılacak testlerin icrası için hücum açısı tablası ve döner tabla tasarlanıp, üretilmiştir. Bu tablaların tasarımı yapılırken göz önünde bulundurulmuş düşünce, bir pin yardımıyla kanat açısını istenilen bir derecede sabitlemektir. Birbiri üzerinde kayan iki tabla ve hassas delinmiş delikler sayesinde istenilen açı sağlanabilmektedir. Bu tablalar Şekil 39’de gösterilmiştir. Turuncu renk ile gösterilen hücum açısı tablası, transparan beyaz renk ile gösterilen ise döner tabladır. Bu tablalardaki

kılavuz delikler -15 dereceden +15 dereceye kadar 1'er derece artış olacak şekilde tasarlanmıştır.



Şekil 39. Hücüm açısı tablası.



Şekil 40. Rüzgar tüneli kanat test düzeneği montajı.

3.4.1 Kanatların Ve Test Yatağının Üretimi

Test modellerinin (kanatların) ve test yatağının tasarımı dondurulduktan sonra üretim safhasına geçilmiştir. Bu tip rüzgar tüneli çalışmalarında parça hassasiyeti ve yüzey pürüzlülüğü önemli bir faktör olduğundan dolayı, üretim için dik freze işleme metodu uygun görülmüştür. Bütün bu durumları göz önünde bulundurarak üreticiden, hassasiyet oranının 0.05 milimetreyi geçmemesi ve malzeme olarak alüminyum 6061-T6 malzemesi kullanması

istenmiştir. Alüminyum malzemesi freze işlenmeye uygunluk ve sertliği için istenmiştir. Üretim esnasında ve üretim sonrasında elde edilen parçaların resimleri aşağıda Şekil 41, Şekil 42, Şekil 43 ve Şekil 44'de gösterilmiştir.



Şekil 41. Kanat üretim aşaması.



Şekil 42. Üretilmiş kanat.



Şekil 43. Hücüm açısı değiştirme tablası.

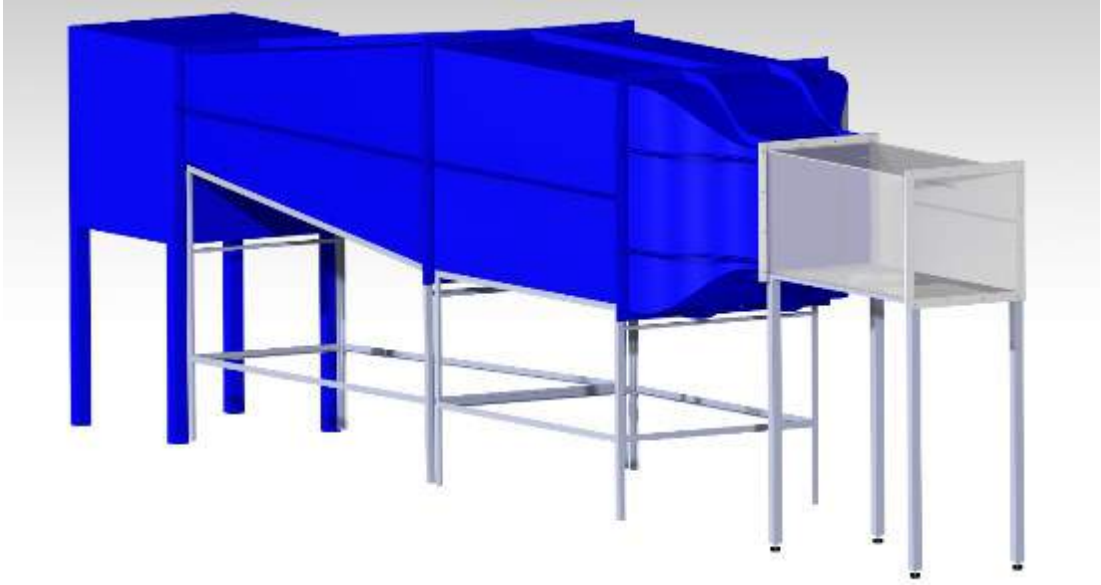


Şekil 44. Test düzeneği ve rüzgar tüneli.

3.5 Rüzgar Tüneli Özellikleri Ve Ölçüm Cihazları

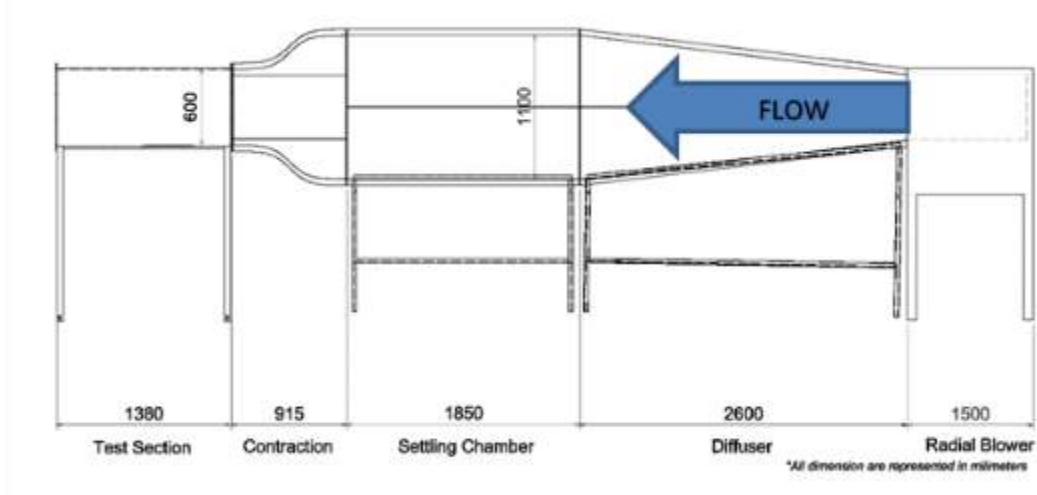
3.5.1 Rüzgar Tüneli Özellikleri

Deneylerin tamamının ODTÜ Havacılık ve Uzay Mühendisliği Bölümündeki Hangar binasında bulunan düşük hızlı rüzgar tüneline yapılması planlanmıştır. Bu rüzgar tüneli 3 m/s'den 17 m/s'ye kadar olan akış hızlarını kontrollü olarak sağlayabilmektedir.



Şekil 45. Rüzgar tüneli.

Bu rüzgar tüneli 5 ana parçadan oluşmaktadır. Bunlar motor, difüzör, düzeltme kısmı, küçülme konisi ve test bölmesi olarak adlandırılmıştır. Motor veya üfleme kısmı, 0.6 metre çapında çift taraflı salyangoz tipi üfleme kısmı ve PLC kontrollü 18.5 kW gücünde trifaze bir motordan oluşmaktadır. Ayrıca rüzgar tünelinin genel boyutları aşağıda Şekil’de gösterilmiştir.



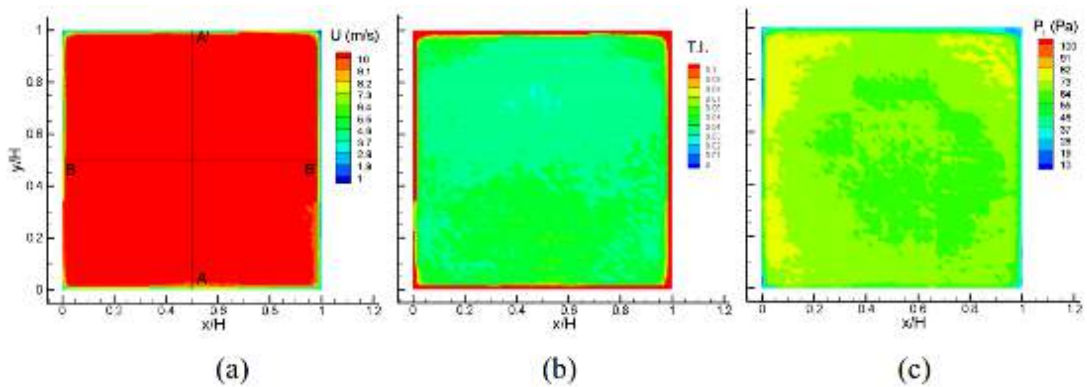
Şekil 46. Rüzgar tüneli genel boyutlar.



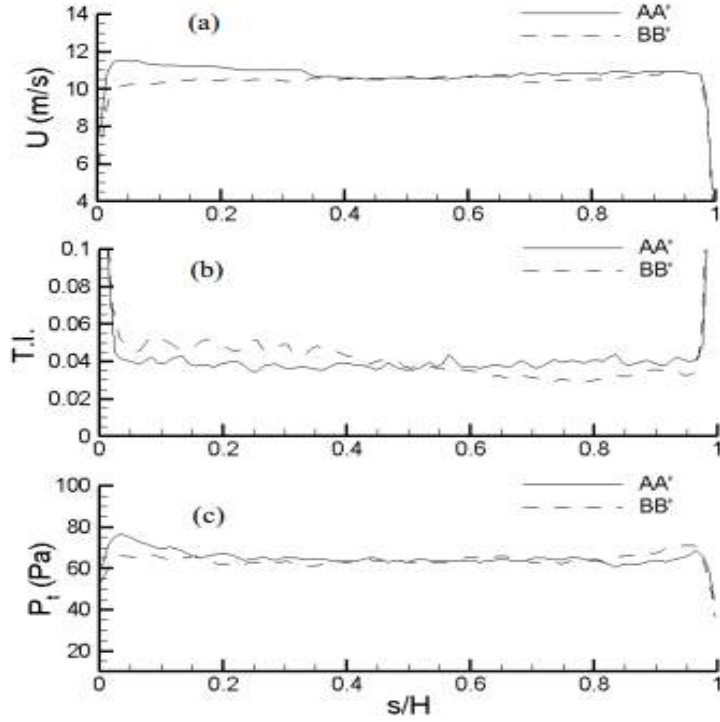
Şekil 47. Rüzgar tüneli.

3.5.2 Rüzgar Tüneli Karakterizasyonu

Yapılan deneylerdeki doğruluk payı ve güvenilirliğin araştırılması ve gelen akışın profilinin çıkarılması için rüzgar tüneli karakterizasyonu yapılmaktadır. Bu rüzgar tünelinin karakterizasyonu daha önceki yapılan çalışmalarda Ostovan ve arkadaşları tarafından yapılmıştır. Bu çalışmada test bölmesinin çıkış kesitinde akış hızı, türbülans yoğunluğu ve toplam basınç ölçülmüştür. Bu bahsi geçen ölçümler Kiel probe'un ve sıcak tel anemometre probunun akış yönüne doğru yerleştirilmesiyle icra edilmiştir. Aşağıdaki resimler 10m/s akış hızında yapılan ölçümlerden çıkarılan başlıca aerodinamik parametreleri göstermektedir, Ostovan (2011).



Şekil 48. Rüzgar tüneli test çıkış alanında karakterizasyon verileri, Ostovan (2011).



Şekil 49. Rüzgar tüneli test çıkış alanı orta kesit karakterizasyon verileri, Ostovan (2011).

3.5.3 Anemometre (Akış Hız Ölçer)

Bu çalışma dahilinde yapılacak rüzgar tüneli akış hızı ölçümleri için termo-anemometre test ekipmanı kullanılmıştır. Bu minvalde kullanılacak ekipmanlar arasında Dwyer 471-B, kullanım kolaylığı ve küçük yapısı gibi özellikleri sayesinde rüzgar tüneli deneylerinde kullanılmak amacıyla ODTÜ Havacılık ve Uzay Mühendisliği Bölümü envanterinden seçilmiştir. Bu ekipman ortam sıcaklığı 4 ila 32 santigrat derece arasındayken, 0 m/s'den 30 m/s'e kadar olan akış hızlarını yüzde 3'lük bir hassasiyet içeriğinde ölçebilmektedir. Ayrıca, bu cihaz -40 santigrat derece ile 100 santigrat derece arasını yüzde 0.28'lik bir hassasiyette ölçebilmektedir, Dwyer (2015). Şekil 50'de bu cihazın rüzgar tüneli ile birlikte kullanımı ve veri gösterim monitörü görülmektedir.



Şekil 50. Termo-anemometre hız ölçer ve rüzgar tüneli yerleşimi.

3.6 Ölçüm Ekipmanları Ve Ölçüm Zinciri

3.6.1 Ölçüm Zinciri

Ölçüm zinciri, bir deney içerisinde yapılacak ölçümlerin izlediği yolların en kısaca anlatımıdır. Bu çalışma için ise aerodinamik kuvvetlerin yük hücresi üzerinde oluşturduğu etkileşim ile başlar. Bu etkileşim sayesinde yük hücresi içerisinde bulunan birim deformasyon ölçerler ufak miktarda voltaj sinyalleri yaratırlar. Bu voltaj değişimleri güç amplifikasyon kutusu içerisinde geçer. Güç amplifikasyon kutusu bu sinyalleri ölçümü yapılabilecek şekilde büyütür. Ölçüme uygun hale gelen elektriksel sinyaller, veri toplama sistemi tarafından toplanır ve sayısal verilere dönüştürülerek veri toplama sistemi tarafından bilgisayara aktarılır. Sonrasında, bilgisayarda bulunan test yazılımı tarafından alınan sayısal veriler çeşitli kalibrasyon hesaplamaları ve fiziksel formüller ile anlamlı verilere dönüştürülür. Bütün bu aşamalar yapılacak bütün testlerde aynıdır ve genel anlamda test ölçüm zinciri rutini aşağıdaki Şekil 51'de gösterilmiştir.



Şekil 51. Aerodinamik yük ölçüm zinciri.

3.6.2 Yük Hücresi

Rüzgar tüneli çalışmalarında, aerodinamik yüklerin ölçülmesi amacıyla kanatların monte edildiği test sisteminin kök kısmına 6 eksenle ölçüm yapabilen yük hücresi yerleştirilmiştir. ODTÜ Havacılık ve uzay mühendisliğinin deney envanterleri arasından ATI F/T Gamma yük hücresi deneylerde kullanılmak üzere belirlenmiştir ve deney düzeneği bu ekipmana bağlantı yapılabilecek şekilde tasarlanmıştır. Bu yük hücresi yüksek çözünürlük kapasitesi ve 6 eksenle ölçüm yapabilme yeteneği dolayısıyla tercih edilmiştir bkz.Şekil 52. Bu yük hücresi X ve Y ekseninde 32 Newton'a kadar, Z ekseninde ise 100 Newton'a kadar ölçüm yapabilmektedir. Bu eksenler ise yük hücresinin ölçüm yaptığı yüzeyler X ve Y eksenini, yüzeye dik olan eksen ise Z eksenini olarak üretici tarafından belirlenmiştir. Bununla birlikte tork/moment ölçümlerinde ise bu yük hücresi bütün eksenlerde 2.5 Newton metre'ye kadar ölçüm yapabilmektedir, ATI (2014). ATI Gamma yük hücresi ölçüm yapabilmesi için önceki kısımlarda da bahsedildiği üzere Şekil 53'da gösterilen güç kaynağı/amplifikatör'e ihtiyaç duymaktadır. Kalibrasyon ve ölçüm hassasiyetleri bu iki ekipmanlar birlikte yapıldığı için her ikisi bir paket olarak incelenmektedir.



Şekil 52. 6-eksen yük hücresi montaj resmi.

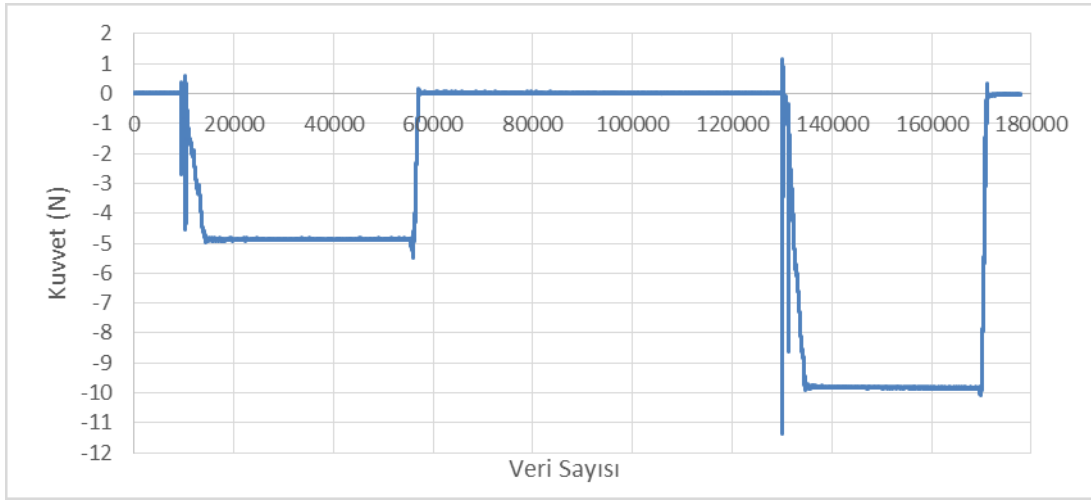


Şekil 53. Yük hücresi güç kaynağı/amplifikatör.

3.6.3 Yük Hücresi Kalibrasyonu

ATI Gamma yük hücresi, üretim sonrası üretici tarafından kalibre edilip kullanıma hazır olarak satılmaktadır. Ancak, satın alım sırasında yük hücresi ile birlikte üretici tarafından yapılan kalibrasyonun matrisi de birlikte verilmektedir. Bu kalibrasyon matrisi deneyler sırasında alınan voltaj sinyallerinin anlamlı hale getirilmesinde, yük hücresi yazılımına tanımlanmaktadır. Ancak

yine de kullanımlar sonrasında alınan verilerinin doğruluğunu kontrol etmek ve emin olmak amacıyla ağırlığı bilinen hassas yükler ile tekrar bir test yapılmıştır. Bu testte 5, 50, 100, 500 ve 1000 gramlık hassas yükler ile yük hücresinden anlamlı veriler alınmıştır. Bu testlerin ışığında yük hücresinin kalibrasyonun doğruluğu kanıtlanmış ve deneylerde kullanılacak güvenilirlikte bir ekipman olduğuna karar verilmiştir. Şekil 54'de 500 gram ve 1000 gram ağırlıklar ile yapılan kalibrasyon testinin verileri görülmektedir. Bununla birlikte Tablo 10'de alınan bütün ölçümler gösterilmiştir. Ayrıca, ağırlıkların artışı ile hata yüzdesinin artışı dikkate değerdir. Bunun sebebi ise deney alanının etrafında ki diğer ekipmanlar tarafından oluşturulan titreşimin yük hücresinde gürültü olarak görülmesinden kaynaklanmaktadır. Ağırlık arttıkça gürültü oranının düşmesi sayesinde hata payı azalmaktadır.



Şekil 54. 500 gr. Ve 1000 gr. yükleme verileri.

Tablo 10. Yük hücresi bilinen ağırlık ölçümleri.

Bilinen Ağırlık (gram)	Ölçüm (N)	Ölçüm (gram)	Hata (%)
5	-0.05013	5.1209	2.4181
50	-0.47846	48.8722	-2.2556
100	-0.99438	101.5712	1.5712
500	-4.86599	498.0547	-0.38906
1000	-9.81095	1002.14	0.214025

3.6.4 Eksen Dışı Yükleme Hassasiyeti

Eksen dışı yükleme hassasiyeti veya diğer adıyla merkez dışı yükleme hatası adından da anlaşıldığı gibi yük hücresinin kalibre edildiği eksen takımının merkezinin dışında yük uygulanması durumunda ölçümlerde oluşan hata veya ölçümün belli bir ölçüde değişimidir. Ölçümlerdeki bu hata, yük hücresi üretim, yük hücresi montajı, birim deformasyon ölçerlerinin yanlış pozisyonlandırılması ve köprü tipinden kaynaklanmaktadır, Mitchell vs. (1986). Bu hata

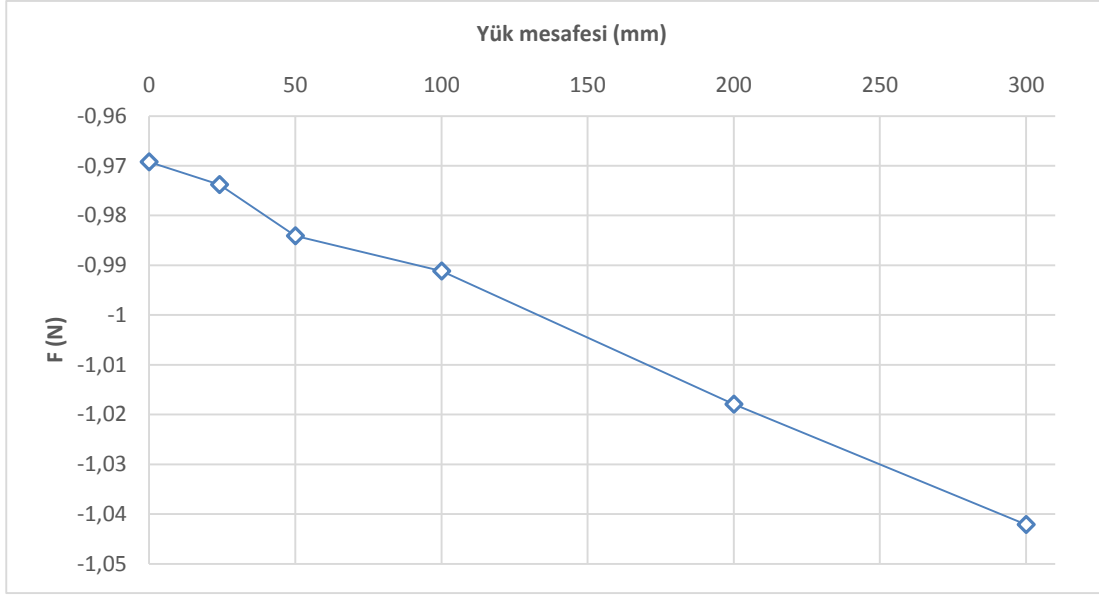
oluşumu kullanılan test ekipmanlarında daha iyi çözümlenmek amacıyla bir test yapılmıştır. Bu testte uzun tek tarafından montajlanmış bir kiriş kullanılmıştır. Bu kirişi kullanarak eksek dışına belli bir mesafede ağırlığı yükleyerek ölçümlerdeki farklılık gözlemlenmiştir. Bu test eksen dışı yükleme hassasiyetinin anlaşılması ve ölçümlerde ortadan kaldırılması konusunda faydalı olmuştur.



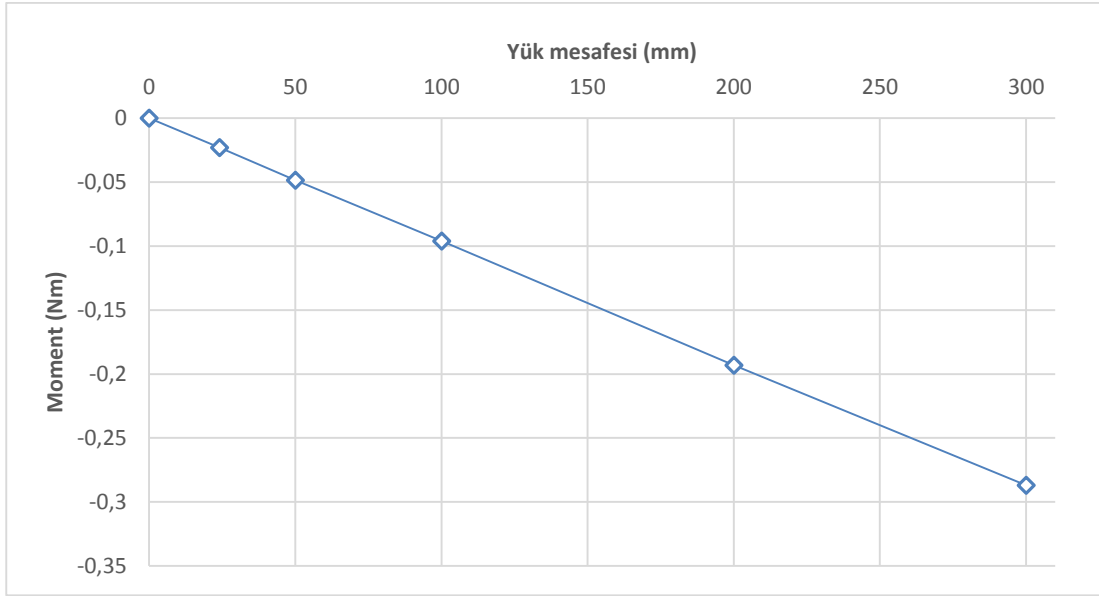
Şekil 55. Eksen dışı yükleme test düzeneği.

Tablo 11. Eksen dışı yükleme testi ölçümleri.

Kütle uzaklığı	Fx	My
0	-0.96921	0
24	-0.97378	-0.0230175
50	-0.98408	-0.048605652
100	-0.99115	-0.095998406
200	-1.01792	-0.193075728
300	-1.0421	-0.287057846



Şekil 56. Kuvvet ölçüm değişimi ve uygulama uzaklığı.



Şekil 57. Moment ölçüm değişimi ve uygulama uzaklığı.

Yapılan test sayesinde eksen dışı yüklemekten oluşan hataların ölçümlerden çıkarılmasını sağlayan parametreler elde edilmiştir. Şekil 56'de görüldüğü gibi ölçümlerin değişimi uygulama mesafesi arttıkça lineer olarak artmaktadır. Bu lineer davranış hatanın ölçümlerden çıkarılmasında kolaylık sağlamaktadır. Ayrıca, Şekil 57'de görülen moment ölçümleri beklenildiği gibi çıkmıştır, bu ölçümler sayesinde moment ölçümlerinde hata olmadığı anlaşılmıştır. Denklem 49 ve Denklem 53 arasındaki denklemler eksen dışı ölçüm hatalarının çözümlenmesini sağlamaktadır.

$$F_m = F_r + F_r * x * e \quad (49)$$

$$M_m = F_r * x \quad (50)$$

$$F_m = M_m/x + M_m * e \quad (51)$$

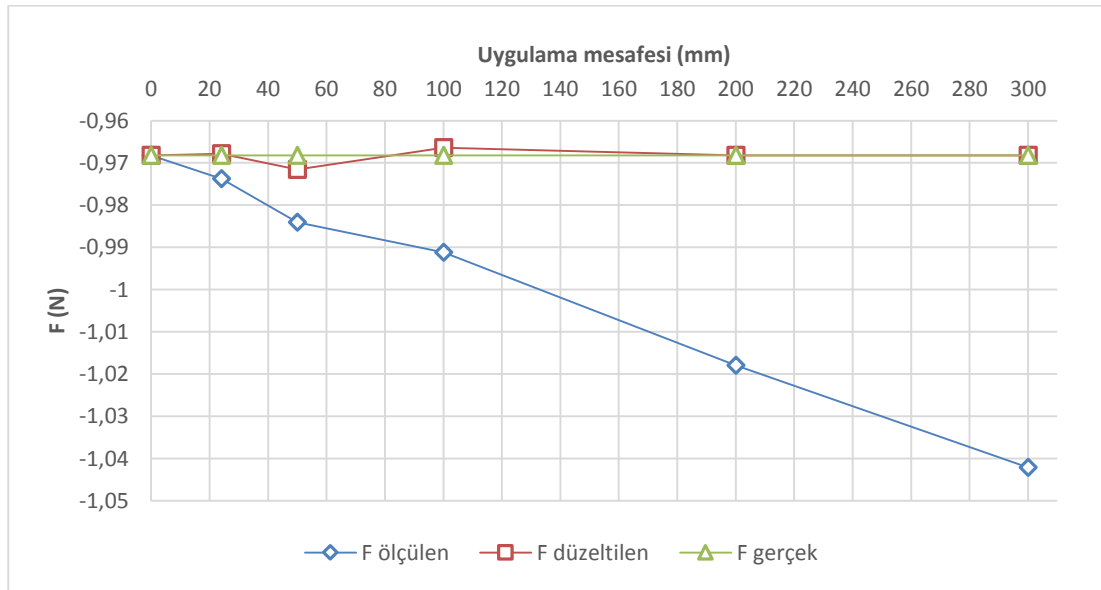
$$x = \frac{M_m}{F_m - M_m * e} \quad (52)$$

$$F_r = F_m - M_m * e \quad (53)$$

Yukarıdaki Denklemlerde, F_m , F_r , M_m ve e sırası ile ölçülen kuvvet, gerçek kuvvet, Ölçülen moment ve eksen dışı yükleme hassasiyet parametresini (%/mm) değerlerini göstermektedir. Yapılan testlerden “e” parametresi $0.0002575 \text{ mm}^{-1}$ olarak hesaplanmıştır. Tablo 12’de ölçümler ve hata çıkarımı yapılan kuvvet hesaplamaları gösterilmektedir.

Tablo 12. Eksen dışı kuvvet hassasiyeti analitik hata hesaplaması.

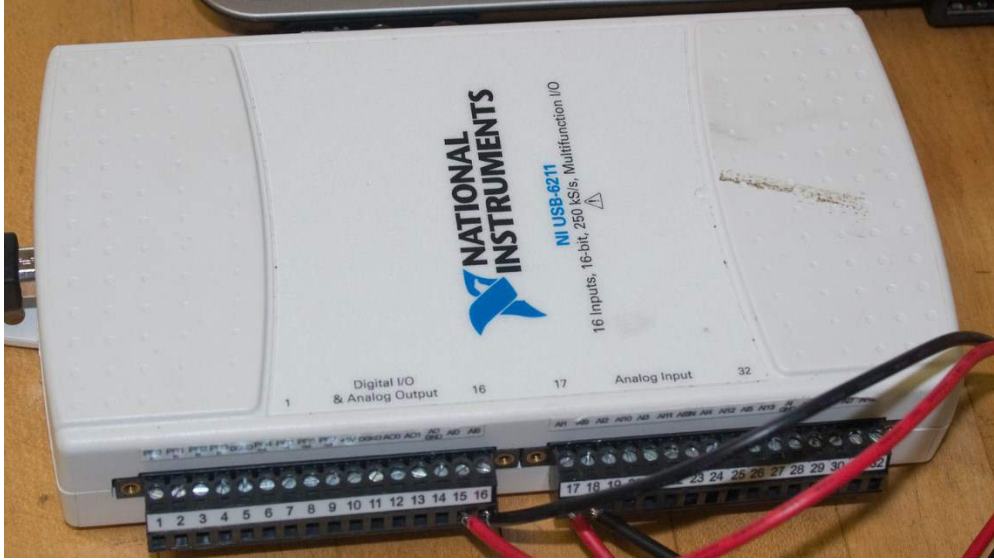
Kuvvet uygulama uzaklığı (mm)	Ölçülen Kuvvet (N)	Ölçülen Moment (N)	Hesaplanan Gerçek Kuvvet (N) Denklem
0	-0.96921	0	-0.96822
24	-0.97378	-0.02302	-0.96785
50	-0.98408	-0.04861	-0.97156
100	-0.99115	-0.096	-0.96643
200	-1.01792	-0.19308	-0.96821
300	-1.0421	-0.28706	-0.96818
Ortalama			-0.96840



Şekil 58. Çözümlenmiş eksen dışı yükleme hassasiyeti.

3.6.5 Veri Toplama Sistemi

Ölçüm verilerin toplanabilmesi için, Şekil 59'de gösterilen National Instruments, NI-USB-6211 veri toplama sistemi kullanılmıştır. Bu cihaz 16 tane girişe kadar -10 volt ile 10 volt arasında 10000 Hz frekansa kadar aynı anda veri toplayabilmektedir. Aynı zamanda bu cihaz USB aracılığıyla bilgisayara bağlanabilmektedir, National Instruments (2015).



Şekil 59. Veri toplama sistemi.

Rüzgar tüneli deneylerinde masaüstü bir bilgisayar ve National Instruments firmasının ATI yük hücreleri için özel olarak geliştirilen Labview yazılımı kullanılmıştır. Yazılım içerisinde kalibrasyon matrisi ve ölçümleme frekansı seçilebilmektedir. Bu sayede ölçümler deneylerin ihtiyacı olduğu oranda modifiye edilebilmektedir. Ayrıca anlık alınan veriler ekrandan canlı olarak izlenebilmektedir. Bunlara ek olarak yazılım marifeti sayesinde ölçümler “collect data” tuşu sayesinde istenildiği anda başlatılabilmektedir.

3.7 Deney Hata Oranı Tahmini

Deneylerde ekipmanların ölçüm hatalarından kaynaklanan hata oranı tahminleri, deneyde kullanılan bütün ekipmanların kendi içerisinde sahip olduğu hata payları ve çözünürlük değerleri kullanılarak hesaplanır. Dolayısıyla bu istatistiksel çalışma dahilinde, kullanılan ekipmanların hata payları araştırılıp, ilerleyen aşamalarda hata hesaplamalarında kullanılmak amacıyla not edilmiştir. Deneylerde kullanılan yük hücrelerinin çözünürlük ve hata payları, üretici tarafından sağlanan teknik veri kağıdından alınmıştır. Bu teknik bilgi dokümanında yük hücrelerinin kuvvet çözünürlüğü X ve Y eksenleri için 0.00625 N, Z eksenini için 0.0125 N verilmiştir. Bunlara ek olarak tork/moment ölçümü için verilen çözünürlükler bütün eksenler için 0.0005 Nm olarak verilmiştir, ATI (2014). Bu çalışmada yapılacak deneylerde beklenen ölçümler 10 N kuvvetten ve 0.075 Nm moment'den daha fazla olması beklenmemektedir. Bu yüzden ölçüm aralıkları bahsi geçen sınırlar arasında kalmaktadır, bu sayede beklenen hata

payı kuvvet ölçümünde yüzde 0.125, tork ölçümünde yüzde 0.667 geçmemektedir. Tablo 13'de yük hücresi ölçüm aralıkları ve çözünürlükleri detaylı şekilde gösterilmiştir.

Tablo 13. Altı eksenli yük hücresi ölçüm ve hata aralıkları.

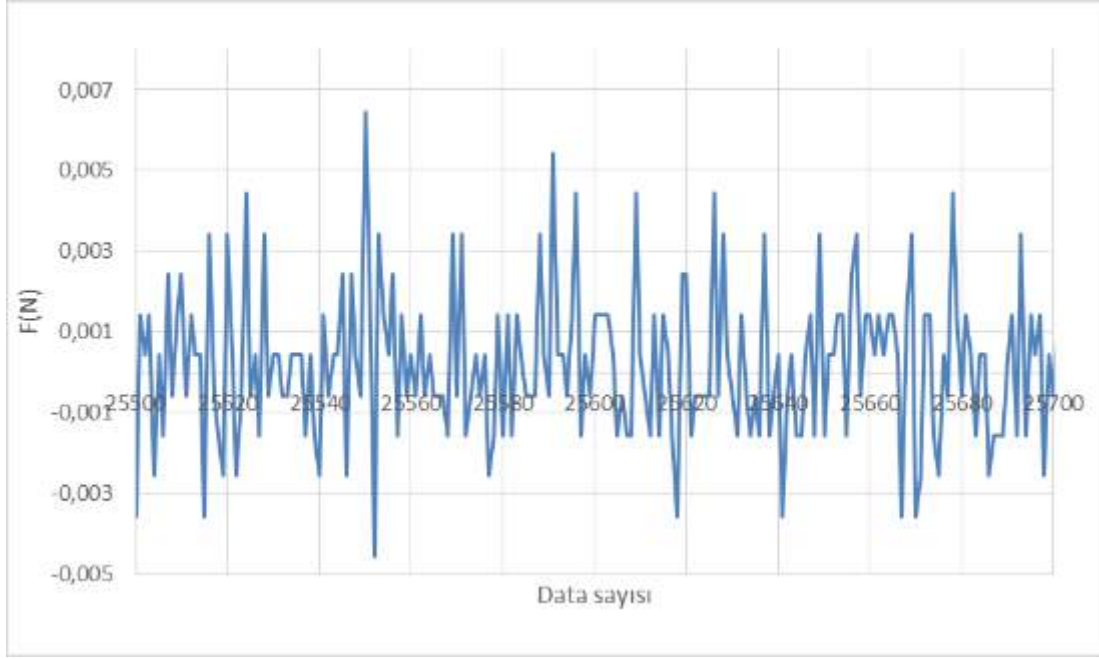
	Ölçüm Aralığı	Çözünürlük
F _x , F _y	32 N	1/160 N
F _z	100 N	1/80 N
T _x , T _y , T _z	2.5 Nm	1/2000 Nm

Rüzgar tüneli 3 m/s'den 17 m/s'ye kadar akış hızı sağlayabilmektedir ancak rüzgar tüneli motorunun ısınmasından dolayı, 14 m/s'den yüksek hızlarda rüzgar tüneli motor gerekli akış hızını uzun süreler boyunca sağlayamamaktadır. Bu durum göz önünde bulundurularak veri alım süreci olabildiğince eniyilenmiş ve süresi kısaltılmaya çalışılmıştır ve hız ölçer cihaz ölçümler sürecinde sürekli açık tutulmuş ve kontrol edilmiştir.

Buna ek olarak hız ölçümlerinde kullanılan Dwyer-471B termo-anemometre'nin hata payı ölçülmesi planlanan akış hızı aralıklarında yüzde 3 olarak teknik dökümanlarında verilmiştir. Ayrıca, veri kayma hatası ve gürültü kondisyonlarında incelenmiştir. Ortam şartları altında yapılan testlerde, yük hücresinin verilerinde oluşacak veri kayma hatası ve gürültü durumu, yük hücresinin üzerinden yük kaldırıldıktan sonra incelenmiştir bkz.Şekil 60 . Bu durumunu incelenmesinin sebebi, en fazla kayma hatasının yük kaldırıldıktan sonra yaşanması ve en fazla gürültü oranının yük hücresi üzerinde kuvvet uygulanmadığı zaman oluşmasıdır.

Hata kayma oranı her deney başında ve deneylerde hata fark edildikçe sıfırlanarak düzeltilmiştir. Bunun için yapılan deneyde ise veri kaymanın büyük bir problem olmadığı kayma oranının binde 1 oranından bile daha az olduğu incelenmiştir. Buna ek olarak, yük hücresi üzerinden yük olmadığından dolayı gürültü oranı 0.01 Newton'dan 0.2 Newton'a kadar değişen oranlarda görülmüştür. Bu denli yüksek bir gürültü oranı deneylerde ölçümü planlanan yükler göz önünde bulundurulduğunda kabul edilemeyecek büyüklüktedir. Bu sebepten dolayı uzun süre veriler alınıp, ortalama alındığında gürültü oranının sonuca etkisi incelenmiştir.

Tablo 14'de rastlantısal belirsizlik seviyeleri gösterilmiştir. Alınan verilerin ortalaması neredeyse sıfır çıkmıştır, ve bu verilere güvenerek rahatlıkla deneylerde alınan verilerin sayısı gürültü hatasını yok edecek yeterliliktedir. Bunun sonrasında ortalamanın rastlantısal belirsizlik değeri yüzde 0.5316 olarak hesaplanmıştır. Bu hesaplamalar, %95.44 güven seviyesinde (54),(55) ve (56) numaralı denklemler kullanılarak hesaplanmıştır, Wheeler vd. (1996). Bu çalışma ve hesaplamalar sonucunda ölçümlerin tamamen güvenilir olduğu ve alınan veri sayısının yeterli olduğu kanısına varılmıştır.



Şekil 60. Yük hücresi gürültü ve veri kayma durumu.

Tablo 14. Yük hücresi için belirsizlik tahmini (yüzde 95 güven seviyesinde).

Ortalama	Standart Sapma	En Yüksek	En düşük	Rastlantısal Hata	Ortalamanın Rastlantısal Hatası
0.0045735	0.00192236	0.0074265	-0.0075735	0.0038447	2.4316E-05

Çok ekipmanlı ve ölçümlü belirsizlik tahmini aşağıdaki formüller kullanarak hesaplanmıştır. Alınan ölçümlerin ortalaması aşağıdaki formül kullanılarak alınmaktadır, Wheeler vd. (1996).

$$\bar{R} = \frac{1}{M} \sum_{j=1}^M (R_j) \quad (54)$$

Denklem 'de R ve M sırası ile alınan ölçümü ve alınan veri sayısını göstermektedir. Standart sapma hesaplaması aşağıdaki formül kullanılarak yapılmaktadır, Wheeler vd. (1996).

$$S_{\bar{R}} = \left[\frac{\sum_{j=1}^M (R_j - \bar{R})^2}{M - 1} \right]^{1/2} \quad (55)$$

Ölçümlerdeki belirsizlik oranı aşağıdaki formül kullanılarak hesaplanmaktadır, Wheeler vd. (1996).

$$P_{\bar{R}} = t * S_{\bar{R}} = t * \frac{S_R}{\sqrt{M}} \quad (56)$$

t değeri, istatistiksel t-dağılım tablosundan alınmıştır serbestlik derecesi, $v = M - 1$ kullanılarak hesaplanır. Sistematik belirsizlik tahmini aşağıdaki formül kullanılarak hesaplanır, Wheeler vd. (1996).

$$B_R = \left\{ \sum_{i=1}^n \left(B_i \frac{\partial R}{\partial x_i} \right)^2 \right\}^{1/2} \quad (57)$$

Birleşik sistematik belirsizlik tahmini ve toplam belirsizlik hesaplanması aşağıdaki formül kullanılarak yapılır, Wheeler vd. (1996).

$$W_{\bar{R}} = (B_R^2 + P_R^2)^{1/2} \quad (58)$$

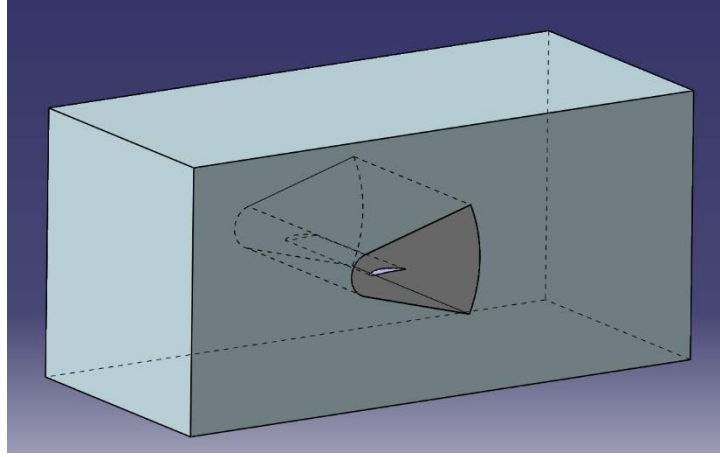
Her ekipman için hata oranları ayrı ayrı dikkate alınıp, yük hücresi için %0.5316 olarak, termomanometre için %3 olarak hesaplanmıştır. Aerodinamik yük hesaplamalarında hız terimi 2. Dereceden hesaplanmaktadır bu yüzden yukarıda ki (9) numaralı denklemde de görüldüğü gibi bu terimin türevi alınması gerekmektedir. Dolayısıyla toplam ölçüm belirsizliği hesaplanırken hız ölçüm hatasının 2 katı kullanılmaktadır.

$$W_{\bar{R}} = (6^2 + 0.5316^2)^{1/2} = 6.0235 \quad (59)$$

Sonuç olarak, yük hücrelerinden kaynaklı hata payı toplam hata payına oranla çok düşük çıkmıştır. Hata payının büyük bir bölümü akış hızı ölçümünden kaynaklanmaktadır. Bu yüzden toplam hata payı yüzde 6.0235 olarak hesaplanmıştır.

3.8 3 Boyutlu Modelleme Ve Sınır Şartı

Çalışmanın bu kısmında, hesaplamalı akışkanlar dinamiği analizleri, hem temel kanat konfigürasyonu hem de optimize edilmiş kanat konfigürasyonları için yapılmıştır. Bu çalışmalar için ticari bir yazılım olan ANSYS Fluent yazılımı kullanılmıştır. Rüzgar tüneli deneylerinde kullanılan test bölmesinin boyutları, yazılım içerisinde birebire modellenerek gerçeğe olabildiğince yakın simülasyon sonuçları elde etmek amaçlanmıştır. Buna ek olarak, HAD modelinin iç kısmında kanada daha yakın kısımlarda başka bir hacim oluşturularak, daha yüksek çözünürlüklü ağ geometrisi uygulanmıştır. Bu sayede basınç, hız gibi değerlerin yüksek hızda değiştiği alanlarda daha iyi sonuç alınması amaçlanmıştır. Aynı zamanda bu hacim aynı kanat biçiminin -5 dereceden 15 dereceye kadar değişen hücum açılarında simüle edileceği düşünülerek oluşturulmuştur.

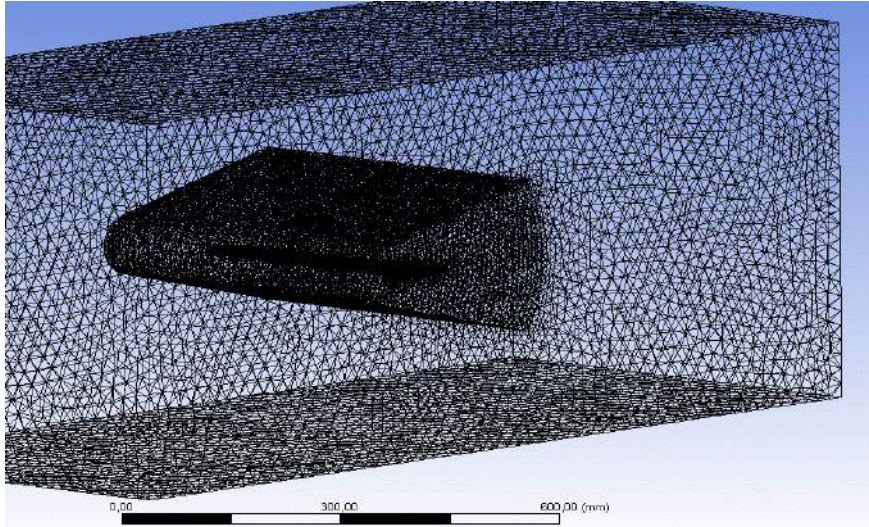


Şekil 61. 3 boyutlu HAD modeli.

HAD yazılımı dahilinde giriş hız profilleri otomatik değişebilir şekilde programlanmıştır bu sayede listesi verilen bütün hız girişi ve hücum açılarında tek bir analiz içerisinde bütün durumlar için simülasyon çözdürülür.

3.8.1 Ağ Geometrisi Oluşumu

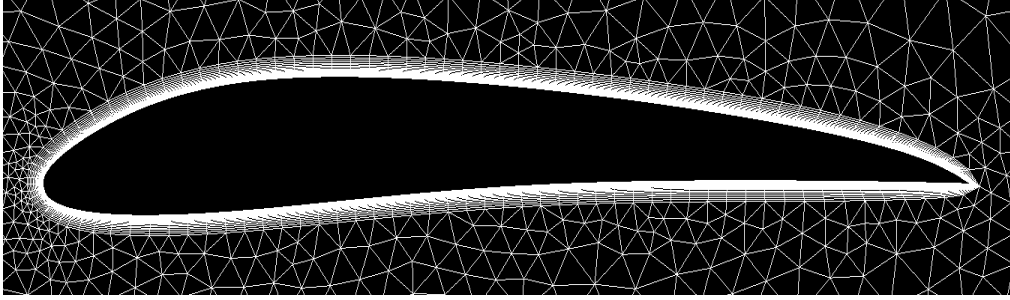
Ağ geometrisi ANSYS Fluent içerisinde bulunan ağ geometrisi oluşturma modülü ile oluşturulmuştur. Buna ek olarak, kanat yüzeyleri ve iç kısımda oluşturulan hacim daha iyi sonuçlar alabilmek amacıyla daha yüksek çözünürlüklü şekilde boyutlandırılmıştır. Şekil 62’de oluşturulan ağ geometrisi ve iç hacim kısmı görülmektedir.



Şekil 62. Ağ Geometrisi.

Viskoz akış analizlerinden olabildiğince en iyi sonuçları alabilmek amacıyla kanat üzerinde sınır tabaka çözümlerini yapabilmek amacıyla sınır tabaka ağ geometrisi oluşturulmuştur. Sınır tabaka ağ geometrisinin hesaplamaları denklem (60) ile (64) arasında gösterilmiştir. Bu

hesaplamalar sonucunda çıkan y^+ değerlerinin ışığında Şekil 63'da görülen sınır tabaka ağ geometrisi oluşturulmuştur.



Şekil 63. Sınır tabaka ağ geometrisi.

Reynolds sayısı aşağıdaki formül kullanılarak hesaplanmaktadır, Schlichting vd. (2000).

$$Re = \frac{\rho \cdot U_{\text{freestream}} \cdot L_{\text{boundary layer}}}{\mu} \quad (60)$$

Schlichting hesaplama yöntemi ile yüzey sürüklenme kuvveti aşağıdaki formül ile hesaplanmaktadır, Schlichting vd. (2000).

$$C_f = [2 \log_{10}(Re_x) - 0.65]^{-2.3} \text{ eğer } Re_x < 10^9 \quad (61)$$

Duvar kesme gerilimi aşağıdaki formül ile hesaplanmaktadır:

$$\tau_w = C_f \cdot \frac{1}{2} U_{\text{freestream}}^2 \quad (62)$$

Sürtünme hızı aşağıdaki ile hesaplanmaktadır:

$$u_* = \sqrt{\frac{\tau_w}{\rho}} \quad (63)$$

Son olarak sınır tabaka geometrisinin ilk uzaklığı aşağıda bulunan formül ile hesaplanmaktadır:

$$y = \frac{y_+ \mu}{\rho u_*} \quad (64)$$

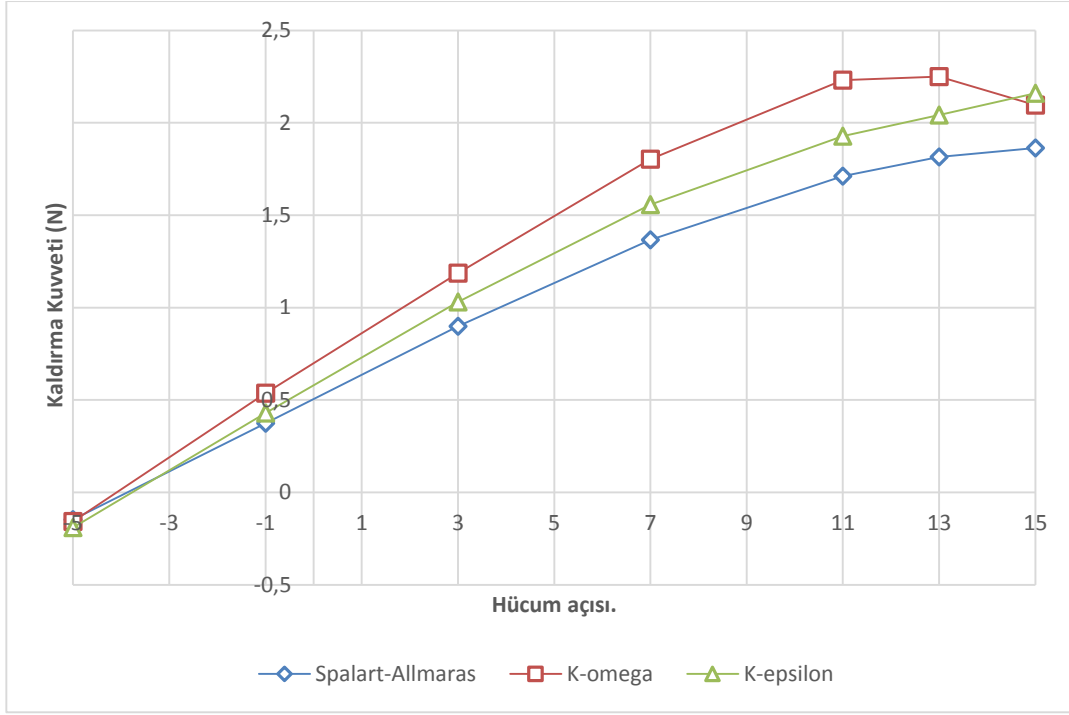
3.8.2 Çözücü Modeli Seçimi

Analizlerde kullanılan Ansys Fluent yazılımı içeriğinde iki farklı çözücü bulundurmaktadır. Bunlardan bir tanesi basınç-bazlı çözücü diğeri ise özgül ağırlık bazlı akuple çözücüdür. Basınç bazlı çözücü ayrık çözüm olarak da bilinmektedir ve çözüm metodu olarak basınç ve momentum birimlerini öncelikli olarak çözmektedir. Bu çalışmada düşük işlemci yükü ve düşük hafıza gereksinimi özelliklerinden dolayı ayrık çözüm modeli kullanılmıştır, ANSYS (2006).

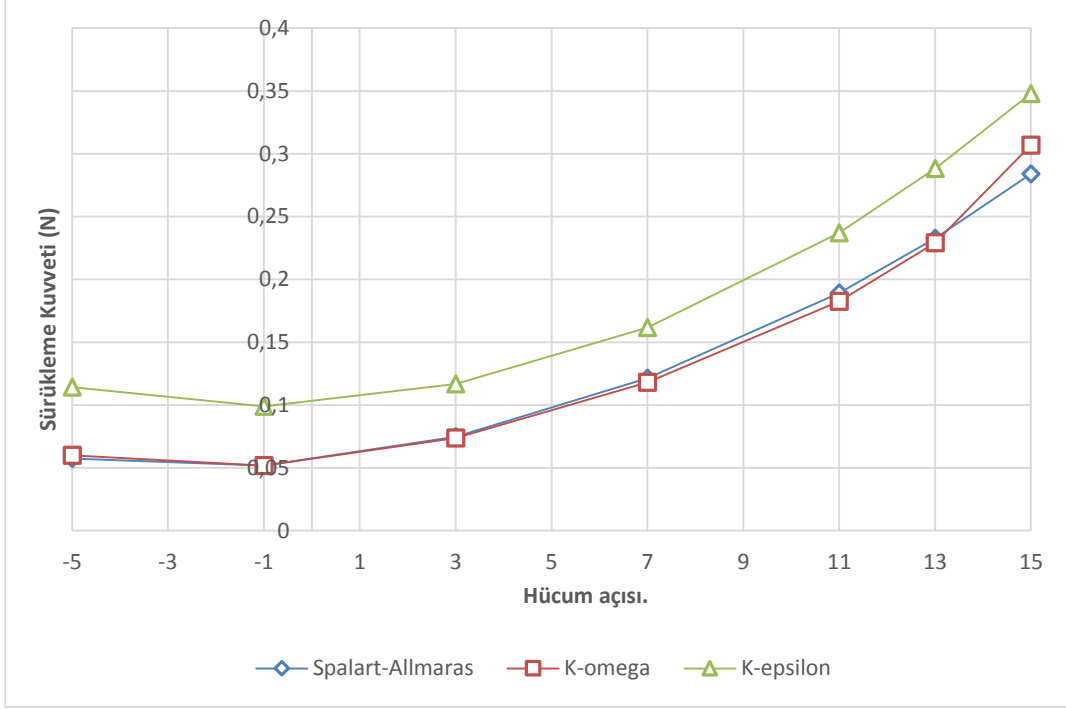
3.8.3 Türbülans Modeli Seçimi

Ticari HAD yazılımları içerisinde çok sayıda türbülans modeli bulunmaktadır. Bu konu başlıbaşına bir çalışma konusudur. Ancak bu çalışma için, aerodinamik kuvvetlerin tahmini ve düşük reynolds sayılı akışların çözümü ile uyumlu olan modeller arasında inceleme yapılmıştır.

Bu konuda 3 farklı türbülans modeli dikkate alınmış ve daha iyi sonuç alabilmek adına 3 türbülans modeli ile çözüm yapılmış sonuçları Şekil 64 ve Şekil 65'de karşılaştırılmıştır.



Şekil 64. Farklı türbülans modellerine göre kaldırma kuvveti eğrileri.



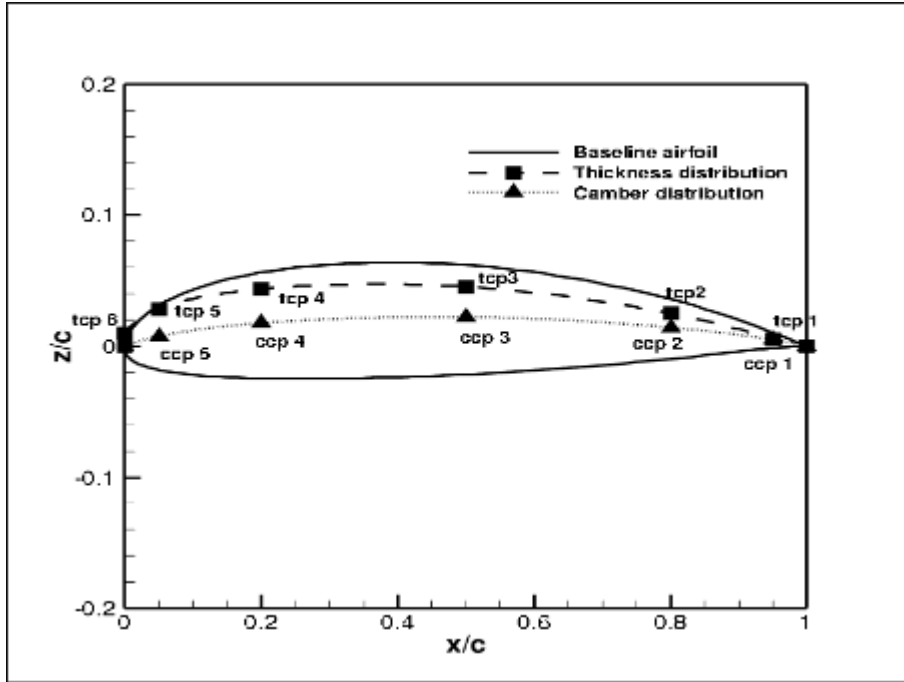
Şekil 65. Farklı türbülans modellerine göre sürüklenme kuvveti eğrileri.

Bu üç türbülans modeli sırayla Spallart-Almaras, k-epsilon ve k-omega türbülans modelleridir. Bu türbülans modelleri arasında düşük hafıza gereksinimi ve düşük Reynolds sayılı akışlarda iyi tahmin özelliği bulunduğundan dolayı Spallart-Almaras seçilmiştir, Ortiz vd. (2012). Aynı zamanda bu türbülans modeli 3 boyutlu kanat üzeri akışlarda yüksek performans gösterdiği için de bu çalışmada kullanılmak üzere belirlenmiştir.

4. BULGULAR VE SONUÇ

4.1 İnsansız Hava Aracı İçin Şekil Değiştirebilen Kanat Eniyilemesi

Gereçler ve yöntem kısmında tartışılan çözümler bir araya getirilerek oluşturulan kanat aerodinamik tasarım aracı şekil değiştirebilen kanat eniyilemesi için kullanılmıştır. Çalışma ilk önce şekil değiştirebilme mekanizmasının ve malzemesinin kullanılacağı sabit kanat eniyilemesi ile başlamıştır. Sabit kanat eniyilemesi temel kanadın en düşük sürüklenme kuvvetine sahip olduğu 30 m/s hızında yapılmıştır. Daha sonra şekil değiştirebilen kanat 16 m/s, 20 m/s, 40 m/s ve 50 m/s eniyelenmiş haline getirilerek eniyileme süreci sonlandırılmıştır. Temel Kanat, 1.2 m yarım kanat açıklığına ve 0.2 m veter uzunluğuna sahip bir kanattır. Kanat profili ise Şekil 66'da görüldüğü üzere b-spline metodu kullanılarak 6 kontrol noktasından (tcp) oluşan kalınlık eğrisi ve 5 kontrol noktasından (ccp) oluşan kamburluk eğrisinin birleştirilmeleriyle elde edilmiştir.



Şekil 66. Temel kanat profili.

3 boyutlu panel metot çözücüsü ve 2 boyutlu sınır tabaka çözücüsünün birleştirilmesiyle ortaya çıkan çözümlerine göre 106.01 N ağırlığa sahip bir insansız hava aracının farklı hızlarda düz uçuşu sırasında temel kanat üzerinde oluşan taşıma ve sürüklenme kuvvetleri Tablo 15'de verilmiştir, Gamboa vd. (2009).

Tablo 15. Temel kanat düz uçuş değerleri.

Hız (m/s)	Taşıma (N)	İndüklenmiş Sürüklenme + Basınç Sürüklemesi (N)	Toplam Sürüklenme (N)	α (derece)
16	106.010	4.882	6.846	14.988
20	106.010	2.496	3.758	7.440
30	106.010	1.155	2.718	1.591
40	106.010	0.723	3.219	-0.253
50	106.010	0.510	3.941	-1.106

Sonuçlara göre, 30 m/s değerinde en düşük sürüklenme kuvveti elde edilmektedir. Temel kanat kullanıldığında ve hücum açısı 15 dereceden aşağı olduğunda 16 m/s hız değerinde düz uçuş sağlanabilmektedir. Bu sebepten dolayı 16 m/s değeri perdevites hızı olarak kabul edilmiştir. Sabit kanat eniyilemesi 30 m/s hızında yapılacaktır.

4.1.1 Sabit Kanat Eniyilemesi

Sabit kanat eniyileme problemi, Denklem 65 ve Denklem 73 arasında gösterilmektedir.

$$\text{Minimum } D = D_i + D_p + D_s @ V_\infty = 30 \text{ m/s} \quad (65)$$

$$L = W = 106.01 \text{ N} \quad (66)$$

$$-5^\circ \leq \alpha \leq 15^\circ \quad (67)$$

$$z_1/c \geq 0.001 \quad (68)$$

$$z_6/c \geq 0.01 \quad (69)$$

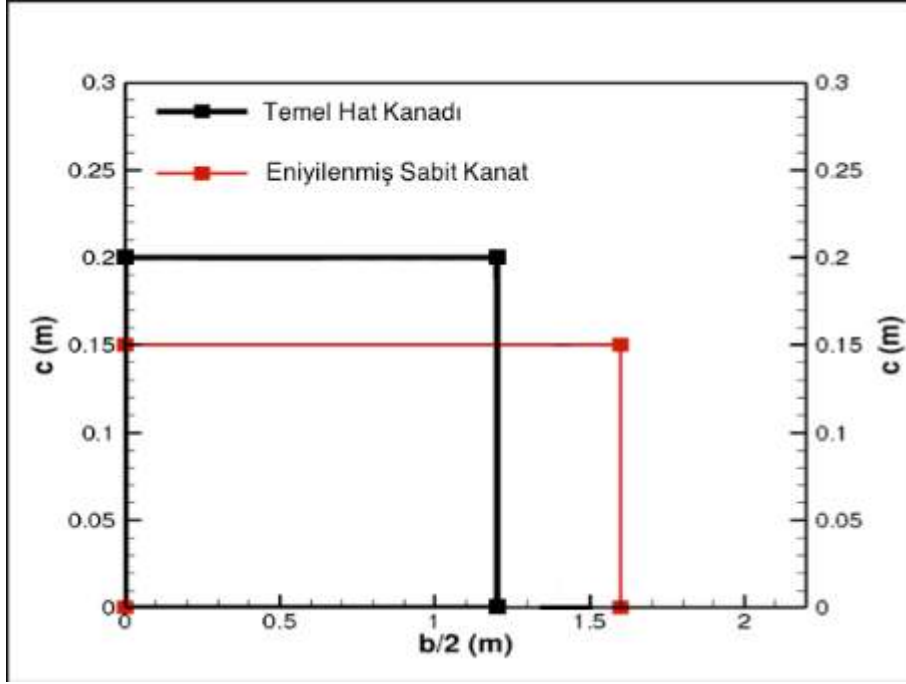
$$z_i/c \geq 0 \quad i = 2 - 5, 7 - 11 \quad (70)$$

$$z_i/c \leq 0.1 \quad i = 1 - 11 \quad (71)$$

$$0.15\text{m} \leq c_r, c_t \leq 0.33 \text{ m} \quad (72)$$

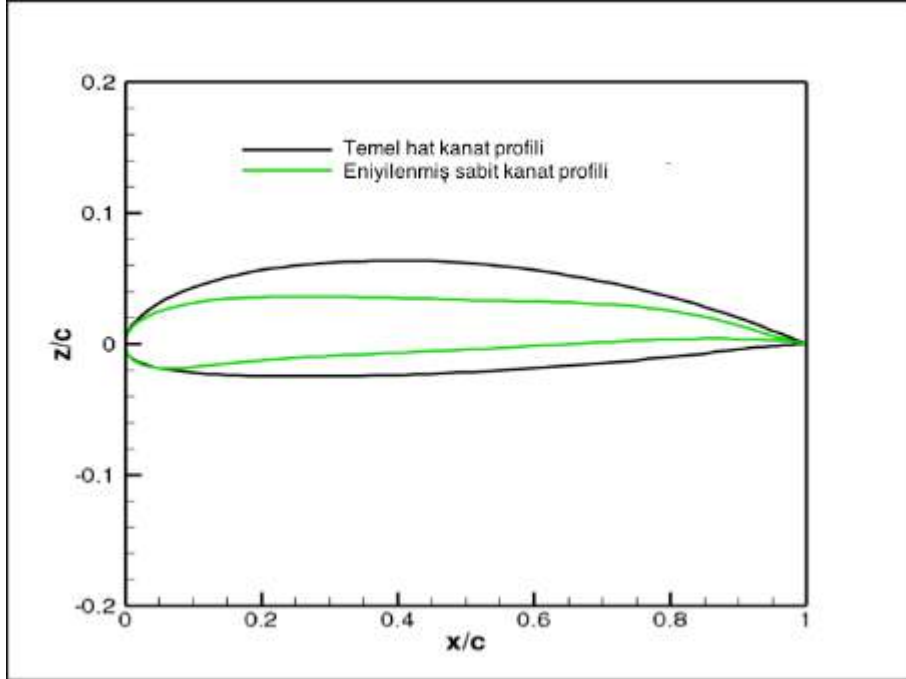
$$1\text{m} \leq b/2 \leq 1.7\text{m} \quad (73)$$

Denklem 65'te, indüklenen sürüklenme, basınç sürtünmesi ve yüzey sürtünmesinin toplanması ile elde edilen toplam sürüklemenin en aza indirilmesini sağlamak için kullanılan hedef fonksiyon tanımlanmıştır. Denklem 66, düz uçuşu sağlayacak kaldırma kuvvetinin uçağına ağırlığına eşitliği kısıtlamasıdır. Denklem 67, Denklem 70, Denklem 71, Denklem 72 ve Denklem 73 sırasıyla hücum açısının, kontrol noktalarının, kök ve uç veter boylarının ve yarı kanat açıklığının alt ve üst sınırlarını göstermektedir. Denklem 68 ve Denklem 69, sırasıyla firar kenarındaki ve hücum kenarındaki kalınlık kontrol noktalarının minimum değerini göstermektedir. Şekil 67'de eniyilenmiş sabit kanat ile temel kanat görülebilir.



Şekil 67. Temel kanat ve eniyilenmiş sabit kanat (kanat önü yukarı taraf üstten görünüşü).

Elde edilen eniyilenmiş sabit kanat, 1.6 m yarı kanat açıklığına ve 0.15 m veter boyuna sahip dikdörtgen bir kanattır. Eniyilenmiş sabit kanat, temel kanat ile karşılaştırıldığında kanat alanının (S) aynı kalmasına rağmen (0.48 m^2) açıklık oranının (AR) 12'den 21.334 değerine çıktığı görülmüştür. Şekil 68'de bu iki kanatların profilleri gösterilmektedir.



Şekil 68. Temel kanat profili ve eniyilenmiş sabit kanat profili.

Şekil 68'deki sonuçlara göre, eniyilenmiş sabit kanadın kalınlık değeri azalmış ve firar kenarı keskinleşmiştir. Tablo 16'da düz uçuş esnasında eniyilenmiş sabit kanadının aerodinamik sonuçları verilmiştir.

Tablo 16. Eniyilenmiş sabit kanat düz uçuş değerleri.

Hız (m/s)	Taşıma (N)	İndüklenmiş Sürükleme + Basınç Sürüklemesi (N)	Toplam Sürükleme (N)	α (derece)
16	106.010	2.930	5.191	14.785
20	106.010	1.311	2.691	6.142
30	106.010	0.705	1.897	1.169
40	106.010	0.494	3.734	-0.563
50	106.010	0.399	5.394	-1.365

Tablo 15 ve Tablo 16'daki toplam sürükleme sonuçlarının karşılaştırıldığında eniyilenmiş sabit kanadın 30 m/s'de temel kanattan daha az toplam sürükleme değerine sahiptir. Bu eniyileme süreci içerisinde beklenen bir sonuçtur. Açıklık oranı daha fazla olan eniyilenmiş sabit kanat, 30 m/s'den düşük hızlarda daha az sürükleme kuvveti yaratmaktadır. Fakat 36 m/s'den büyük hızlarda temel kanadın sürükleme değerleri daha azdır. Bunun sebebi ise, eniyilenmiş kanadın alt yüzeyinde yüksek hızlarda, negatif hücum açısı değerlerinde, laminar akıştan türbülanslı akışa geçişin erken görülmesidir. Bu durum kanat profilinin şekli ile ilgilidir.

4.1.2 Sadece Kanat Profil Değişimi İle Şekil Değiştirebilen Kanat Eniyilemesi

Şekil değiştirebilen kanat eniyilemesi, sadece kanat profil değişimi, sadece planform değişimi ve kanat profili ve planform değişimi olmak üzere olmak üzere 3 farklı durum için yapılmıştır. Bu bölümde, kanat profilinin alt ve üst bölgelerinin 0.9c, 0.75c, 0.5c, 0.25c ve 0.1c değerlerindeki fiziksel kalınlıklarının belli bir değer altında kalmaması ve belli bir değer üzerine çıkmamasını sağlayacak şekilde şekil değiştirebilen kanat eniyilemesi gerçekleştirilmiştir. Yapılan parametrik çalışmada, %5, %10 ve %15 fiziksel kalınlık değişimine izin verilmiştir. %5 değişim için örnek eniyileme problemi Denklem 74 ve Denklem 82 arasında gösterilmektedir.

$$\text{Minimum } D = D_i + D_p + D_s \text{ @ } 16 \text{ m/s, } 20 \text{ m/s, } 40 \text{ m/s and } 50 \text{ m/s} \quad (74)$$

$$L = W = 106.01 \text{ N} \quad (75)$$

$$-5^\circ \leq \alpha \leq 15^\circ \quad (76)$$

$$z_1/c \geq 0.001 \quad (77)$$

$$z_6/c \geq 0.01 \quad (78)$$

$$z_i/c \geq 0 \text{ } i = 2 - 5, 7 - 11 \quad (79)$$

$$z_i/c \leq 0.1 \text{ } i = 1 - 11 \quad (80)$$

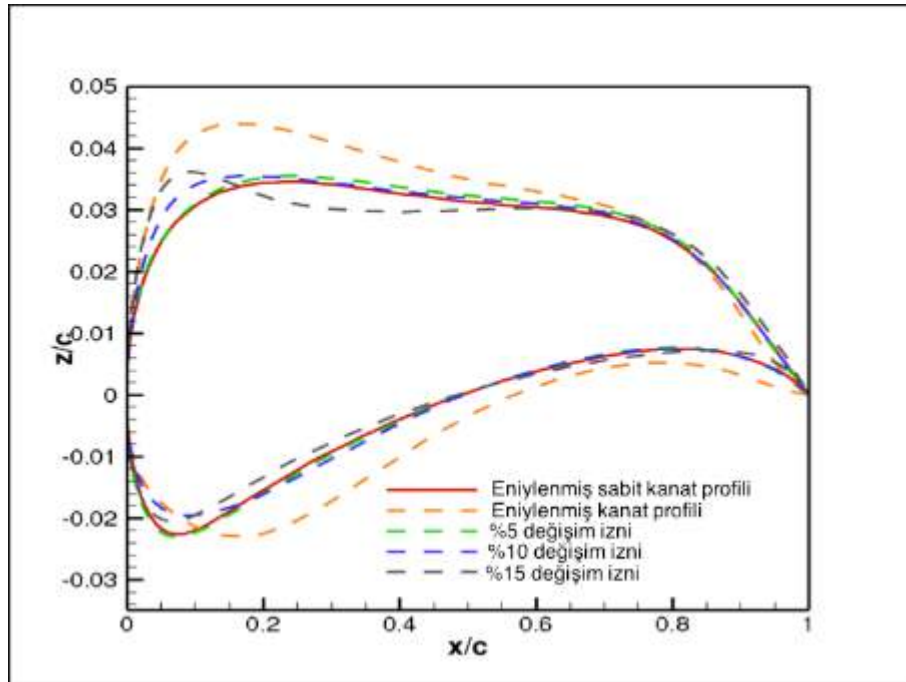
$$0.95 * \left(\frac{Z}{c}\right)_{\text{üstsabit}\frac{x}{c}} \leq \left| \left(\frac{Z}{c}\right)_{\text{üst}\frac{x}{c}=i} \right| \leq 1.05 * \left(\frac{Z}{c}\right)_{\text{üstsabit}\frac{x}{c}} \quad (81)$$

$$\frac{x}{c} = 0.9, 0.75, 0.5, 0.25 \text{ ve } 0.1$$

$$1.05 * \left(\frac{Z}{c}\right)_{\text{altsabit}\frac{x}{c}} \leq \left| \left(\frac{Z}{c}\right)_{\text{alt}\frac{x}{c}=i} \right| \leq 0.95 * \left(\frac{Z}{c}\right)_{\text{altsabit}\frac{x}{c}} \quad (82)$$

$$\frac{x}{c} = 0.9, 0.75, 0.5, 0.25 \text{ ve } 0.1$$

Denklem 81 ve Denklem 82'nin kullanılması ile 20 tane eşitsizlik kısıtlaması elde edilmiş ve Denklem 75 ile birlikte toplam 21 adet kısıtlama olmuştur. Bu kısımda ayrıca Denklem 81 ve Denklem 82'deki kısıtlamalar kullanılmadan da çözüm yapılmıştır. Bu çözümün sonuçları şekillerde eniylenmiş kanat profili, tablolarda ise %100 değişim izni olarak gösterilmiştir. 16 m/s hız değeri için farklı değişim izinlerinde elde edilen şekli değiştirebilen kanat profilleri Şekil 69'da görülmektedir.



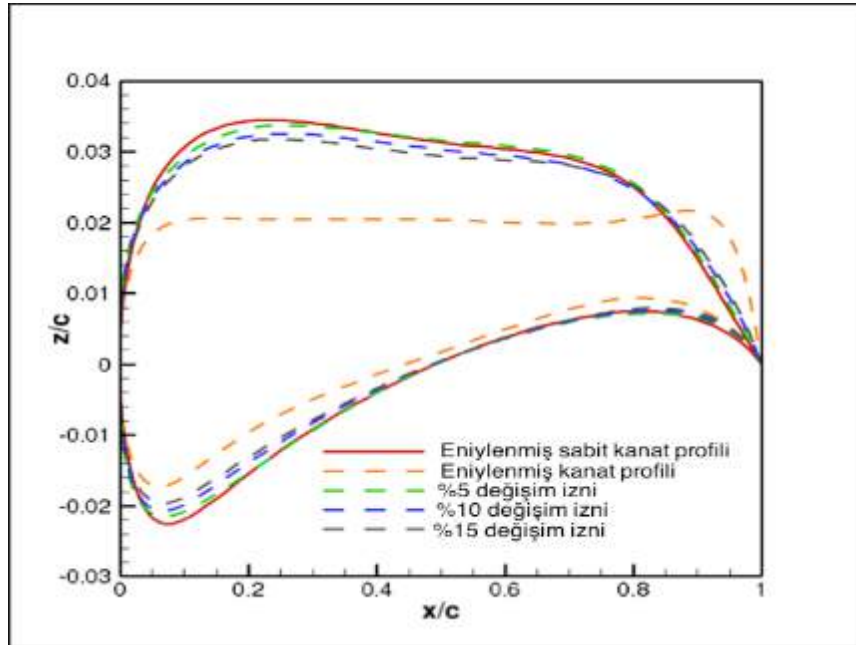
Şekil 69. 16 m/s için farklı değişim izinlerinde kanat profili.

Şekil 69'daki sonuçlara göre değişim izni arttıkça hücum kenarı çap değeri artmaktadır. Kanat profilinin alt ve üst kısımları bu hız değerinde ayrışma fazla olduğu için bir düzeni takip edemezler. Tablo 17'de ise farklı değişim izinlerinde elde edilen sürükleme değerleri gösterilmektedir.

Tablo 17. 16 m/s için farklı değişim izinlerinde aerodinamik kuvvetler.

Değişim İzni (%)	Taşıma (N)	İndüklenmiş Sürüklenme + Basınç Sürüklemesi (N)	Toplam Sürüklenme (N)	α (derece)
0	106.010	2.930	5.191	14.785
5	106.010	2.942	4.979	14.581
10	106.010	2.940	4.811	14.666
15	106.010	3.063	4.509	14.073
100	106.010	2.904	4.470	14.975

Tablo 17'deki sonuçlara göre %15 şekil değişim izni ile elde edilen sürüklenme değeri, %100 değişim izni ile elde edilen sürüklenme değerine oldukça yakındır. Şekil 70, 20 m/s hız değeri için sonuçları göstermektedir.



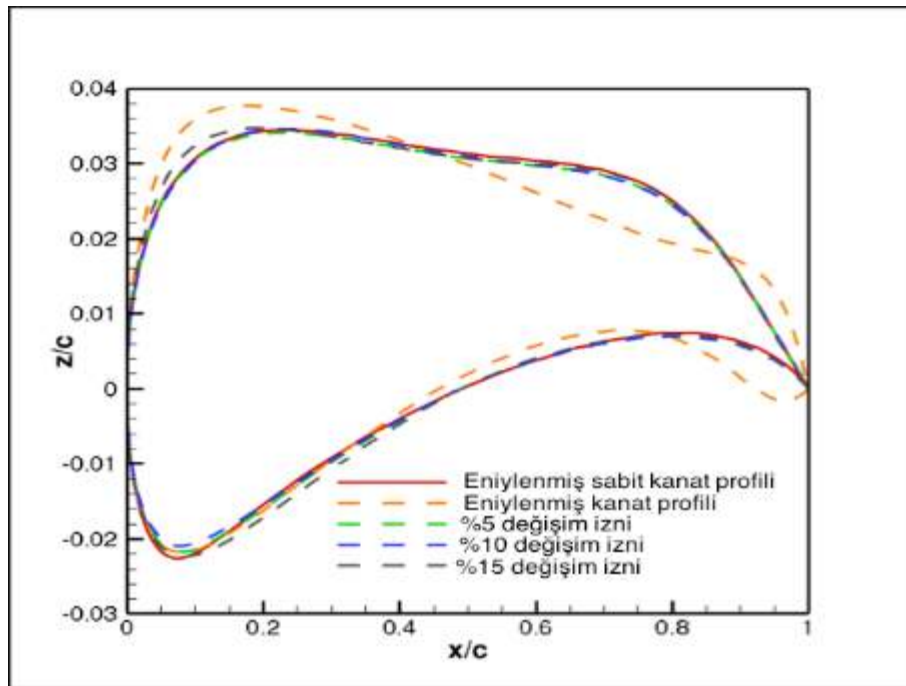
Şekil 70. 20 m/s için farklı değişim izinlerinde kanat profili.

Şekil 70'teki sonuçlara göre, değişim izni arttıkça 0.1c civarındaki kalınlığın azaldığı görülmektedir. 16 m/s hız değerlerinin aksine, kanat profili şekli değişim iznine göre bir düzeni takip etmektedirler. Tablo 18'de 20 m/s hız için aerodinamik kuvvet sonuçları gösterilmektedir.

Tablo 18. 20 m/s için farklı değişim izinlerinde aerodinamik kuvvetler.

Değişim İzni (%)	Taşıma (N)	İndüklenmiş Sürüklenme + Basınç Sürüklemesi (N)	Toplam Sürüklenme (N)	α (derece)
0	106.010	1.311	2.691	6.142
5	106.010	1.413	2.515	5.970
10	106.010	1.396	2.507	5.824
15	106.010	1.373	2.491	5.711
100	106.010	1.313	2.432	4.737

Elde edilen sonuçlara göre, bütün değişim izni değerlerinde sonuçlar birbirine yakındır. Şekil 71'de 40 m/s için kanat profili sonuçları gösterilmektedir.



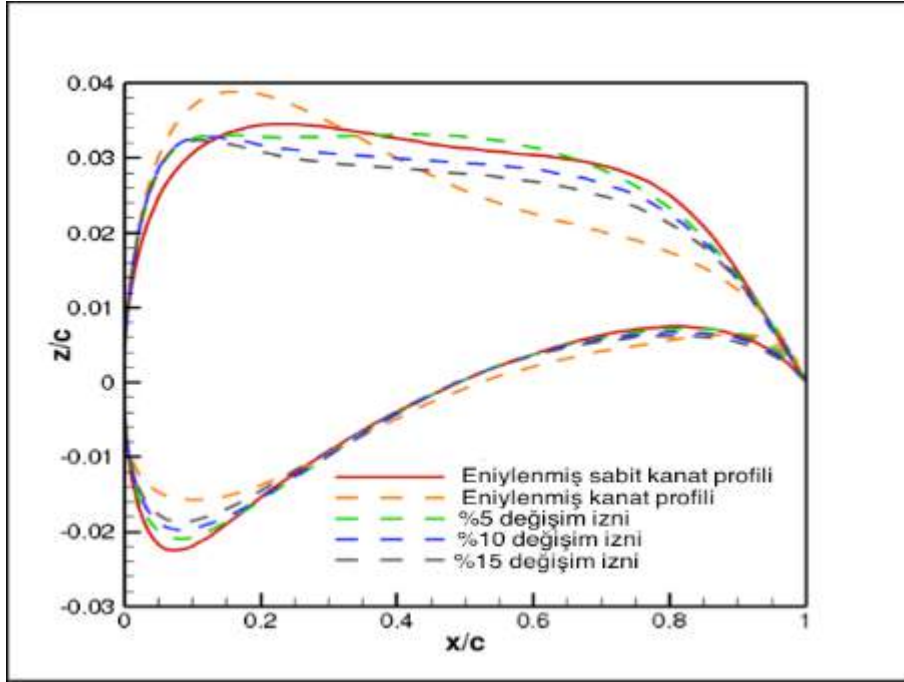
Şekil 71. 40 m/s için farklı değişim izinlerinde kanat profili.

Şekil 71'deki sonuçlara göre, 0.1c bölgesi haricinde kanat profilinin üst bölgesinin şekli değişmemektedir. 40 m/s değerinde negatif hücum açısı en iyilenmiş sabit kanat negatif hücum açısıyla uçtuğu için alt yüzde yapılan değişiklikler sürüklenme kuvvetinin azaltılması için yeterli olmuştur. Bu yorum, Tablo 19'daki sonuçlarla desteklenmektedir.

Tablo 19. 40 m/s için farklı değişim izinlerinde aerodinamik kuvvetler.

Değişim İzni (%)	Taşıma (N)	İndüklenmiş Sürüklenme + Basınç Sürüklemesi (N)	Toplam Sürüklenme (N)	α (derece)
0	106.010	0.494	3.734	-0.563
5	106.010	0.504	2.333	-0.510
10	106.010	0.512	2.302	-0.501
15	106.010	0.483	2.268	-0.486
100	106.010	0.493	2.259	-0.533

Tablo 19'daki sonuçlara göre, %5'lik değişim izni toplam sürüklenme kuvvetinin, %37.7'lik bir sürüklenme değeri azalmasına sebep olmaktadır. Buna ek olarak %5 değişim izni toplam sürüklenme değerinin, %100 değişim izni toplam sürüklenme sonuçlarına yakın olması önemlidir. Şekil 72'de 50 m/s kanat profili sonuçları gösterilmektedir.



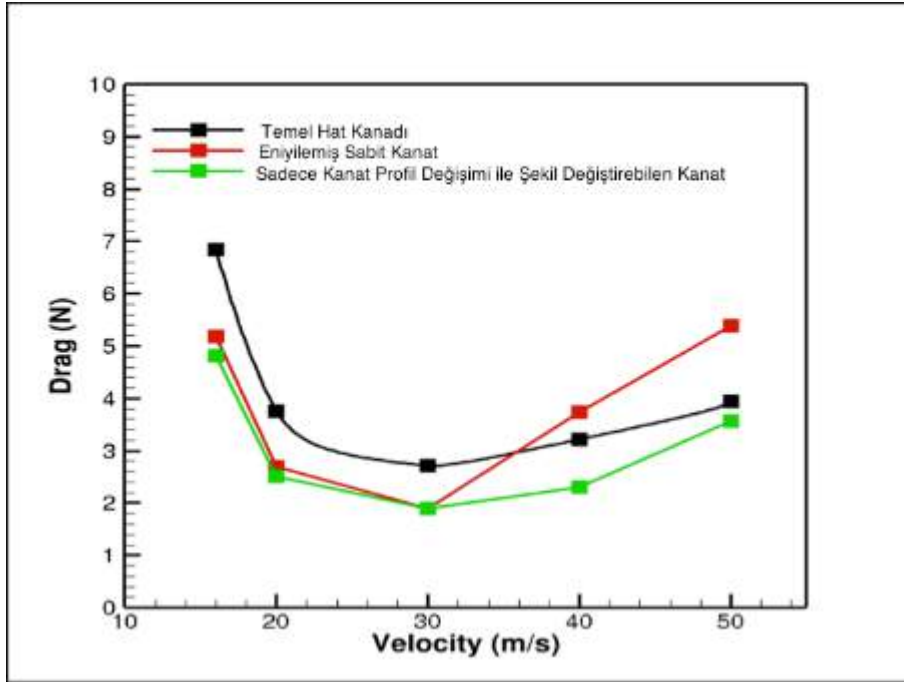
Şekil 72. 50 m/s için farklı değişim izinlerinde kanat profili.

Şekil 72'deki sonuçlara göre, değişim izni arttıkça hücum kenarını alt yüzeyde kalınlık azalmakta ve bu bölgedeki kavis eğimi azalmaktadır. Tablo 20'de aerodinamik sonuçlar farklı değişim izin değerleri için verilmiştir.

Tablo 20. 50 m/s için farklı değişim izinlerinde aerodinamik kuvvetler.

Değişim İzni (%)	Taşıma (N)	İndüklenmiş Sürüklenme + Basınç Sürüklemesi (N)	Toplam Sürüklenme (N)	α (derece)
0	106.010	0.399	5.394	-1.365
5	106.010	0.396	5.120	-1.467
10	106.010	0.404	3.569	-1.242
15	106.010	0.422	3.467	-1.220
100	106.010	0.473	3.372	-1.403

Tablo 20'deki sonuçlara göre, Değişim izni %10 değerinde olunca elde edilen sürüklenme değeri, %100 değişimi iznine yakındır. Şekil 73'te düz uçuş sırasında temel kanat, eniyilenmiş sabit kanat ve sadece kanat profili değişimi yapabiren şekil değiştirebilen kanadını düz uçuş sırasında toplam sürüklenme kuvveti değerleri gösterilmektedir.



Şekil 73. Belirtilen kanatların toplam sürüklenme değerleri.

Yukarıdaki sonuçlara, göre düşük hızlarda şekil değiştirebilen kanat profiline sahip olmak beklenen sürüklenme azalmasını yaratamamıştır. Bunun sebebi ise düşük hızlarda indüklenen sürüklenme değerinin fazla olması ve bu değerin sadece açıklık oranının artması ve sivrilme oranının (λ) azalması sayesinde, diğer bir deyişle kanat planform tasarım değişkenlerinin uygun hale getirilmesiyle, azalacağı gerçeğidir.

4.1.3 Sadece Kanat Planform Değişimi İle Şekil Değiştirebilen Kanat Eniyilmesi

Bu kısımda kullanılan optimizasyon problemi Denklem 83 ve Denklem 87 arasında gösterilmiştir.

$$\text{Minimum } D = D_i + D_p + D_s \text{ @ } 16 \text{ m/s, } 20 \text{ m/s, } 40 \text{ m/s and } 50 \text{ m/s} \quad (83)$$

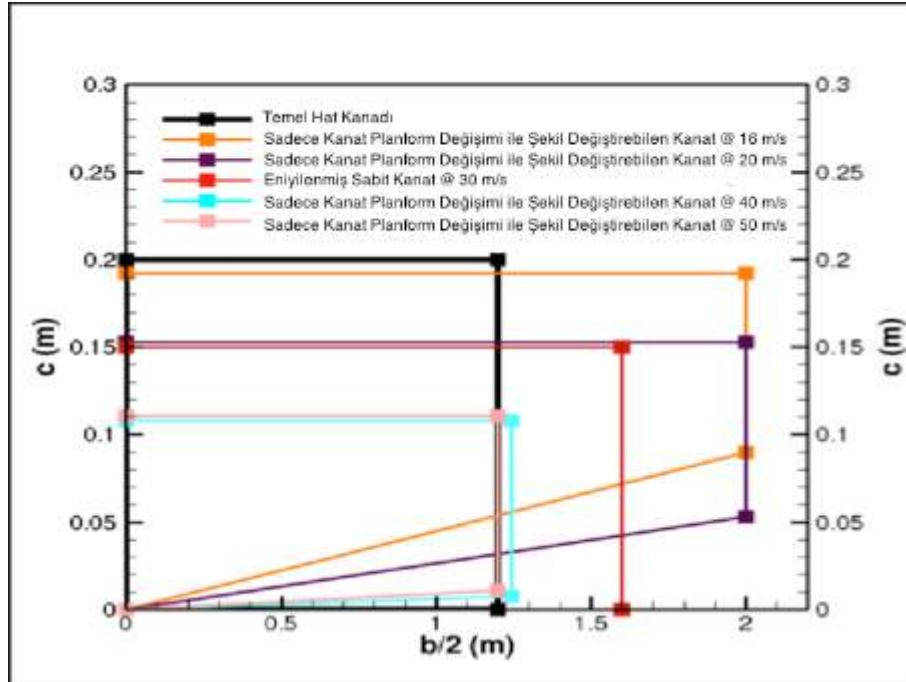
$$L = W = 106.01 \text{ N} \quad (84)$$

$$-5^\circ \leq \alpha \leq 15^\circ \quad (85)$$

$$0.1 \text{ m} \leq c_r, c_t \leq 0.2 \text{ m} \quad (86)$$

$$1.2 \text{ m} \leq b/2 \leq 2 \text{ m} \quad (87)$$

Bu kısımdaki eniyileme probleminde, kanat profili sabit kanat eniyilemesi işlemi sırasında elde edilen kanat profilidir. Elde edilen planform değerleri Şekil 74'te görülmektedir.



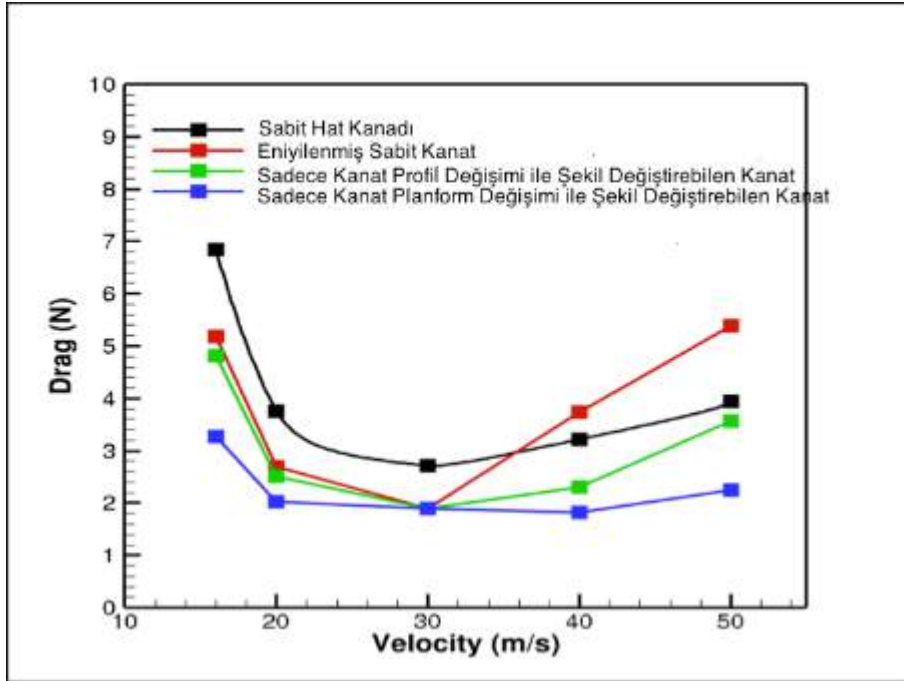
Şekil 74. Farklı hızlarda sadece kanat planform değişimi ile şekil değiştirebilen eniyelenmiş kanat planformları (kanat önü yukarı taraf üstten görünüşü).

Şekil 74'teki sonuçlara göre, hız azaldıkça kanat planform alanı yeterli taşıma kuvveti için artmakta ve sivrilme oranı ise indüklenen sürüklenme kuvvetini azaltmak azalmaktadır. Yüksek hızlarda ise taşıma kuvvetinin ana kaynağı hızdır ve sürtünme sürüklenmesinin azalması için, bu sürüklenme şekli yüksek hızlarda baskın olan sürüklenmedir, kanat planform alanı küçülmektedir. Bu kısma ilişkin aerodinamik sonuçlar ve kanat planform sonuçlar Tablo 21'de verilmektedir.

Tablo 21. Sadece planform değişimi ile şekil değiştiren kanatların planform değerleri ve sürüklenme sonuçları.

	16(m/s)	20 (m/s)	30 (m/s)	40 (m/s)	50 (m/s)
α (deg)	10.928	5.316	1.169	1.3	-0.109
c_r (m)	0.192	0.153	0.15	0.108	0.111
$b/2$ (m)	2	2	1.6	1.241	1.2
c_t (m)	0.102	0.1	0.15	0.1	0.1
İndüklenmiş Sürüklenme + Basınç Sürüklemesi (N)	1.660	0.757	0.705	0.648	0.516
Toplam Sürüklenme (N)	3.266	2.02	1.897	1.827	2.259
S (m ²)	0.588	0.506	0.48	0.258	0.253
AR	27.194	31.642	21.334	23.905	22.786
λ	0.530	0.654	1	0.929	0.904

Elde edilen sürüklenme değerlerinin sabit hat kanadı, eni iyilenmiş sabit kanat ve sadece kanat profili değişimi ile şekil değiştiren kanat değerleriyle karşılaştırılması şekil 75'te gösterilmiştir.

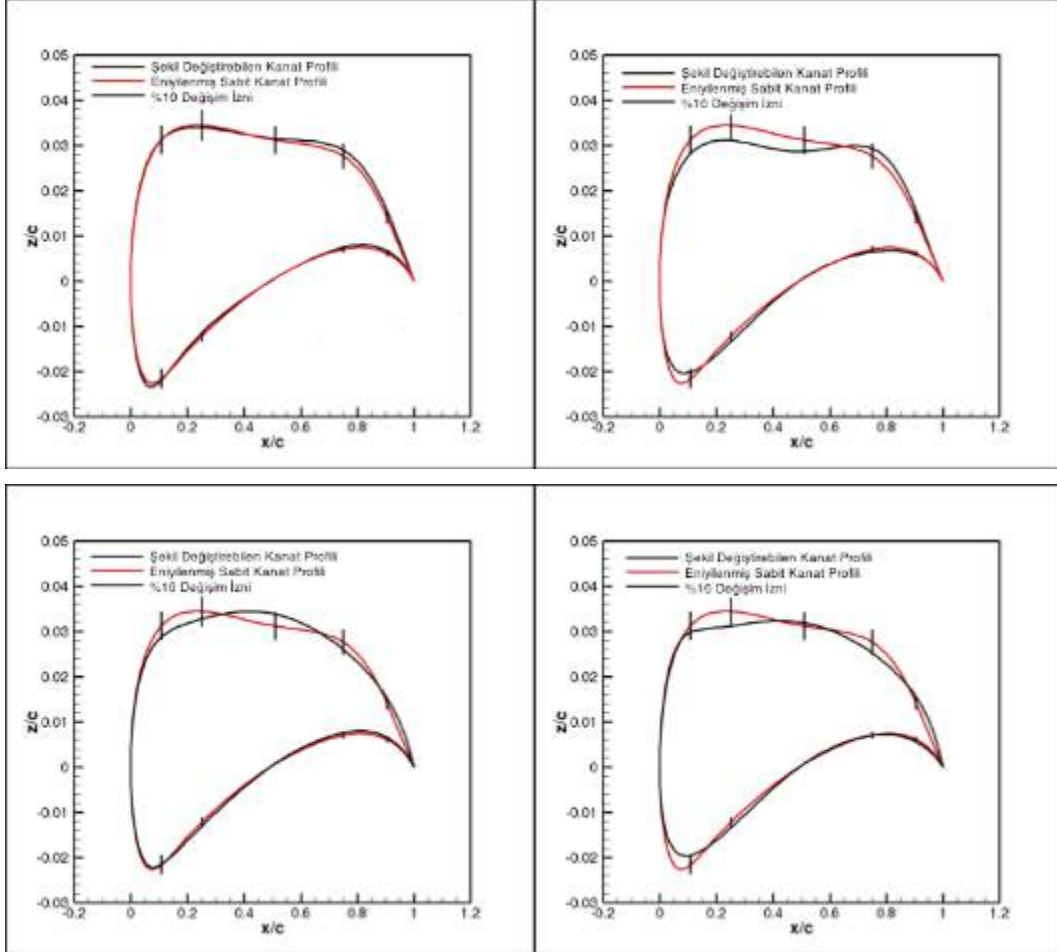


şekil 75. Belirtilen kanatların toplam sürüklenme değerleri.

şekil 75'teki sonuçlara göre sadece kanat planform değişimi ile şekil değiştiren kanat bütün hız değerlerinde daha az sürüklenme kuvveti yaratmaktadır.

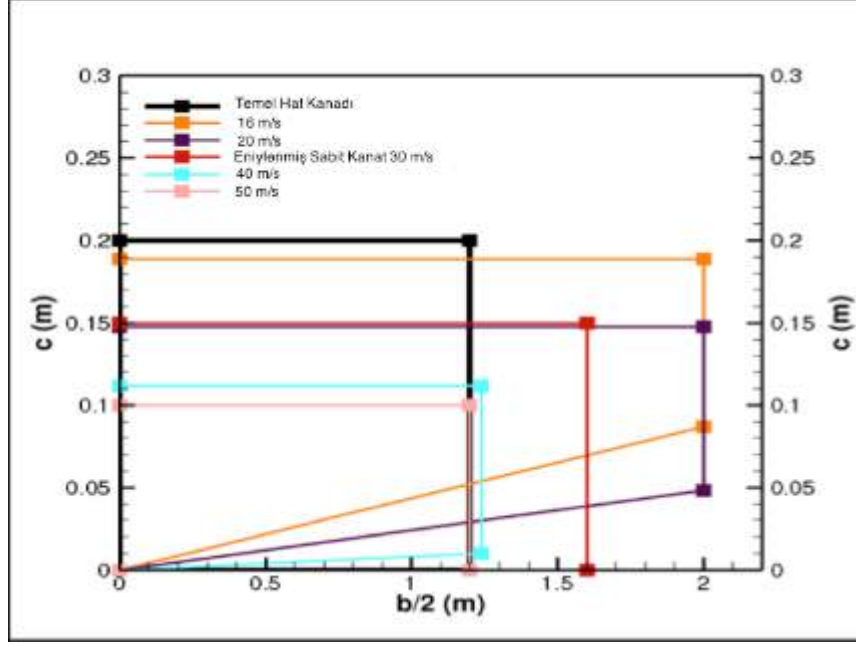
4.1.4 Kanat Profili Ve Planform Değişimi İle Şekil Değiştirebilen Kanat Eniyilemesi

Bu kısımdaki eniyileme problemi, Bölüm 3.1.2 ve Bölüm 3.1.3'deki eniyileme problemlerinin birleşimidir. Bu kısımda %10 fiziksel kalınlık değişimine izni verilmiştir. Elde edilen kanat profil şekilleri Şekil 76'da görülebilir.



Şekil 76. 16 m/s (üst sol), 20 m/s (üst sağ), 40 m/s (alt sol), 50 m/s (alt sağ) hız değerlerinde elde edilen kanat profil değişimi.

Elde edilen sonuçlara göre 30 m/s'den fazla olan hızlarda, firar kenarı açısı artmaktadır. Hücüm kenarına yakın olan üst bölgelerde fiziksel kalınlık, 16 m/s hız değeri hariç diğer bütün hızlarda azalmaktadır. 16 m/s'de türbülanslı akış ayrışması çok erken görüldüğünden bu hızda kanadın üst bölgesinde herhangi bir değişim görülememiştir. Kanat planform şeklinin farklı hızlarda gösterimi Şekil 71'dedir. Tablo 22'de ise, bu bölümde elde edilen şekil değiştirebilen kanatlar için aerodinamik sonuçlar ve kanat planform sonuçları gösterilmektedir.



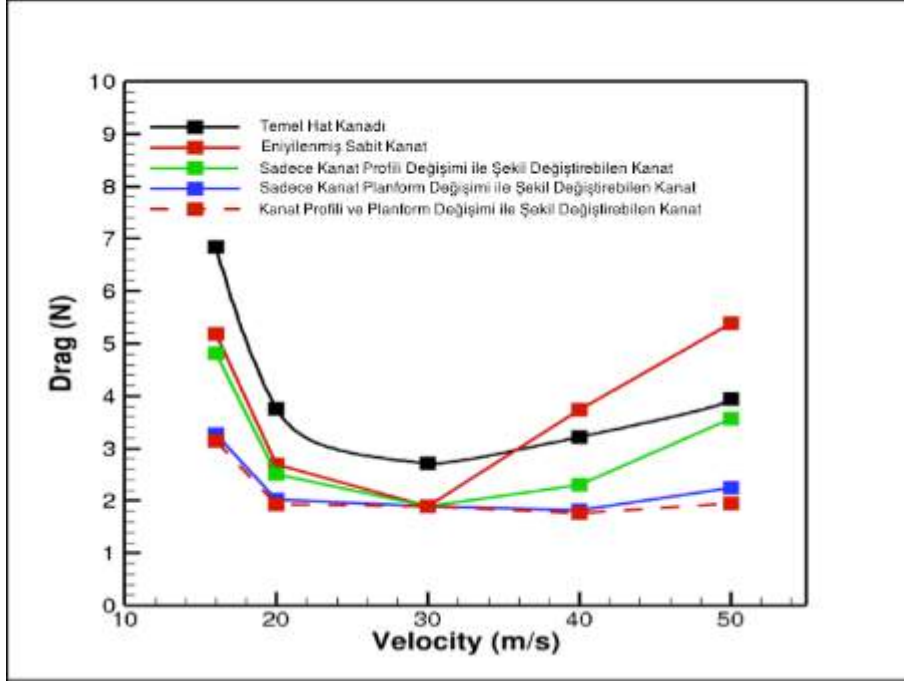
Şekil 77. Farklı hızlarda kanat profili ve planform değişimi ile şekil değiştirebilen eniyelenmiş kanat planformları (kanat önü yukarı taraf üstten görünüş).

Tablo 22. Kanat profili ve planform değişimi ile şekil değiştirebilen kanatların planform değerleri ve sürüklenme sonuçları.

	16 (m/s)	20 (m/s)	30 (m/s)	40 (m/s)	50 (m/s)
α (deg)	10.812	5.416	1.169	0.975	-0.281
c_r (m)	0.189	0.148	0.150	0.112	0.100
$b/2$ (m)	2.000	2.000	1.600	1.200	1.200
c_t (m)	0.102	0.100	0.150	0.102	0.100
İndüklenmiş Sürüklenme + Basınç Sürüklemesi (N)	1.676	0.749	0.705	0.713	0.558
Toplam Sürüklenme (N)	3.146	1.928	1.897	1.759	1.961
S (m ²)	0.582	0.495	0.480	0.257	0.240
AR	27.502	32.313	21.334	22.443	24.000
λ	0.539	0.678	1.000	0.909	1.000

Şekil 77 ve Tablo 22'deki sonuçlar, Şekil 74 ve Tablo 21'deki sonuçlarla karşılaştırıldığında, farklı hızlarda kanat planform değerlerinin birbirine oldukça yakın olduğu görülmektedir. Bu

benzerlik sadece planform değerleri için değil aerodinamik sonuçlar için de geçerlidir. 50 m/s hız değeri hariç diğer bütün hızlarda, kanat profili ve planformu değişimi ile şekil değiştirebilen kanadın sürüklenme değerleri, sadece kanat planformu değişimi ile şekil değiştirebilen kanat profilinin sürüklenme değerlerine yakın olduğu görülmektedir. Bu durum Şekil 78'e bakıldığında daha iyi görülmektedir.



Şekil 78. Belirtilen kanatların toplam sürüklenme değerleri.

Elde edilen sonuçlara göre, şekil değiştirebilen kanat tasarımında en etkili yol sadece planform değişikliği ile elde edilmektedir. Kanat profil değişiminin yüksek hızlarda etkisiz kalması ve kanat profil değişimi için veter boyunca farklı bölgelerde eyleyicilerin kullanılması gerektiği gerçeği şekil değiştirme mekanizmasının avantajlarını azaltmaktadır. Sadece planform değişiminin en etkili şekil değiştirebilme yolu olduğunu savını güçlendirmek için uçuş görev zarfının kalkış, iniş, tırmanma gibi farklı görevlerinde de yukarıdaki eniyileme problemlerine benzer eniyileme problemlerinin çözülmesi gerekmektedir.

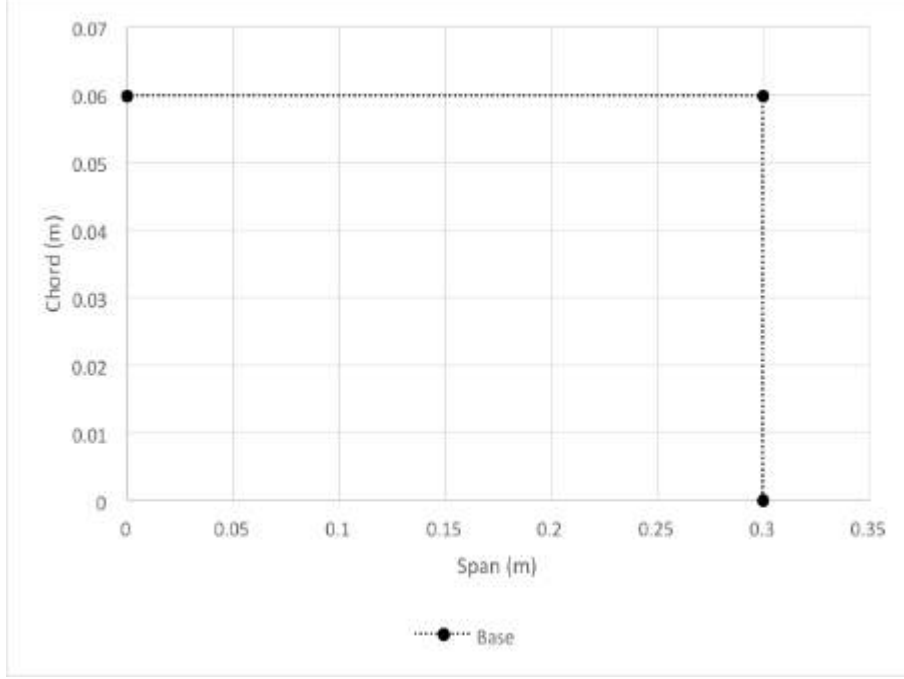
4.2 Rüzgar Tünelinde Test Edilecek Kanatlar İçin Şekil Değiştirebilen Kanat Eniyilemesi

Çalışmanın bu kısmında bir önceki kısımdaki metoda benzer şekilde 5 N ağırlığındaki bir uçak için 14 m/s hız değerinde eniyelenmiş sabit kanat tasarımı yapılacak ve şekil değiştirebilen kanat için kanat profilleri 10 m/s ve 16.5 m/s için bulunacaktır. Üretilip, rüzgar tünelinde üzerindeki kaldırma ve sürüklenme kuvveti hesaplanan kanatlar temel kanat, en iyilenmiş sabit kanat ve şekil değiştirebilen kanat profilleri olmak üzere dört adettir. Bu kısımdaki eniyileme işlemi için kaldırma ve sürüklenme düzeltme fonksiyonları aşağıdaki gibidir.

$$L = L[1 - 0.5(x_{te} - x_{sep})] \quad (88)$$

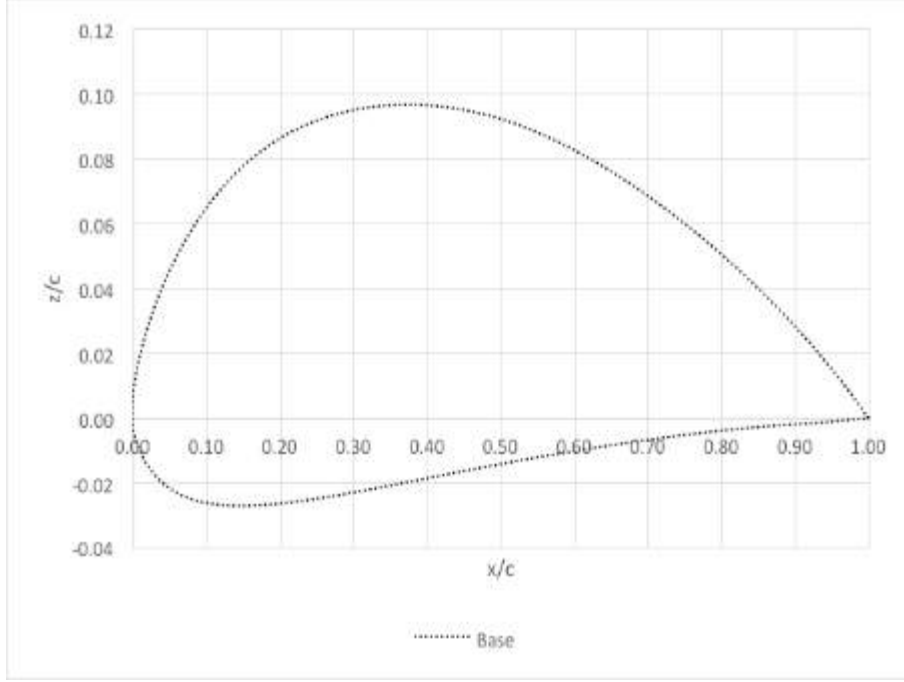
$$D = D\left(\frac{x_{te}}{x_{sep}}\right) \quad (89)$$

Bu değişiklikler düzeltme fonksiyonlarının etkisini artırmak için yapılmıştır. Bu kısım için temel kanat (Base) Şekil 79'da görölmektedir.



Şekil 79. Deneysel çalışmalar için kullanılan temel kanat plan şekli.

Temel kanat, 0.3 m yarım kanat açıklığına ve 0.06 m veter uzunluğuna sahip dikdörtgen düz bir kanattır. Kanat profili şekli ise Şekil 80'de görölmektedir.



Şekil 80. Deneysel çalışmalar için kullanılan temel kanat profil şekli.

Kanat profili şeklini yaratmak için 1.0c, 0.95c, 0.8c, 0.5c, 0.2c, 0.05c, 0.001c ve 0 noktalarında kalınlık eğrisini yaratmak için 8 adet ve 1.0c, 0.95c, 0.8c, 0.5c, 0.2c, 0.05c ve 0 noktalarında kamburluk eğrisini yaratmak için 7 adet kontrol noktası tanımlanmıştır. Eğrileri yaratacak kontrol noktaları dizilerinin ilk ve son elemanları sabitlenmiştir. Dolayısıyla kanat profili toplam 11 adet kontrol noktası ile yaratılmaktadır.

4.2.1 Sabit Kanat Eniyilemesi

Sabit kanat eniyilemesi için tanımlanan matematiksel eniyileme problemi Denklem 90 ve Denklem 100 arasında görülmektedir.

$$\text{Minimize } D = D_I + D_P + D_F @ V_\infty = 14 \text{ m/s} \quad (90)$$

$$L = W = 5 \text{ N} \quad (91)$$

$$-5^\circ \leq \alpha \leq 15^\circ \quad (92)$$

$$z_1/c \geq 0.001 \quad (93)$$

$$z_6/c \geq 0.01 \quad (94)$$

$$z_i/c \geq -1, i = 2 - 5, 7 - 11 \quad (95)$$

$$z_i/c \leq 1, i = 1 - 11 \quad (96)$$

$$0.04 \text{ m} \leq c_r, c_t \leq 0.1 \text{ m} \quad (97)$$

$$0.24 \text{ m} \leq b/2 \leq 0.36 \text{ m} \quad (98)$$

$$0.25 \leq \left(\frac{x_{tr}}{c}\right)_{\text{upper,mean}} \quad (99)$$

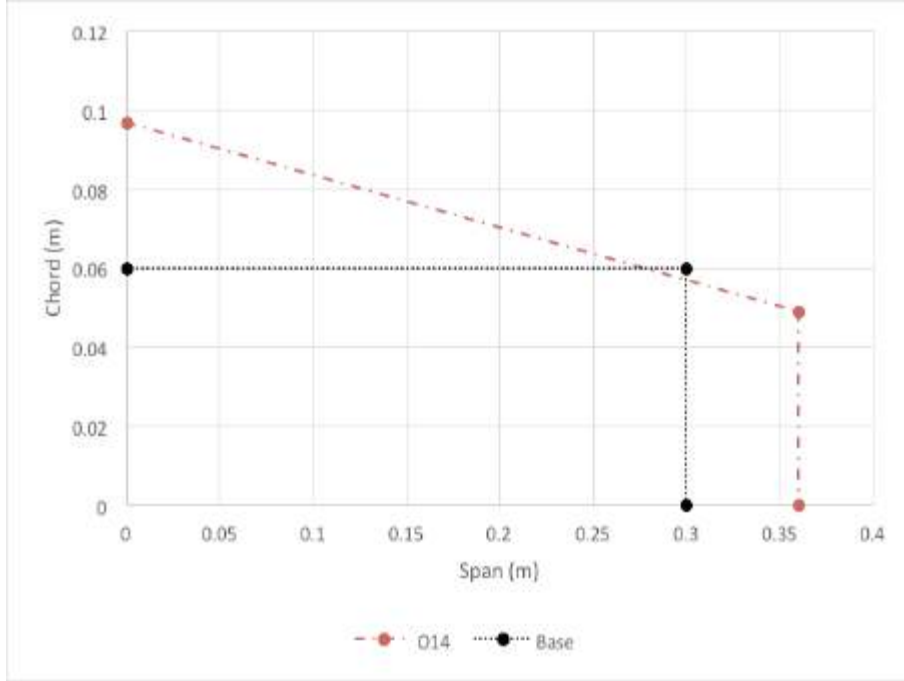
$$0.25 \leq \left(\frac{x_{tr}}{c}\right)_{lower,mean} \quad (100)$$

Bir önceki bölümde tartışılan eniyilenmiş sabit kanat problemine ek olarak burada Denklem 99 ve Denklem 100 eklenmiştir. Bunun sebebi ise geliştirilen GRGM çözücüsünün bazen üst yüzeyde pürüzsüz bir yüzey yaratırken alt yüzeyde laminar sınır tabakasından türbülans sınır tabakasına erken geçişe sebep küçük tümseklere sebep olmasıdır. Bu durumun tersi de görülmektedir. Bu durum da sürüklenme kuvvetinde artışa sebep olmaktadır. Bunu önlemek için hem alt yüzde hem üst yüzeyde ayrışma kanat dilimi veter boyunun %25'den sonra olması için eşitsizlik sınırlamaları tanımlanmıştır. Toplam da bir eşitlik ve iki adet eşsizlik kısıtlamasına sahip olunmuştur. Eniyilenmiş sabit kanadın (O14) Base ile geometrik ve aerodinamik karşılaştırılması Tabloda 23'te gösterilmektedir.

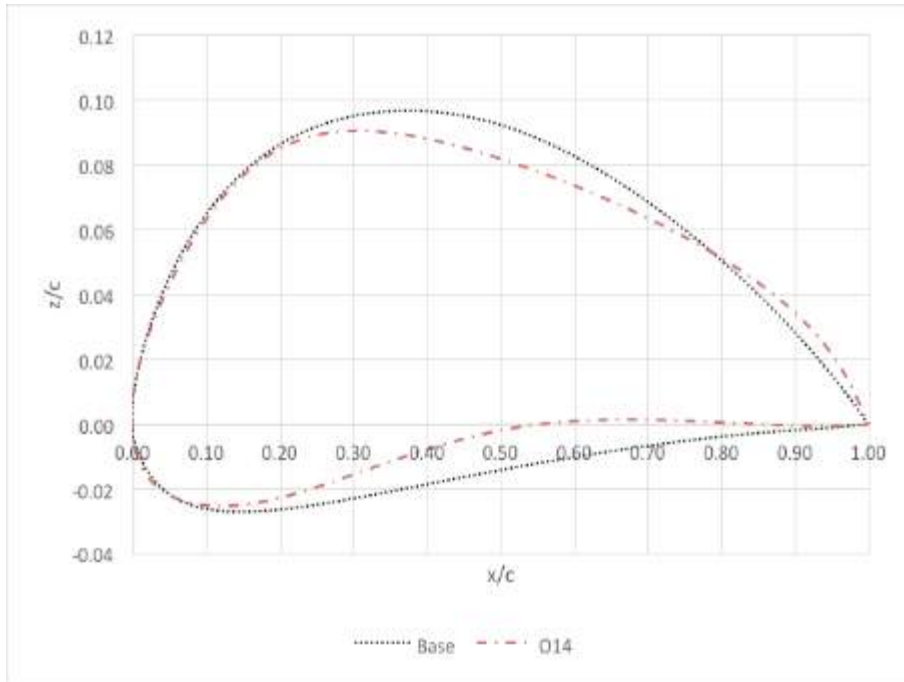
Tablo 23. 14 m/s'de Base ve O14 karşılaştırılması.

	c_r (m)	c_t (m)	b/2 (m)	λ	AR	S (m ²)	α (derece)	Kaldırım a kuvveti (N)	Toplam sürüklenme kuvveti (N)
Base	0.060	0.060	0.300	1.000	16.667	0.036	8.425	5.000	0.307
O14	0.097	0.049	0.360	0.505	13.699	0.053	2.811	5.000	0.200

Tablo 23'teki sonuçlara göre O14 sivrilmiş bir kattır. Kanat alanı ve kanat açıklığı artmıştır. Base 14 m/s'de 0.307 N sürüklenme kuvveti yaratırken O14 0.2 N yaratmaktadır. Şekil 81 ve Şekil 82'de sırasıyla O14'ün kanat planformu ve kanat profili görülmektedir.



Şekil 81. Base ve O14 için kanat planformları (kanat hücum kenarı altta).



Şekil 82. Base ve O14 için kanat profilleri.

4.2.2 Şekil Değiştirebilen Kanat Eniyilemesi

Bu kısımda sadece hem kanat profil hem de kanat planform değişikliği ile şekil değiştirebilen kanat eniyilemesi yapılmıştır. Eniyileme probleminin matematiksel tanımı Denklem 101-Denklem 106 arasında görülmektedir.

$$\text{Minimum } D = D_I + D_P + D_F @ V_\infty = 10 \text{ and } 16.5 \text{ m/s} \quad (101)$$

$$L = W = 5 \text{ N} \quad (102)$$

$$-5^\circ \leq \alpha \leq 15^\circ \quad (103)$$

$$0.90 * \left(\frac{Z}{C}\right)_i \leq \left|\left(\frac{Z}{C}\right)_i\right| \leq 1.10 * \left(\frac{Z}{C}\right)_i \quad i = 1,11 \quad (104)$$

$$0.04 \text{ m} \leq c_r, c_t \leq 0.1 \text{ m} \quad (105)$$

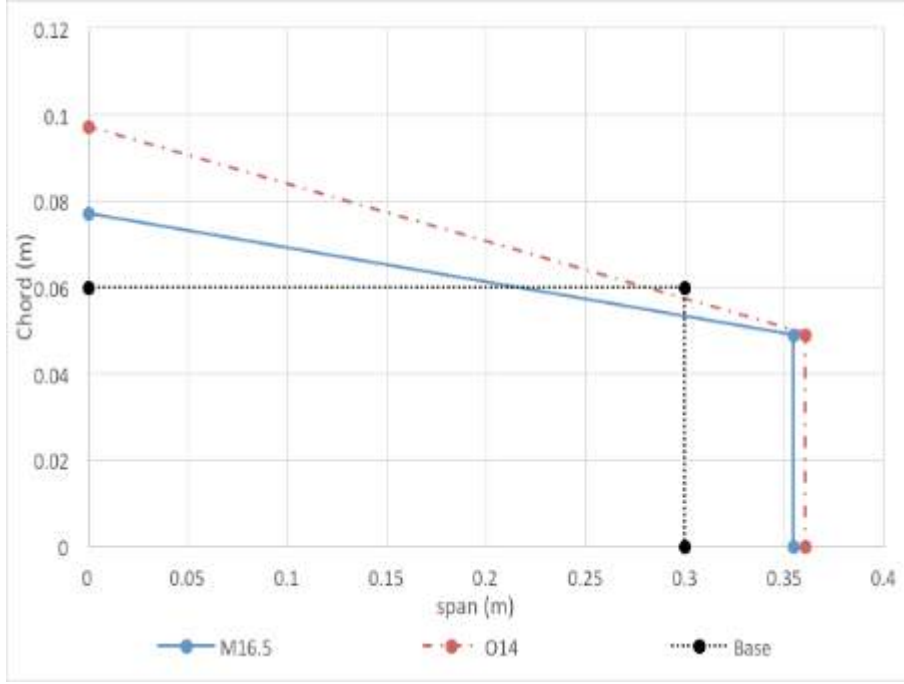
$$0.24 \text{ m} \leq b/2 \leq 0.36 \text{ m} \quad (106)$$

Bu eniyileme işleminde kanat profilin fiziksel kalınlığında %10 artış ve %10 azalış eşitsizlik sınırlaması yerine kontrol noktalarının z eksenindeki değerine %10 artış ve %10 azalış üst ve alt sınırlamaları getirilmiştir. Dolayısı ile yukarıdaki eniyileme probleminde sadece bir adet eşitlik sınırlaması vardır. Burada başlangıç hat kanadı O14'tür. 16.5 m/s'deki şekil değiştirebilen kanadın (M16.5), O14 ve Base ile geometrik ve aerodinamik karşılaştırılması Tablo 24'de görülebilir.

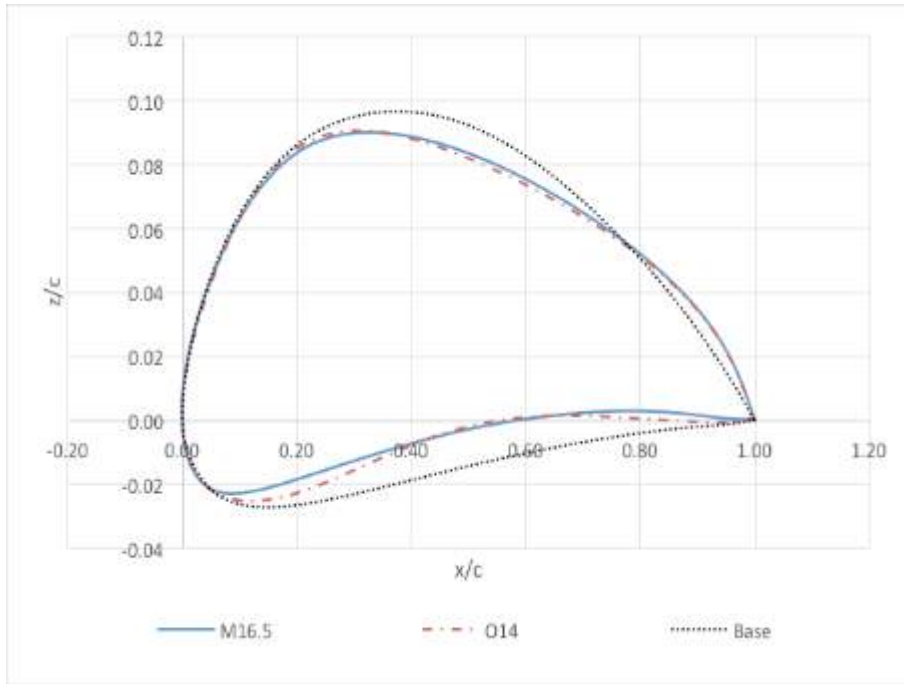
Tablo 24. 16.5 m/s'de Base, O14 ve M16.5 karşılaştırılması.

	c_r (m)	c_t (m)	$b/2$ (m)	λ	AR	S (m ²)	α (derece)	Kaldırma kuvveti (N)	Toplam sürüklenme kuvveti (N)
Base	0.060	0.060	0.300	1.000	16.667	0.036	4.560	5.000	0.250
O14	0.097	0.049	0.360	0.505	13.699	0.053	0.447	5.000	0.205
M16.5	0.077	0.049	0.354	0.636	11.164	0.045	1.105	5.000	0.158

Tablo 24'teki sonuçlara göre M16.5 kanadı O14'ten daha düşük kanat alanına sahiptir bunun sebebi ise yüksek hızda görülen yüzey sürüklemesi sürtünme değerini azaltmak içindir. M16.5 için eniyilenmiş kanat planformu ve kanat profili sırasıyla Şekil 83'de ve Şekil 84'te görülmektedir.



Şekil 83. Base, O14 ve M16.5 için kanat planformları (kanat hücum kenarı altta).



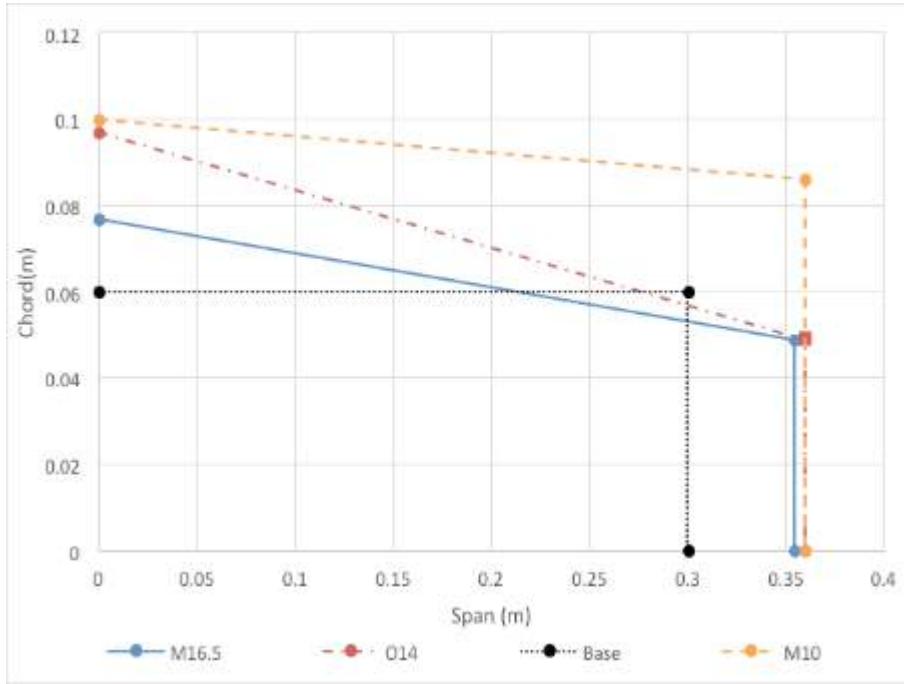
Şekil 84. Base, O14 ve M16.5 için kanat profilleri.

10 m/s için elde edilen şekil değiştirebilen kanadın (M10) diğer kanatlarla karşılaştırılması Tablo 25'de görülmektedir.

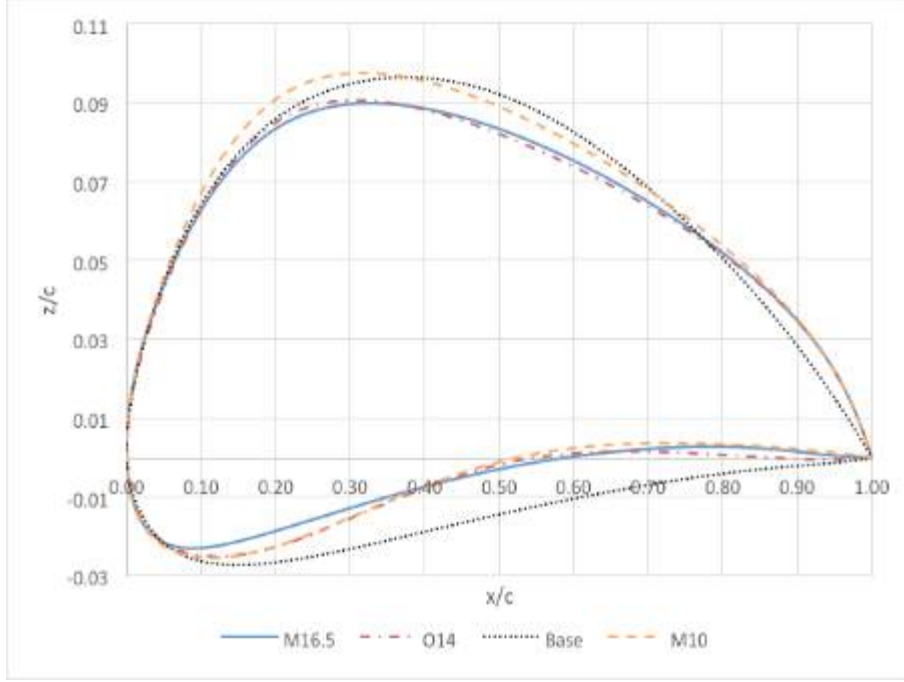
Tablo 25. 10 m/s'de Base, O14 ve M10 karşılaştırılması.

	c_r (m)	c_t (m)	b/2 (m)	λ	AR	S (m ²)	α (derece)	Kaldırma a kuvveti (N)	Toplam sürüklenme kuvveti (N)
Base	0.060	0.060	0.300	1.000	16.667	0.036	15.000	3.944	0.437
O14	0.097	0.049	0.360	0.505	13.699	0.053	11.212	5.000	0.457
M10	0.1	0.086	0.360	0.855	12.937	0.111	7.840	5.000	0.313

Tablo 25'deki sonuçlara göre, Base 10 m/s'de düz uçuş için gerekli olan 5 N'luk kaldırma kuvvetini sağlayamamaktadır. M10 kanat alanını artırarak bu hızda en düşük sürüklenme kuvvetini sağlamaktadır. Şekil 85 ve Şekil 86 sırasıyla M10 için eniyilenmiş kanat planformunu ve kanat profilini göstermektedir.

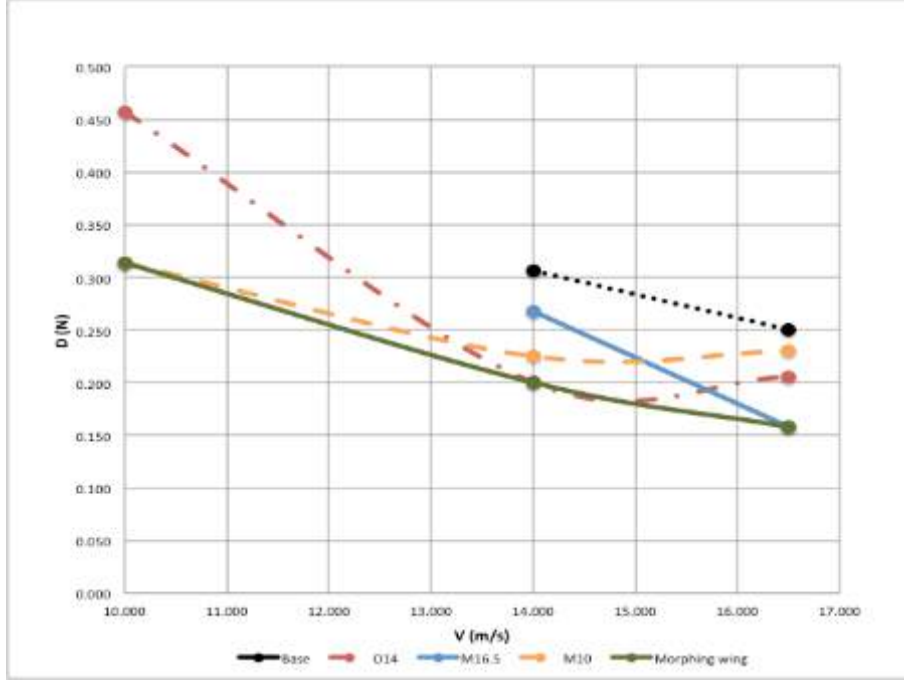


Şekil 85. Base, O14, M16.5 ve M10 için kanat planformları (kanat hücum kenarı altta).



Şekil 86. Base, O14, M16.5 ve M10 için kanat profilleri.

Şekil 80'deki sonuçlara göre M16.5 için 0.1c ve 0.3c civarında kanat fiziksel kalınlığı azalmıştır. M10 için değişen kalınlık ve kamburluk eğrileri 0.1c ve 0.8c civarında alt yüzey O14'ün alt yüzeyine benzer yüzey oluştursa da üst yüzeyde gerekli olan kaldırma kuvveti katsayısını artırmak için fiziksel kalınlık artışına sebep olmuştur. Şekil 87'de yukarıda tartışılan kanatlar için belirli hızlardaki sürüklenme kuvveti değerleri gösterilmektedir.

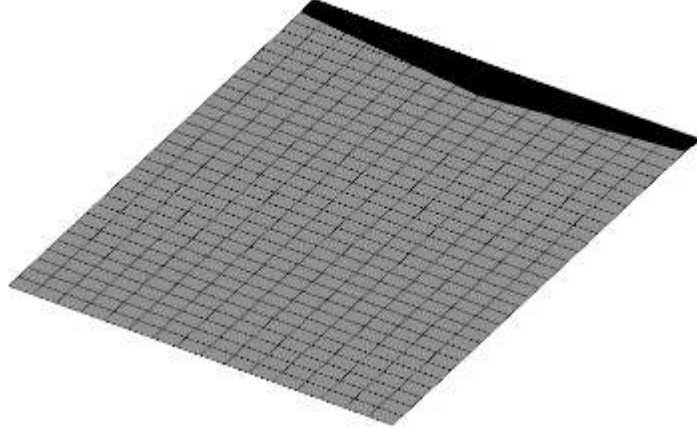


Şekil 87. Base, O14, M16.5 ve M10 için farklı hızlarda sürüklenme kuvvetleri.

Sonuçlara göre, beklenildiği gibi şekil değiştirebilen kanat (Morphing wing) bütün hızlarda en düşük sürüklenme kuvvetini sağlamaktadır. Buna ek olarak, perdevites hızını düşürerek insansız hava aracının Base ile uçuş yapamayacağı düşük hızlarda uçuşu sağlamaktadır.

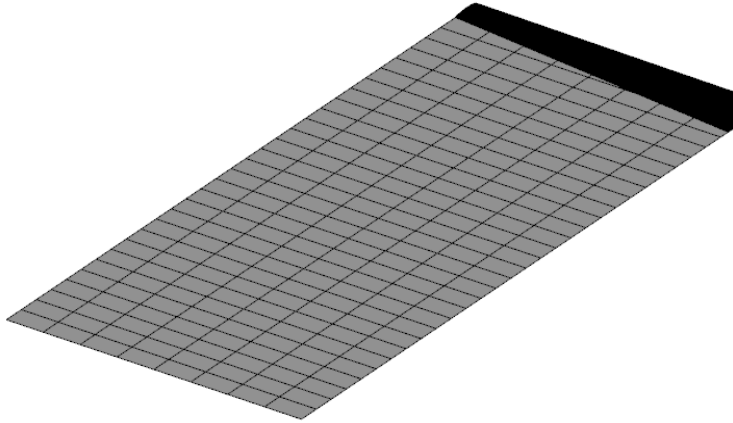
4.3 Sayısal Sonuçlarda Düzeltme

Bir önceki kısımda elde edilen kanatların üzerindeki aerodinamik yükler üç farklı sınır koşuluna ve rüzgar tünelinin bulunduğu ortamın yoğunluk ve viskozite değerlerine göre tekrar hesaplanmıştır. İlk hesaplama, bütünden kanat için hesaplanma yapılması ve sonuçların ikiye bölünmesidir. Bu çözüm koşuluna "Bütünden yarıma durumu" ismi verilmiştir ve Şekil 88'de görselleştirilmiş hali görülmektedir.



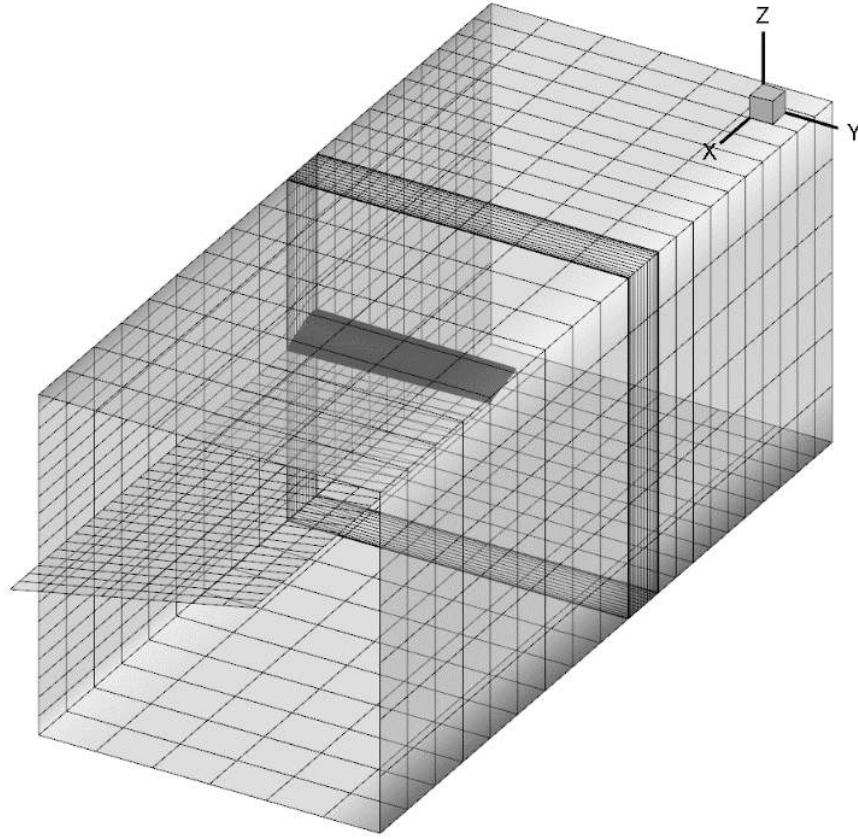
Şekil 88. Bütünden yarıma durumu.

İkinci yaklaşım ise yarım kanadın üzerindeki aerodinamik kuvvetlerin hesaplanması durumudur. Bu çözüm koşuluna “Yarım kanat durumu” ismi verilmiştir ve Şekil 89’de görülmektedir.



Şekil 89. Yarım kanat durumu.

Son yaklaşımda ise rüzgar tünel test bölümü boyutları birebir uygulanmıştır ve sınır koşulları gerçekte olduğu gibi duvar koşulu olarak değiştirilmiştir. Bu duruma ise “Tünel durumu” adı verilmiş olup Şekil 90’da gösterilmiştir.

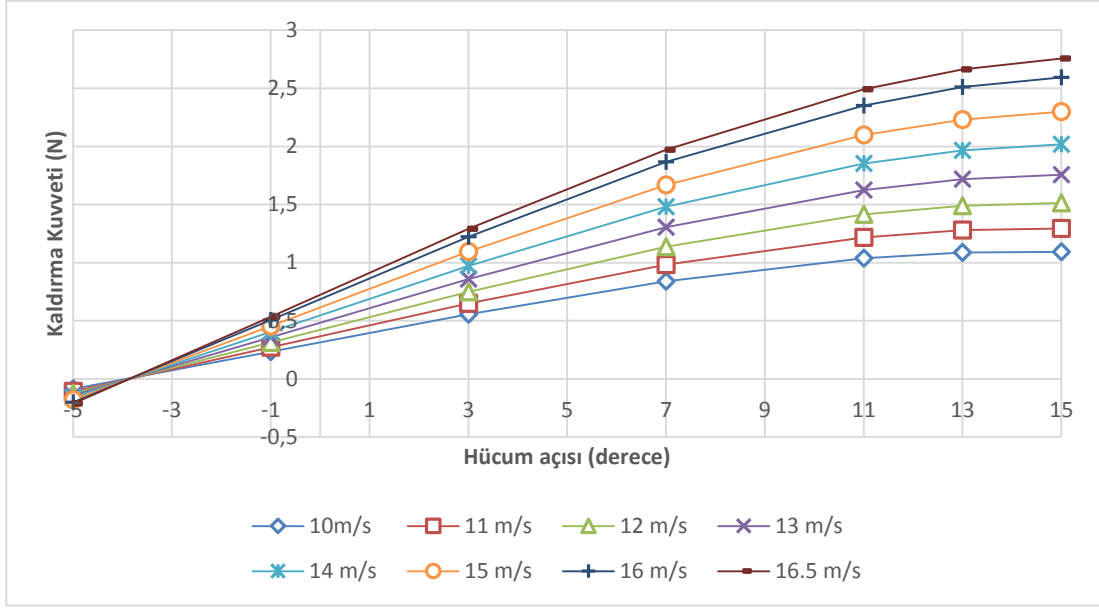


Şekil 90. Tünel durumu.

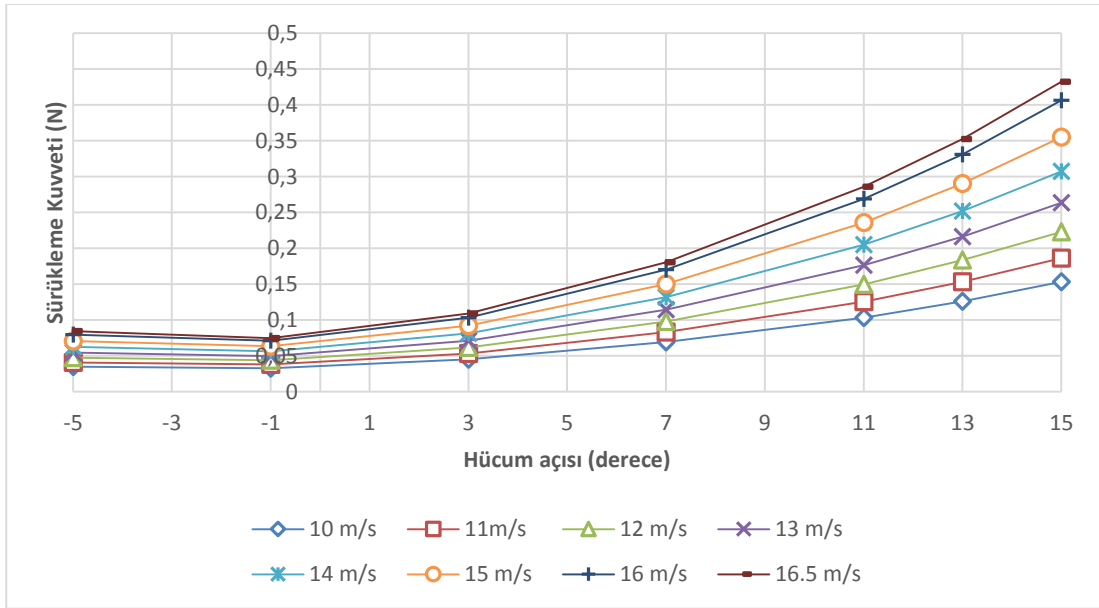
Bu farklı yaklaşımlar koşulların değişimiyle aerodinamik özelliklerin ve kuvvetlerin değişimini ayırt edebilmek amacıyla yapılmıştır.

4.4 HAD Sonuçları

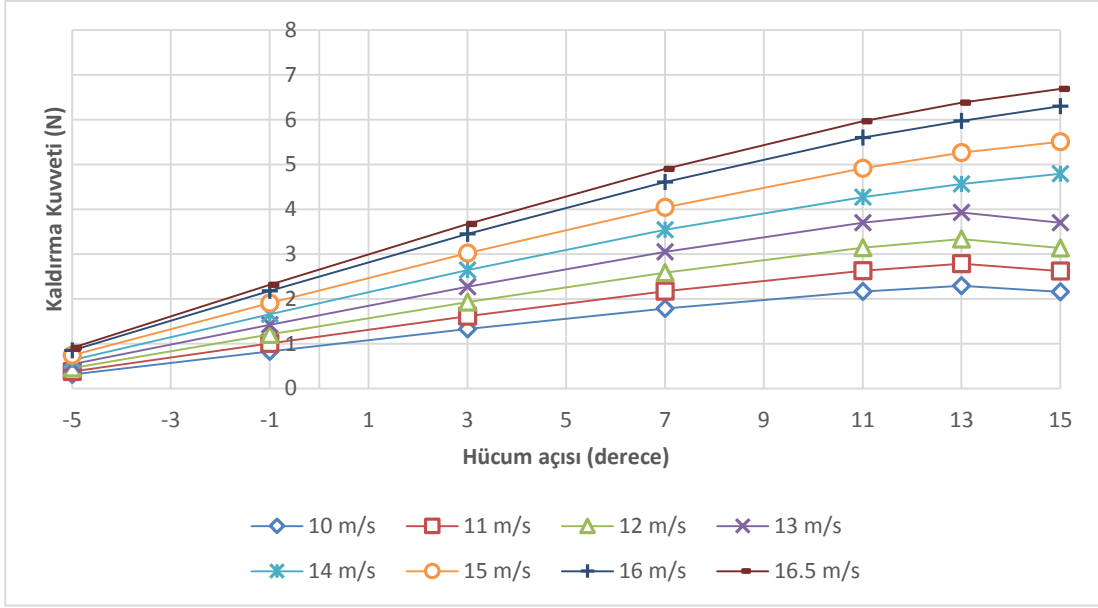
Bütün kanat konfigürasyonları için HAD analizleri yapılmıştır. Ancak bütün hücum açıları zaman ve işlemci yetersizliği yüzünden yapılamamıştır. Sadece -5,-1, 3, 7, 11, 13 ve 15 derece hücum açıları analiz edilmiştir. Şekil 91 ile Şekil 98 arasında HAD analizlerinin sonuçları sunulmuştur.



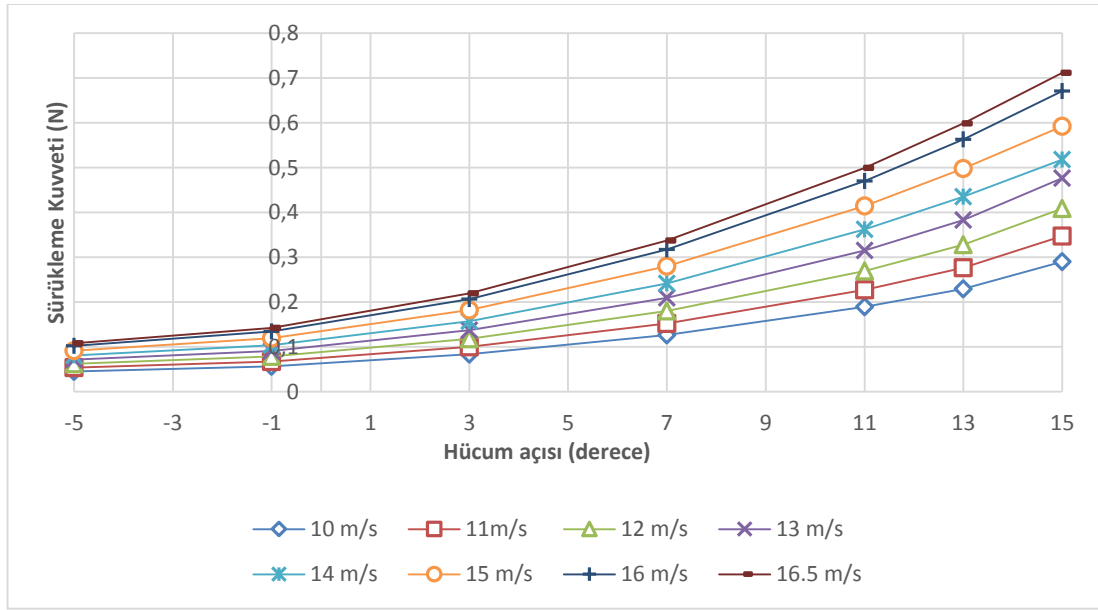
Şekil 91. Temel kanat kaldırma eğrisi.



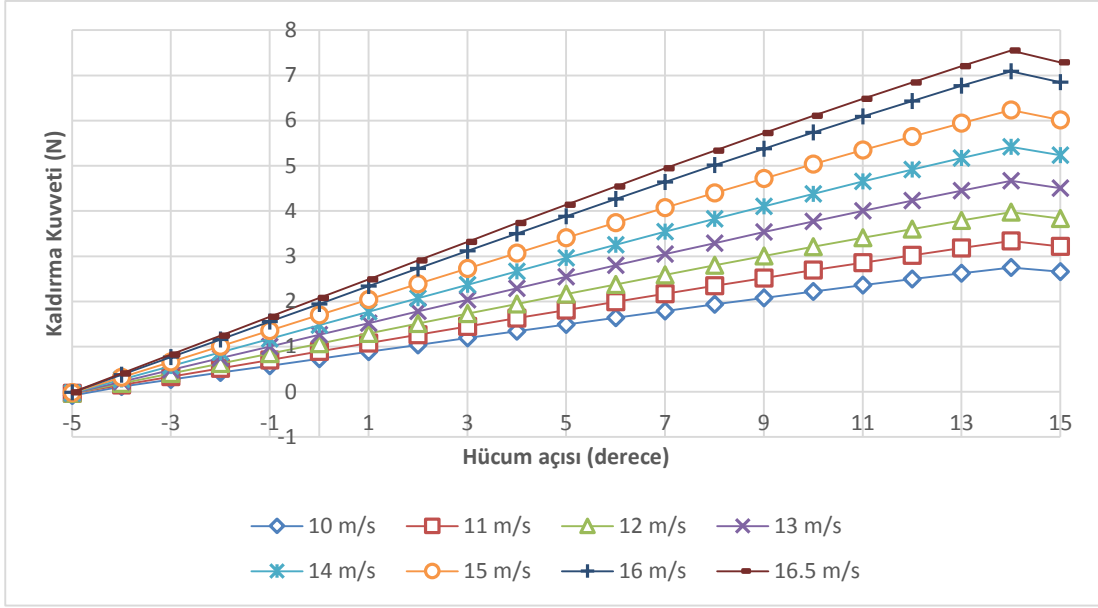
Şekil 92. Temel kanat sürüklenme eğrisi.



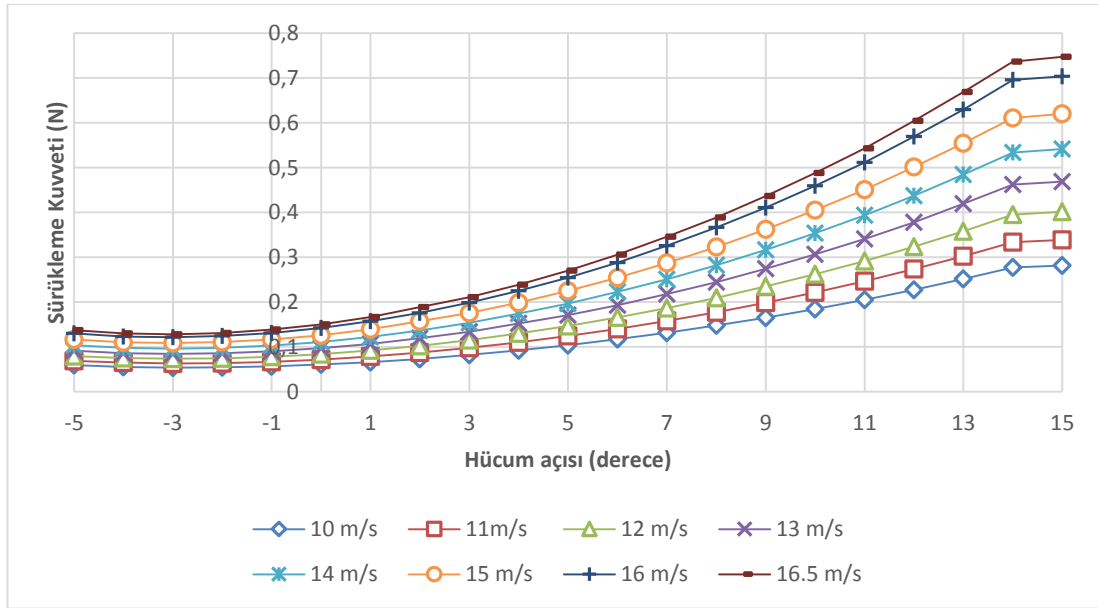
Şekil 93. O14 kanadı kaldırma eğrisi.



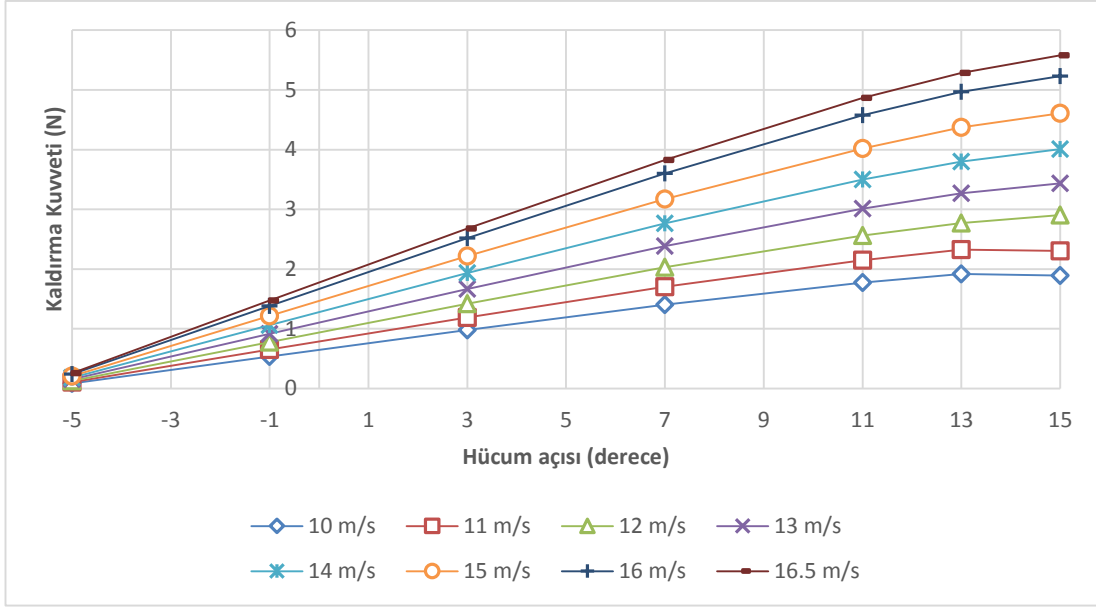
Şekil 94. O14 kanadı sürüklenme eğrisi.



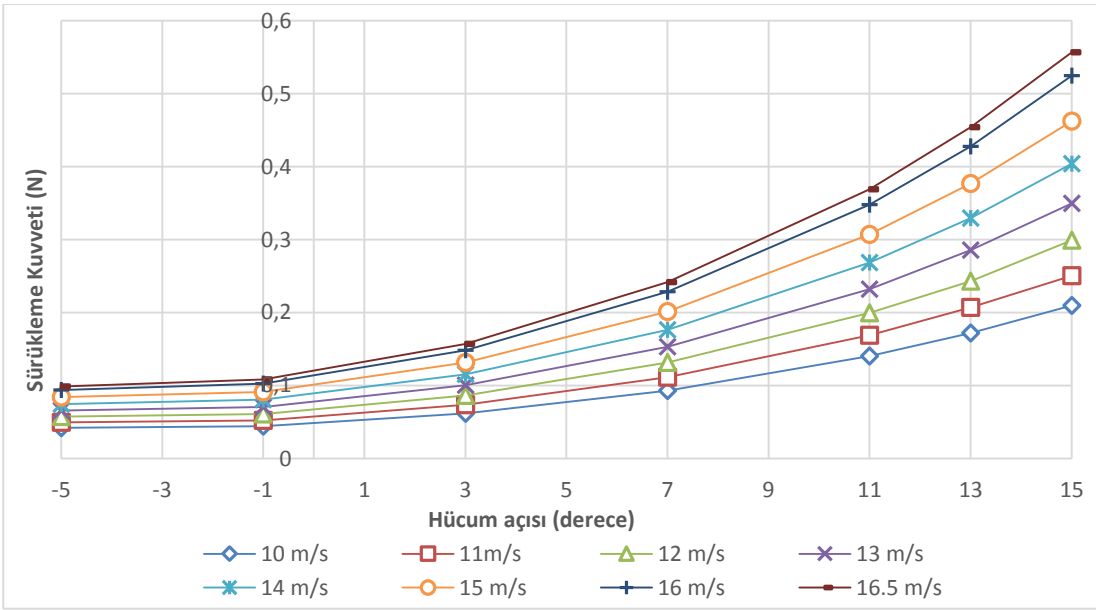
Şekil 95. M10 kanadı kaldırma eğrisi.



Şekil 96. M10 kanadı sürüklenme eğrisi.



Şekil 97. M16.5 kanadı kaldırma eğrisi.



Şekil 98. M16.5 kanadı sürükleme eğrisi.

4.5 Rüzgar Tüneli Deneyleri

Rüzgar tüneli deneyleri, ODTÜ Havacılık ve Uzay Mühendisliği Bölümü laboratuvarında gerçekleştirilmiştir. Deneylerin yapıldığı alan iç mekan olduğundan dolayı hava özellikleri çok büyük değişiklikler göstermemiştir. Bununla birlikte bu değişimin azlığı durumu, deneylerin tekrarlanması durumunda oluşabilecek farklılıkların önüne geçmiştir. Deneyler sırasında kaydedilen ortam hava özellikleri Tablo 26'da gösterilmiştir. Bununla birlikte akış koşullarının daha iyi ayırt edilebilmesi amacıyla bütün kanat biçimleri ve deneye tabii tutulduğu Reynolds sayısı aralıkları Tablo 27'de verilmiştir.

Tablo 26. Deneyin yapıldığı ortamdaki hava koşulları.

	Min	Max
Ortam Sıcaklığı (°C)	18.6	21.9
Akış Sıcaklığı (°C)	17.3	20.2
Ortam Basıncı (hPa)	1007	1012
Nem (%)	44	56
Havanın yoğunluğu (kg/m ³)	1.17032	1.18888

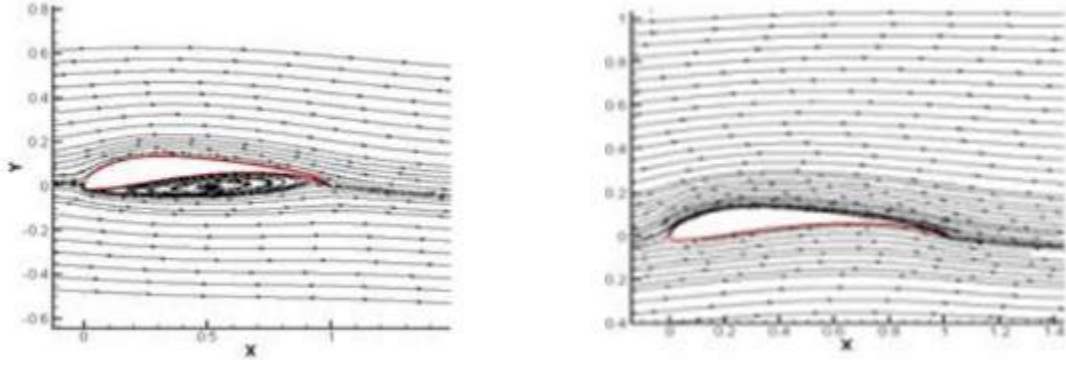
Tablo 27. Her kanat konfigürasyonu için Reynolds sayısı aralıkları.

	Temel	O14	M16.5	M10
10 m/s	42232.80	48511.57	42241.41	61836.52
14 m/s	59125.92	67916.20	59137.97	86571.13
16.5 m/s	69684.12	80044.10	69698.32	102030.26
Min.	42232.80		Max.	102030.26

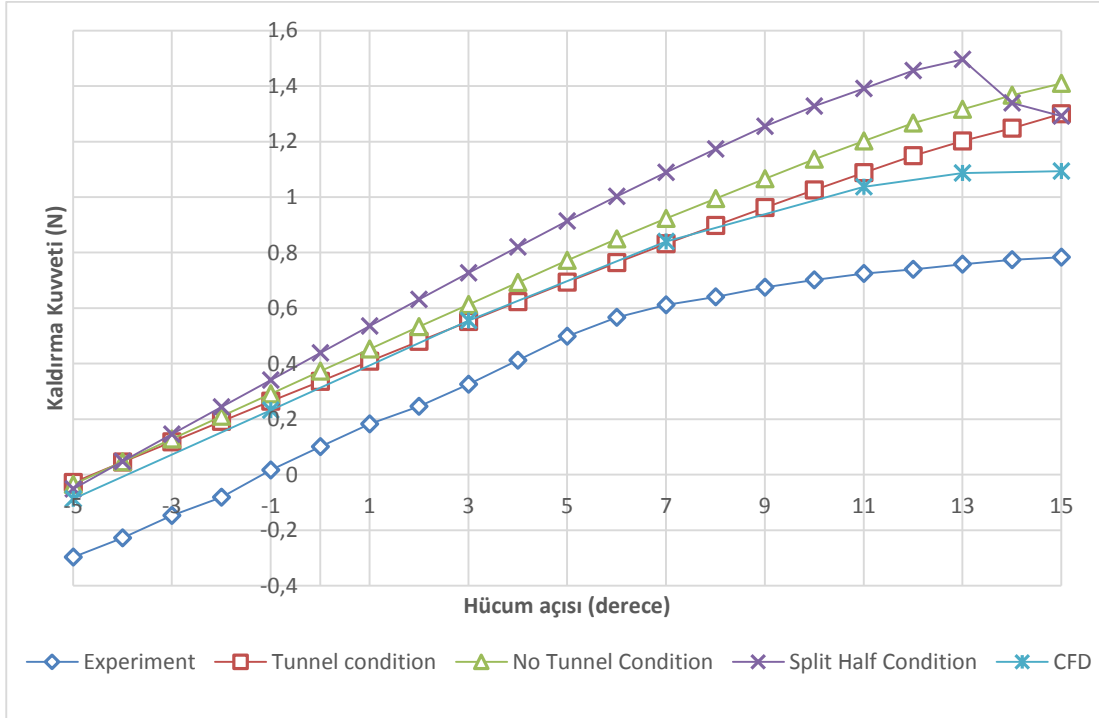
4.5.1 Temel Kanat Sonuçları

DeneySEL çalışmalar ilerledikçe, deneylerden alınan veriler ile teorik çalışmalardan elde edilen hesaplamalar karşılaştırılıp değerlendirilmiştir. Bu sonuçlar ışığında, deneySEL verilerin teorik çalışmalardan elde edilen değerlerden daha düşük olduğu açıkça farkedilmektedir. Bununla birlikte deneySEL verilerin daha erken kaldırma kuvveti kaybına uğradığı görülmüştür bkz. Şekil 100, Şekil 102, Şekil 104 ve Şekil 106. Bütünden yarıma durumu hariç numerik ve HAD sonuçlarında yüksek hücum açılarında kaldırma kuvveti kaybı görülmemektedir. Ancak, deneySEL sonuçların genel gidişatı, teorik çalışmalardan elde edilen veriler ile tam olarak örtüşmese de benzerlik göstermektedir. Bu kanat konfigürasyonu için bütün verilere bakıldığında, hız yükseldikçe teorik ve deneySEL sonuçların birbirleriyle daha fazla benzerlik gösterdiği farkedilmiştir. Bunun sebebi olarak ise Reynolds sayısının hız arttıkça artması olarak gösterilmektedir. Ancak bu benzerlik 3 dereceden düşük hücum açılarında görülmemektedir. Kaldırma ve sürüklenme kuvveti eğrileri bahsi geçen derecelerde farklı davranmaktadır. Bunun sebebi olarak ise düşük Reynolds sayılı akışlarda, yüksek kamburlu kanat profillerinde kanat alt yüzeyinde oluşan akışın ayrılma durumu sebep olarak öne sürülmüştür, Ma vd. (2009). Benzer bir durum Şekil 99'da gösterilmiştir. DeneySEL sürüklenme kuvvetleri dikkate alındığında ise numerik ve HAD sonuçları ile benzerlik gösterse bile diğer hesaplama yöntemleri sürüklenme kuvvetini bu konfigürasyon için düşük hesaplamışlardır. Herşeye rağmen, HAD sonuçları ile numerik sonuçlar büyük bir oranda benzeşim göstermektedir. Otoriteler tarafınca kabul görmüş bir yazılım olan ANSYS FLUENT ile bu çalışmanın ürünü olan optimizasyon

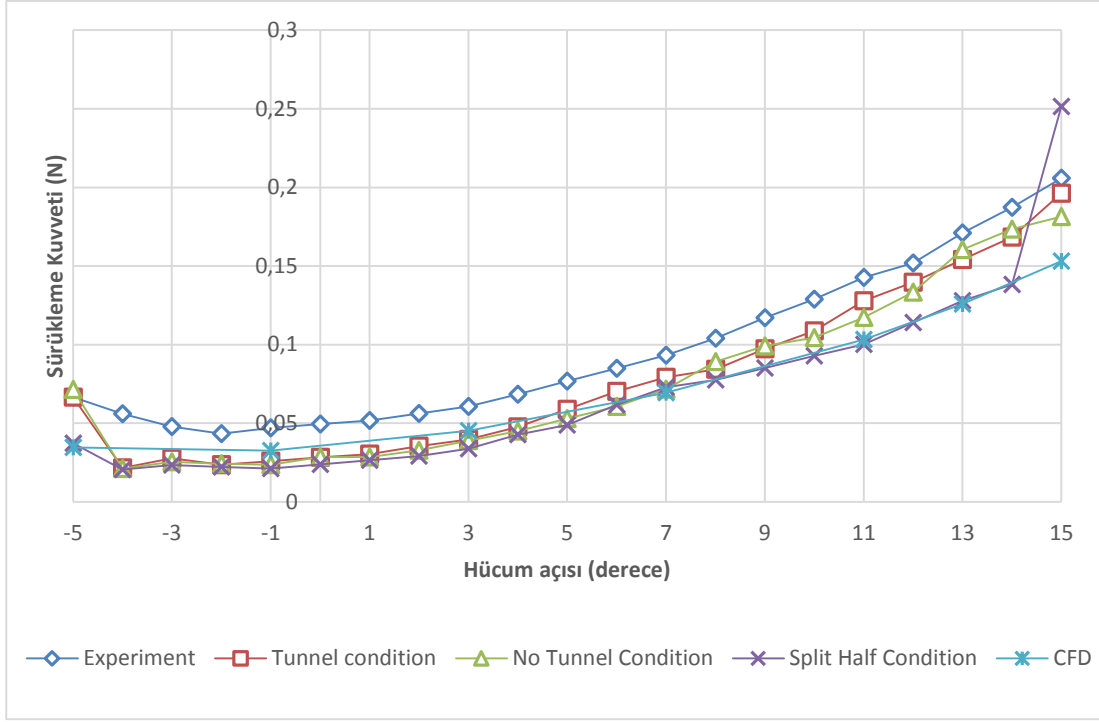
kodu'nun bu denli benzerlik göstermesi, geliştirilen optimizasyon kodu'nun güvenilir, hızlı ve isabetli bir sayısal çözücü olduğunu kanıtlar niteliktedir.



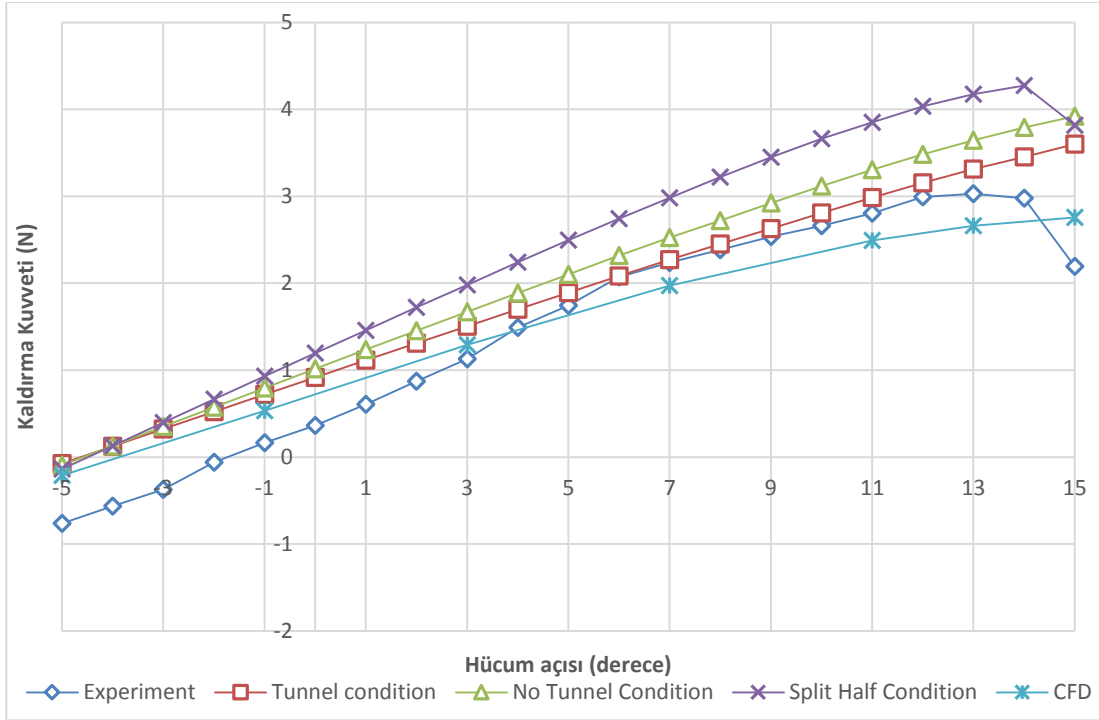
Şekil 99. S1223 kanat profilinin akış diyagramları -2 derece hücum açısı (sol), 2 derece hücum açısı (sağ), Ma vd. (2009).



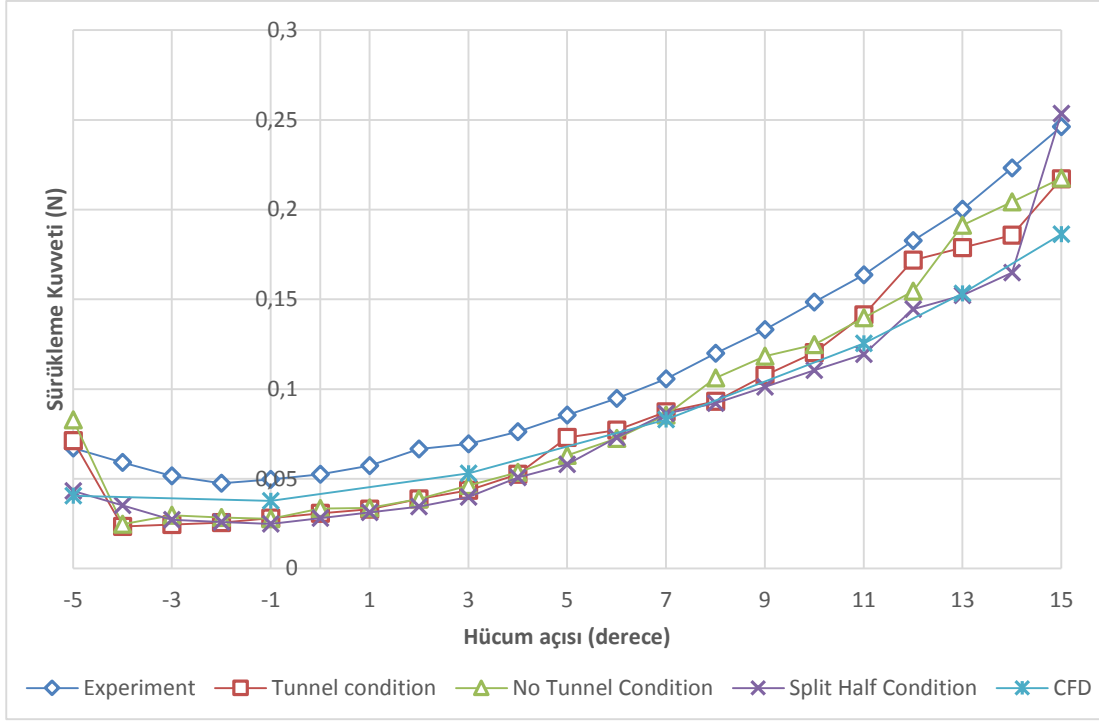
Şekil 100. 10 m/s'de temel kanat kaldırma kuvveti.



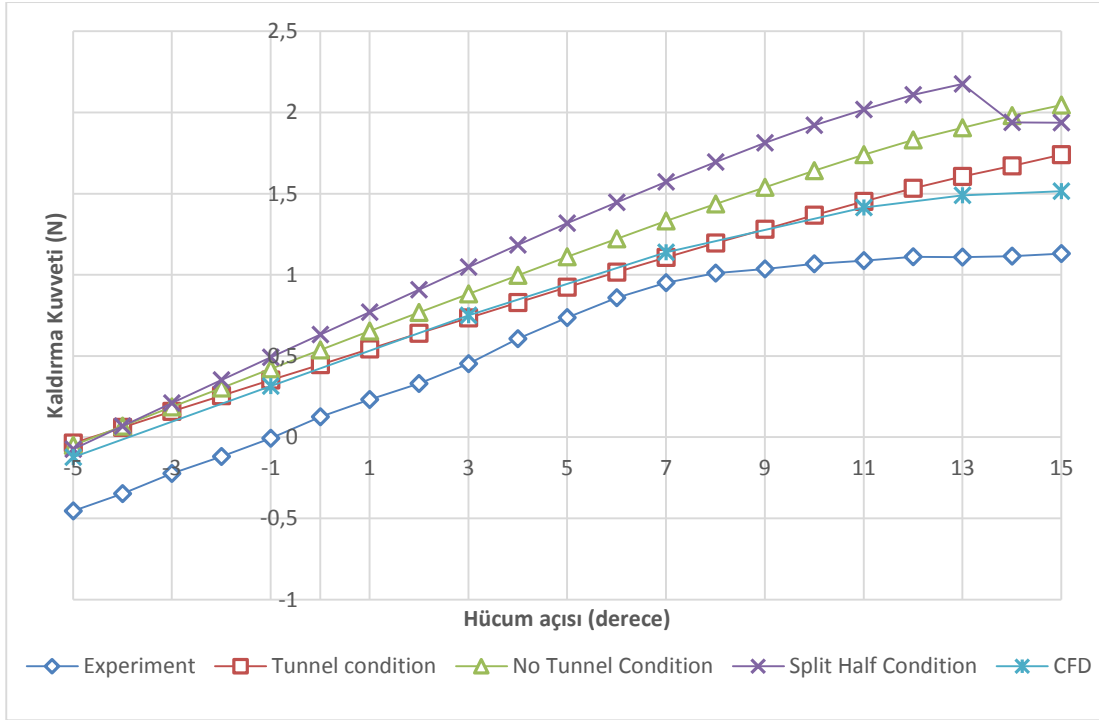
Şekil 101. 10 m/s’de temel kanat sürüklenme kuvveti.



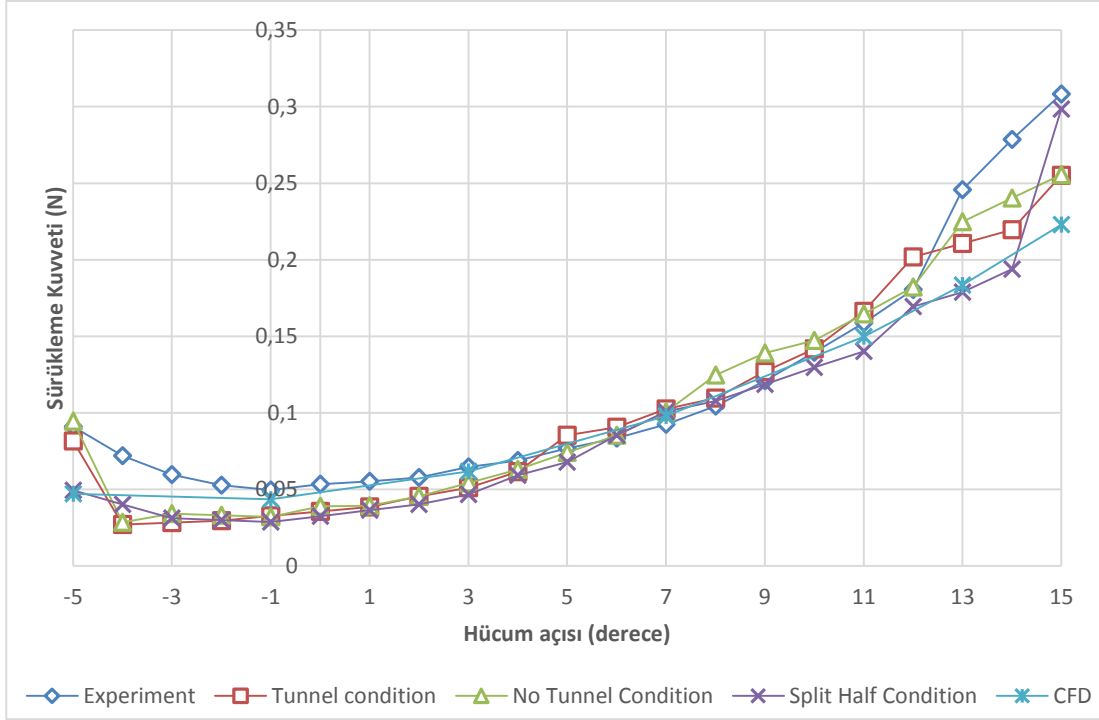
Şekil 102. 11 m/s’de temel kanat kaldırma kuvveti.



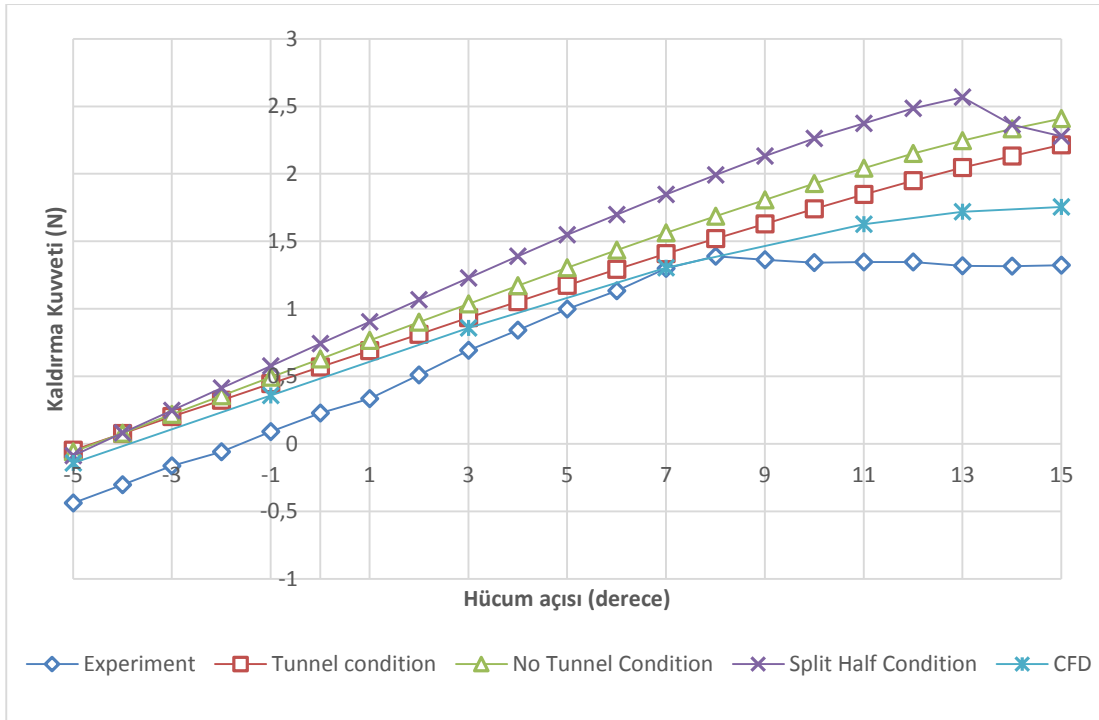
Şekil 103. 11 m/s'de temel kanat sürüklenme kuvveti.



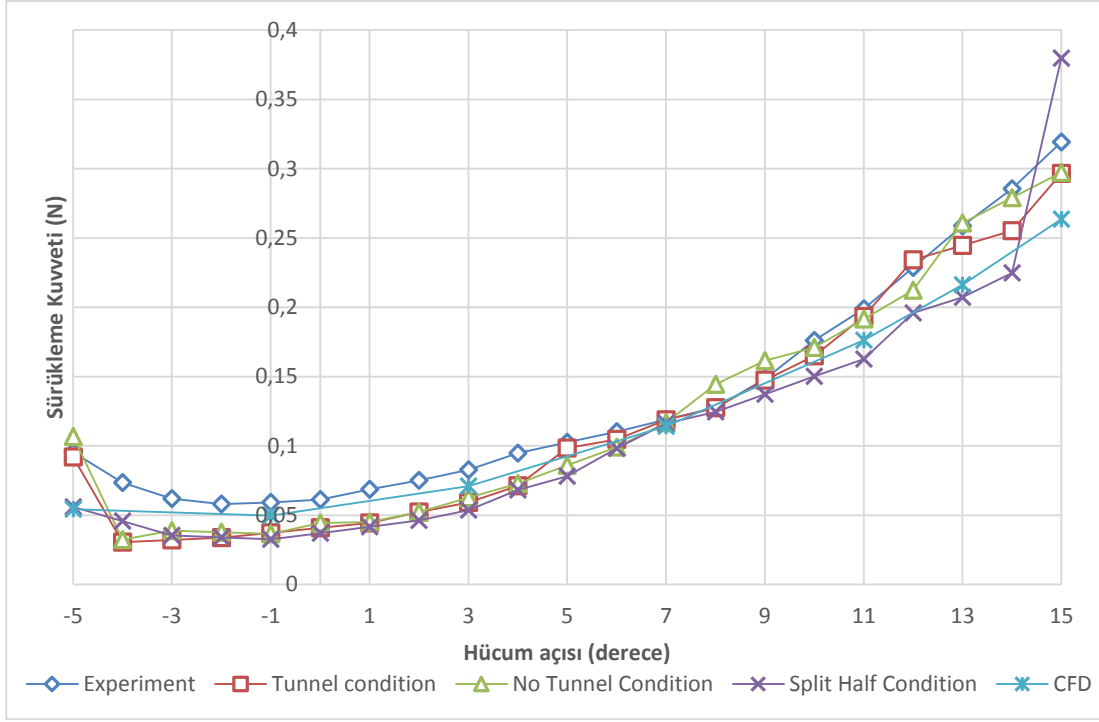
Şekil 104. 12 m/s'de temel kanat kaldırma kuvveti.



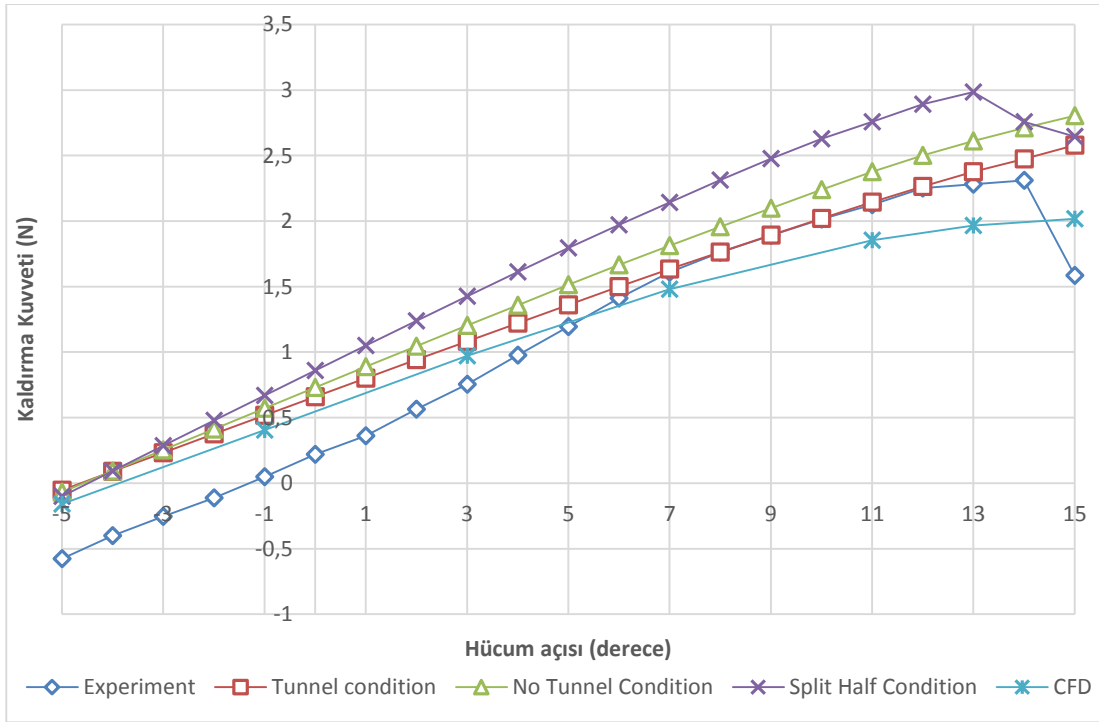
Şekil 105. 12 m/s’de temel kanat sürüklenme kuvveti.



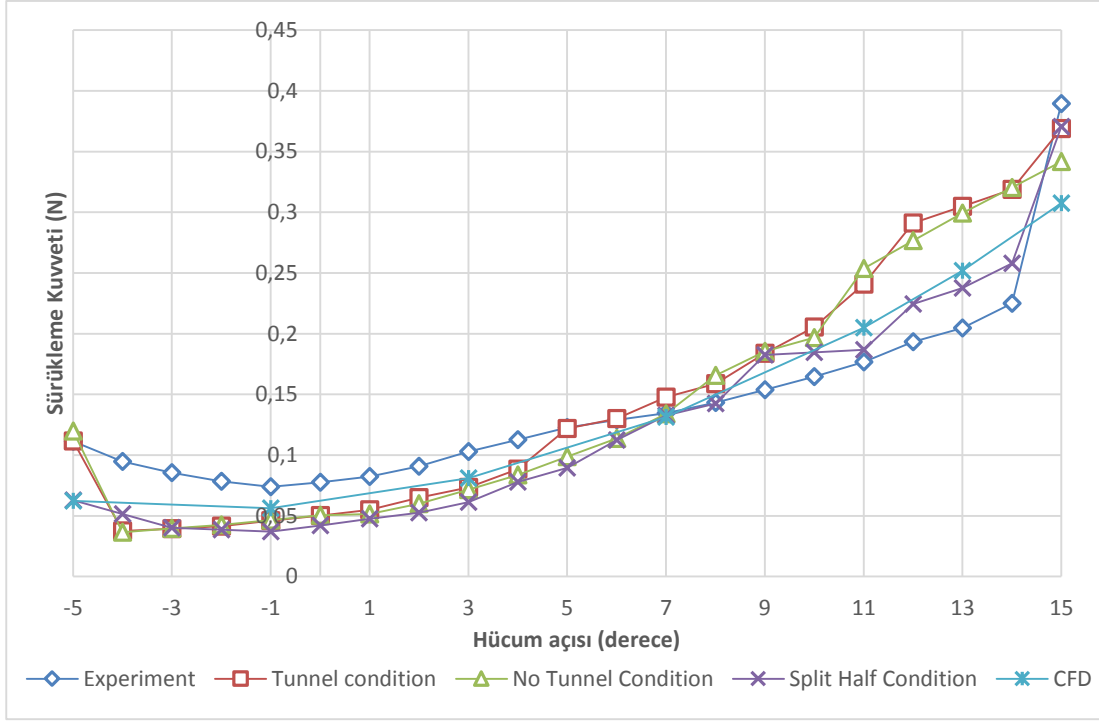
Şekil 106. 13 m/s’de temel kanat kaldırma kuvveti.



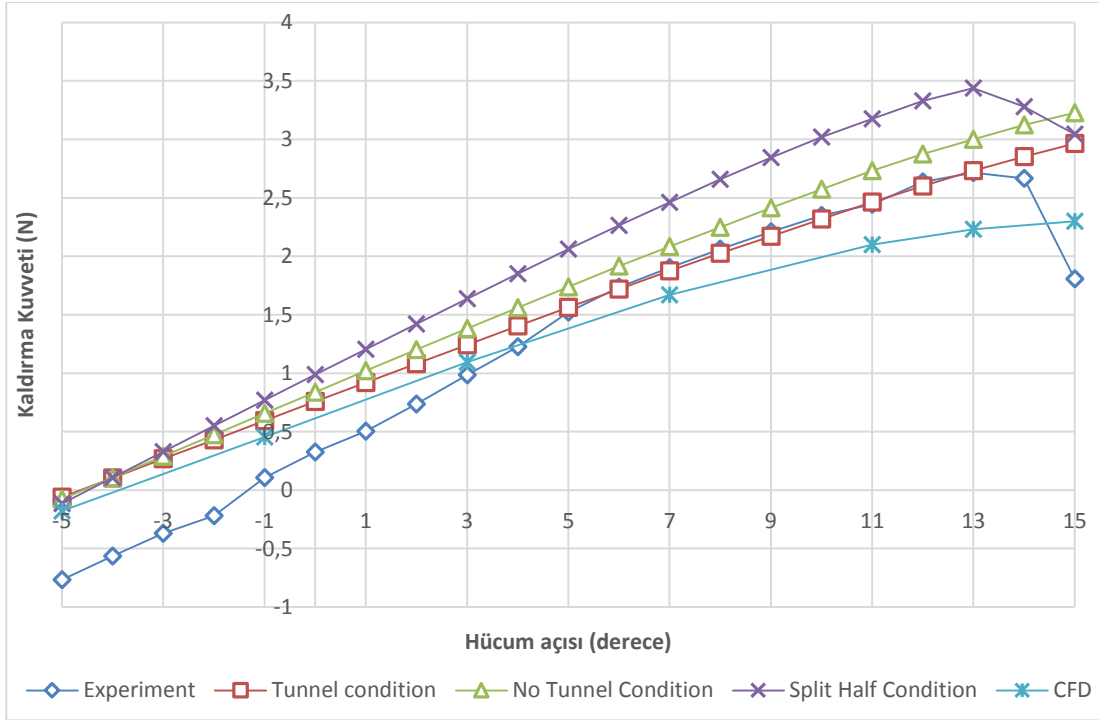
Şekil 107. 13 m/s'de temel kanat sürüklenme kuvveti.



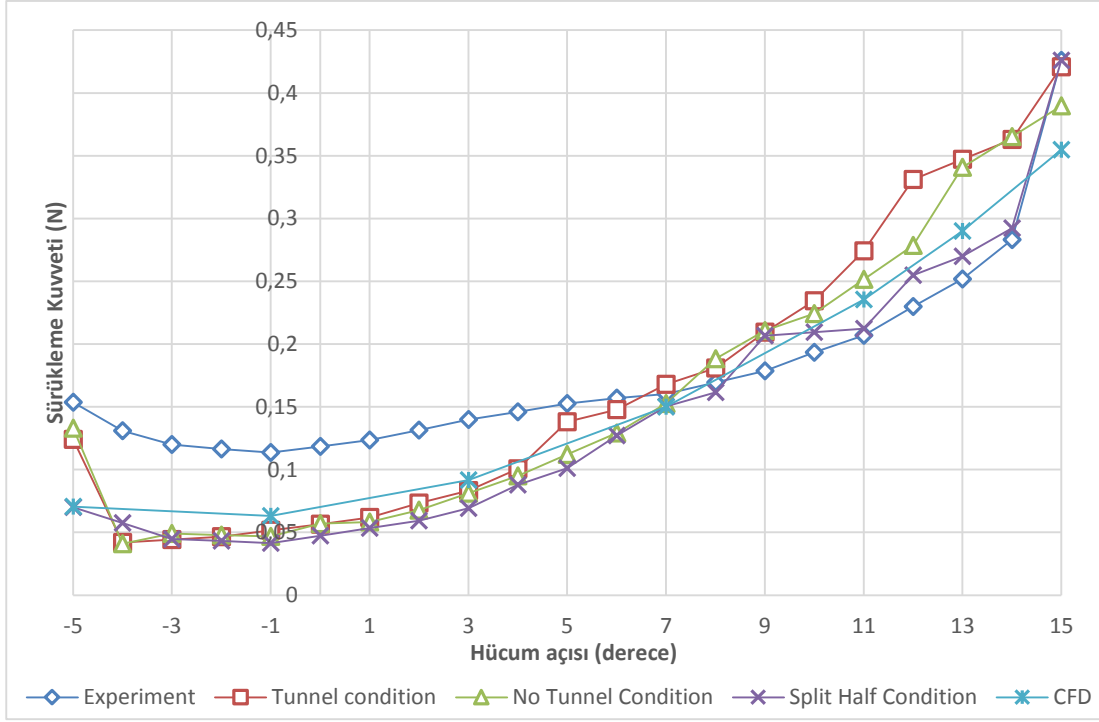
Şekil 108. 14 m/s'de temel kanat kaldırma kuvveti.



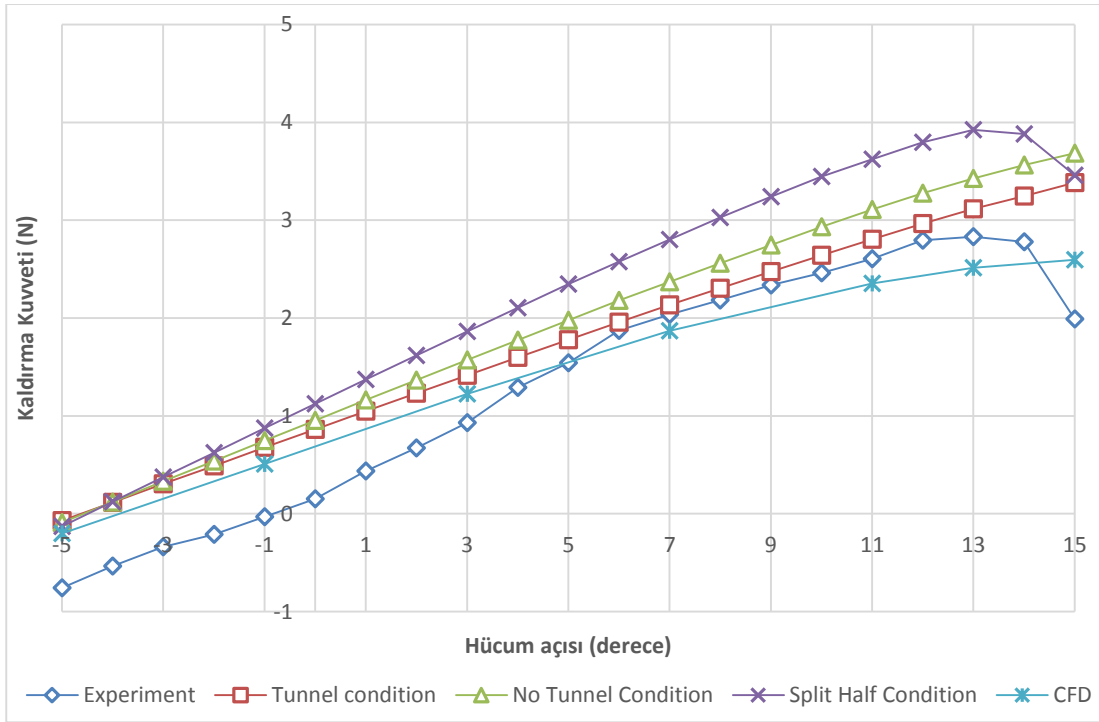
Şekil 109. 14 m/s'de temel kanat sürüklenme kuvveti.



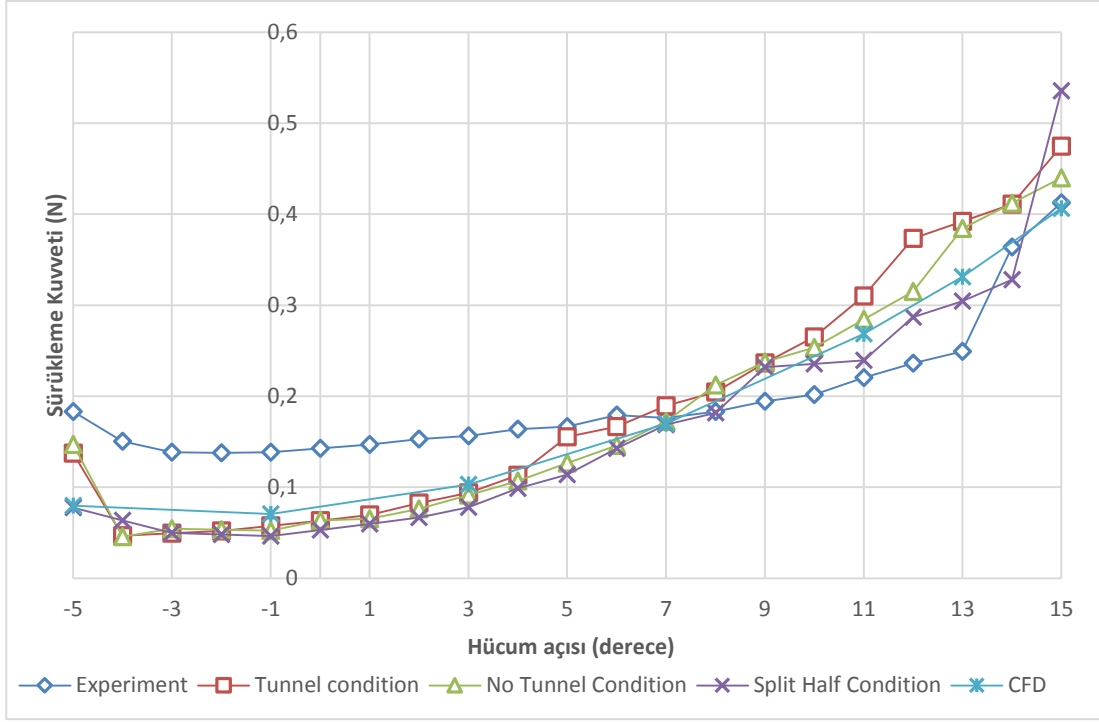
Şekil 110. 15 m/s'de temel kanat kaldırma kuvveti.



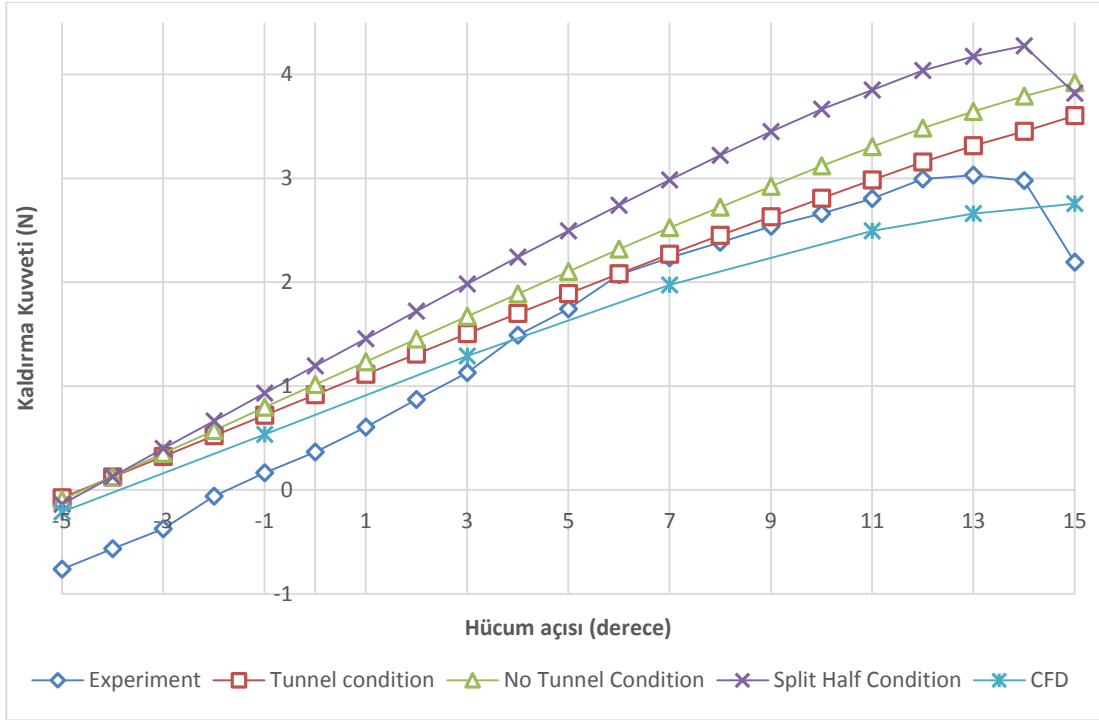
Şekil 111. 15 m/s'de temel kanat sürüklenme kuvveti.



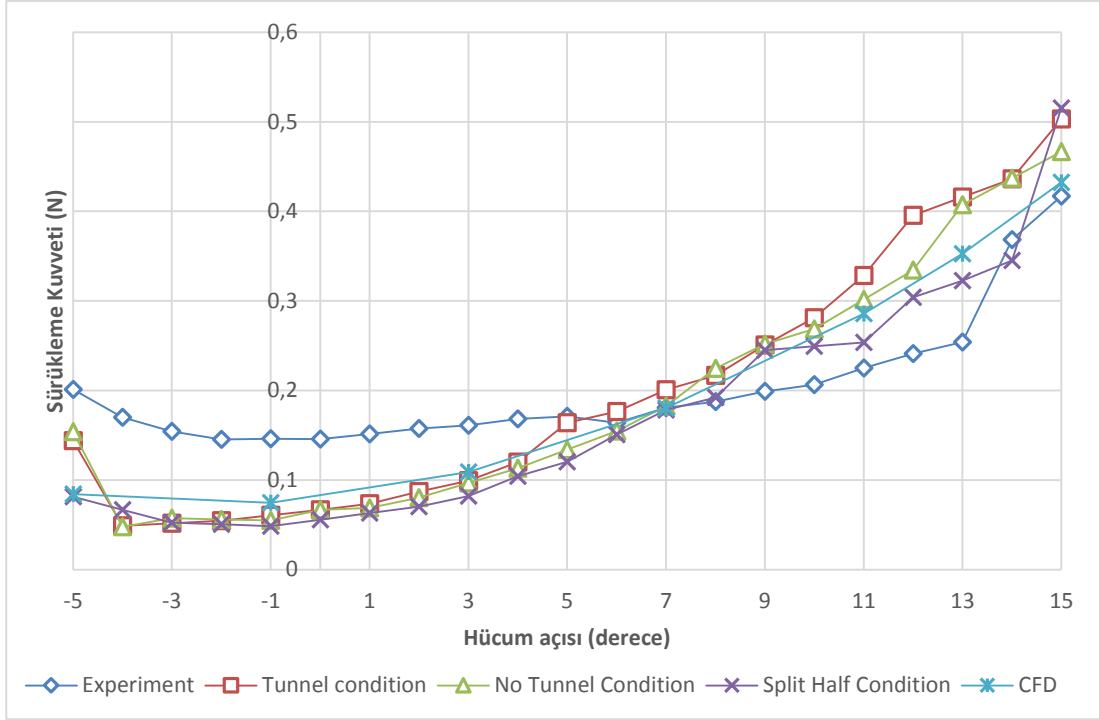
Şekil 112. 16 m/s'de temel kanat kaldırma kuvveti.



Şekil 113. 16 m/s'de temel kanat sürüklenme kuvveti.



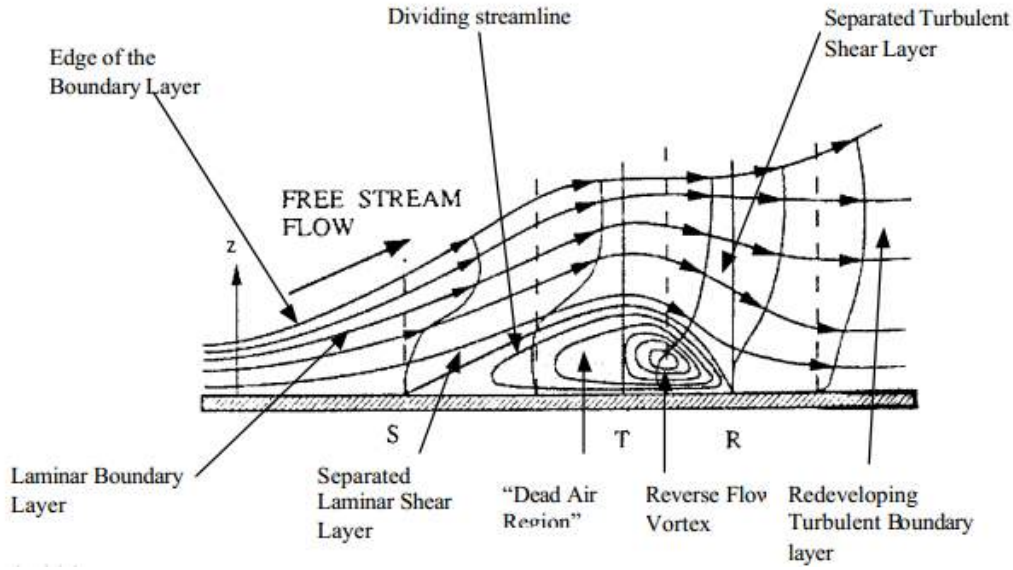
Şekil 114. 16.5 m/s'de temel kanat kaldırma kuvveti.



Şekil 115. 16.5 m/s'de temel kanat sürüklenme kuvveti.

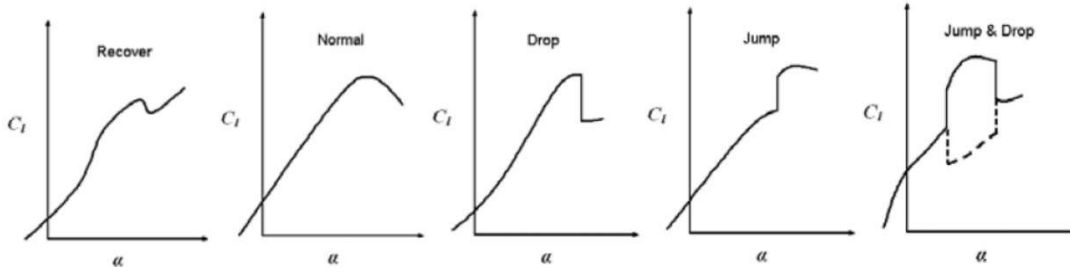
4.5.2 O14

Bir önceki kısımda bahsi geçen problemlerin dışında optimizasyon kodu tarafından oluşturulmuş kanat yapılarının kaldırma kuvveti eğrilerinde anormallikler ile karşılaşmıştır. Bu durum başka akademik çalışmalarda da karşılaşılmış ve ismine “ düşük reynolds sayılı akışlarda düşüş ve toplama karakteristiği” denilmiştir. Bu durum, akışın kanat profili üzerinden ayrılması ve sonra tekrar birleşmesi yüzünden oluşmaktadır ve kanadın üzerinde baloncuk şekilden bir akış alanı yaratmaktadır bu yüzden bu olaya “laminar baloncuk ayrılması” adı verilmektedir. Bu baloncuklar geometrinin birden değişmesi, ters basınc dağılımının oluşması yüzünden oluşabilmektedir. Şekil 116'de akışın ayrılması ve tekrar yapışık hale dönmesi ayrıntılı bir biçimde gösterilmiştir. Daha detaylı anlatmak gerekirse, akış kendi içerisinde taşıdığı momentumun yetersizliği yüzünden kanat yüzeyine yapışık olarak akmaya devam edemez bu yüzden akış kanat yüzeyinden ayrılır. Bu bahsi geçen durum düşük Reynolds sayılı akışlarda sıklıkla tecrübe edilen bir durumdur. Hatta detay vermek gerekirse, Reynolds sayısı 10^4 ile 10^6 arasındayken bu durum beklenmektedir, Diwan vd. (2007).



Şekil 116. Laminar ayrılma baloncuğu, Lee vd. (2006).

Laminar ayrılma baloncukları, üzerinde olduğu kanadın kaldırma ve sürüklenme kuvvetlerine etki eder. Çünkü kanat uzunluğu boyunca oluşan basınç dağılımının değişimine neden olur ve bu etkiden dolayı basınç dağılımından çıkarımı yapılan kaldırma ve sürüklenme kuvveti gibi kuvvetlerin değerlerinin artmasına veya azalmasına sebep olur. Özellikle kaldırma kuvveti eğrilerinde anormalliğe yol açan bu olgunun sebep olduğu kaldırma kuvveti eğrisi tipleri Şekil 117’de gösterilmiştir. Kaldırma kuvvetinin oluşturduğu şekle binaen, deneylerde tecrübe edilen kaldırma kuvveti eğrisi tipi “toparlanan kaldırma kuvveti eğrisi” olarak belirlenmiştir. Bu durum Şekil 122, Şekil 124, Şekil 126 ve Şekil 129’in deneysel sonuç eğrilerinde açıkça görülmektedir. Aynı zamanda laminar ayrılma baloncuğu etkisinin akış hız ve Reynolds sayısı arttıkça, yok olduğu görmek mümkündür.



Şekil 117. Kaldırma kuvvetini anormallikleri sınıflandırmaları, Lee vd. (2006).

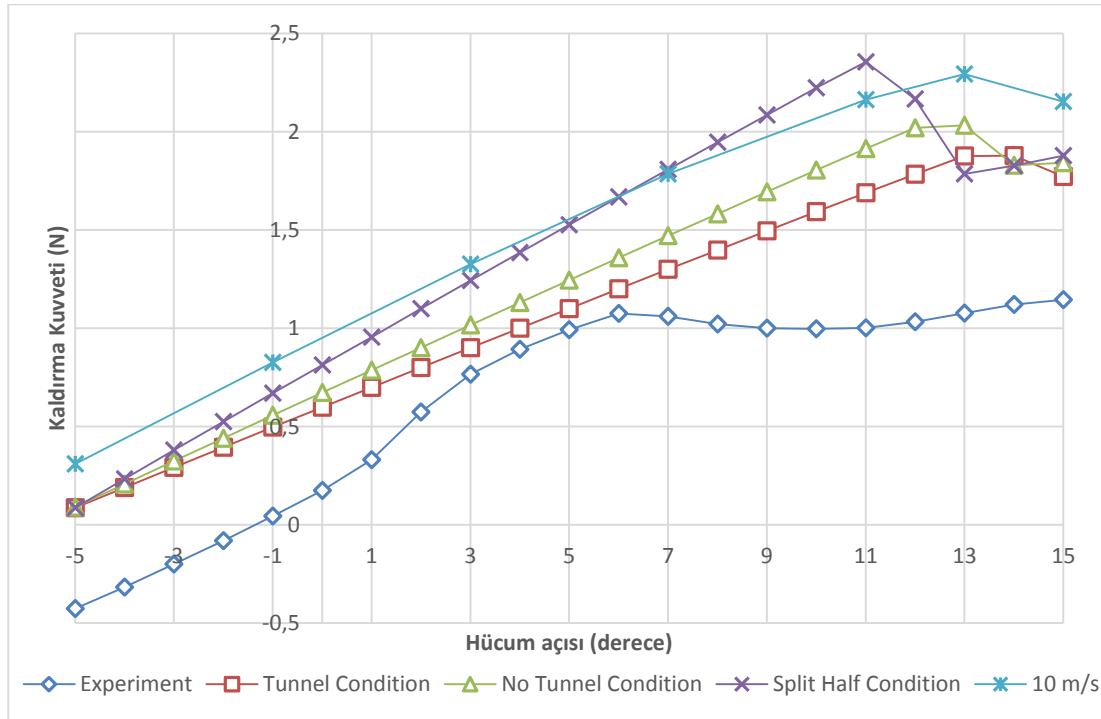
Lee ve arkadaşları yaptıkları araştırmada, kanat profili yapısının laminar ayrılma baloncuğunun üzerindeki etkilerini araştırmışlardır. Bu sayısal çalışmada kanat profili kamburunun ve kanat profili alt iç bükey yapısının büyüklüğünün en etkin faktörler olduğu kanısına varmışlardır, Lee vd. (2006). Buna bağlı olarak, optimizasyon kodundan çıkan kanat profillerinin kambur yapısı ve kanat profili alt iç bükey yapısı, temel kanat profiline göre daha fazladır. Bu sebepten dolayı,

aynı Reynolds sayılı akışa maruz kalmalarına rağmen, temel kanatta görülmeyen laminar ayrılma baloncuğu, optimizasyon kodundan çıkan kanat profillerinden görülmektedir. Bunun sebebi ise optimizasyon kodu yazılırken kanadın ön tarafından %25'den sonra oluşan ayrışmaları kod kendiliğinden tekrar yapılandırarak çözüme devam etmektedir.

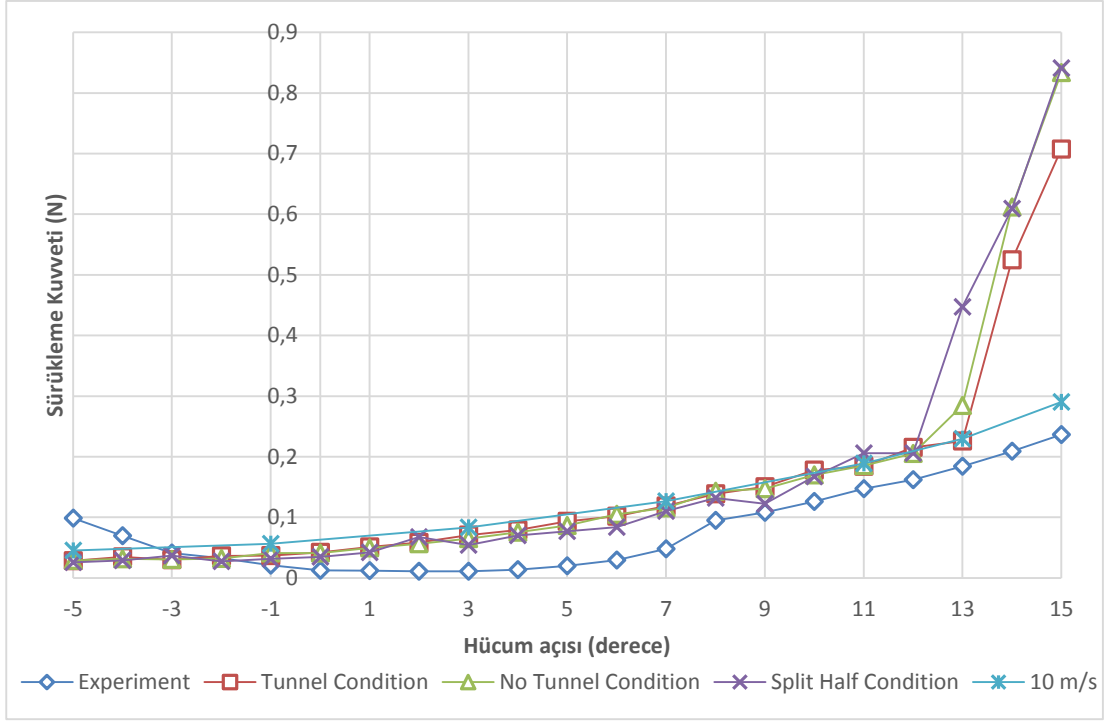
Bunlara ek olarak, bu kanat konfigürasyonunun hem deneysel hem de numerik sonuçları, kaldırma ve sürüklenme kuvveti açısından yüksek hücum açılarında benzerlik göstermektedir. Beklendiği üzere özellikle tünel durumu sonuçları, deneysel sonuçlar ile büyük benzerlikler göstermektedir. Bu durum laminar baloncuk ayrılması ve düşük dereceli hücum açlarındaki uyumsuzluk dışında, optimizasyon kodunun başarılı olduğuna dalalet eder. Deneysel problemlerin çözülmesi ve optimizasyon kodu içeriğinde yapılacak bir kaç düzeltme ile orta seviyeli Reynold sayılı akışlarda çok yüksek isabette sonuçlar alınacaktır.

Bunlara ek olarak, orta hücum açısı derecelerinde HAD ve optimizasyon çalışmaları, deneysel sonuçlar baz alındığından aerodinamik kuvvetleri fazla hesaplamıştır. Şekil 128'de açıkça görülen sürüklenme kuvvetinin yüksek tahmini, bu denli düşük Reynolds sayılı akışların aerodinamik kuvvet tahmininde normal kabul edilmektedir.

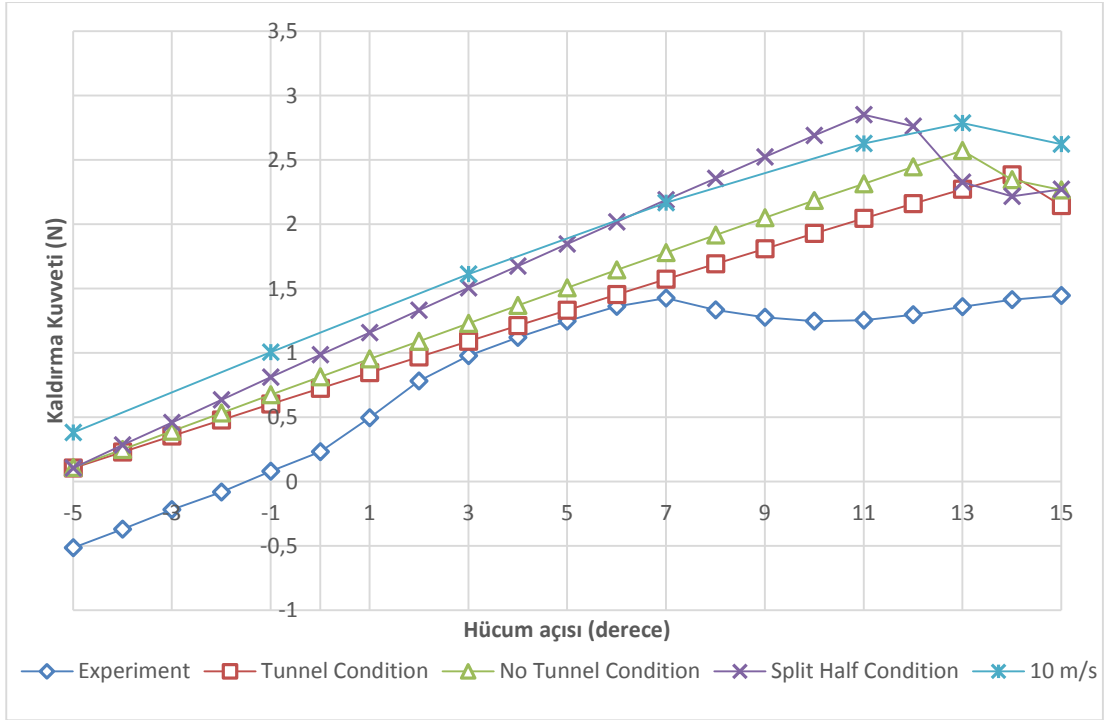
Rüzgar tünelinin motorunun yüksek ısı yüzünden yanması dolayısıyla, ne yazık ki, 16 m/s ve 16.5 m/s hızlarında yapılması planlanan deneyler yapılamamıştır.



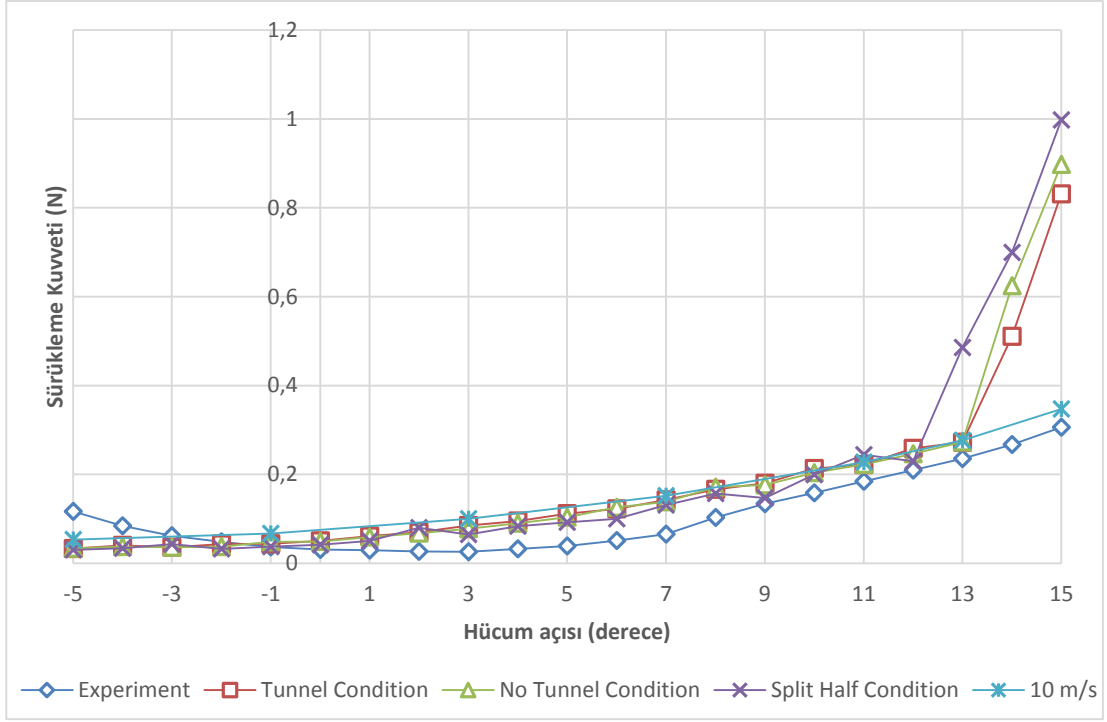
Şekil 118. 10 m/s'de O14 kanadı kaldırma kuvveti.



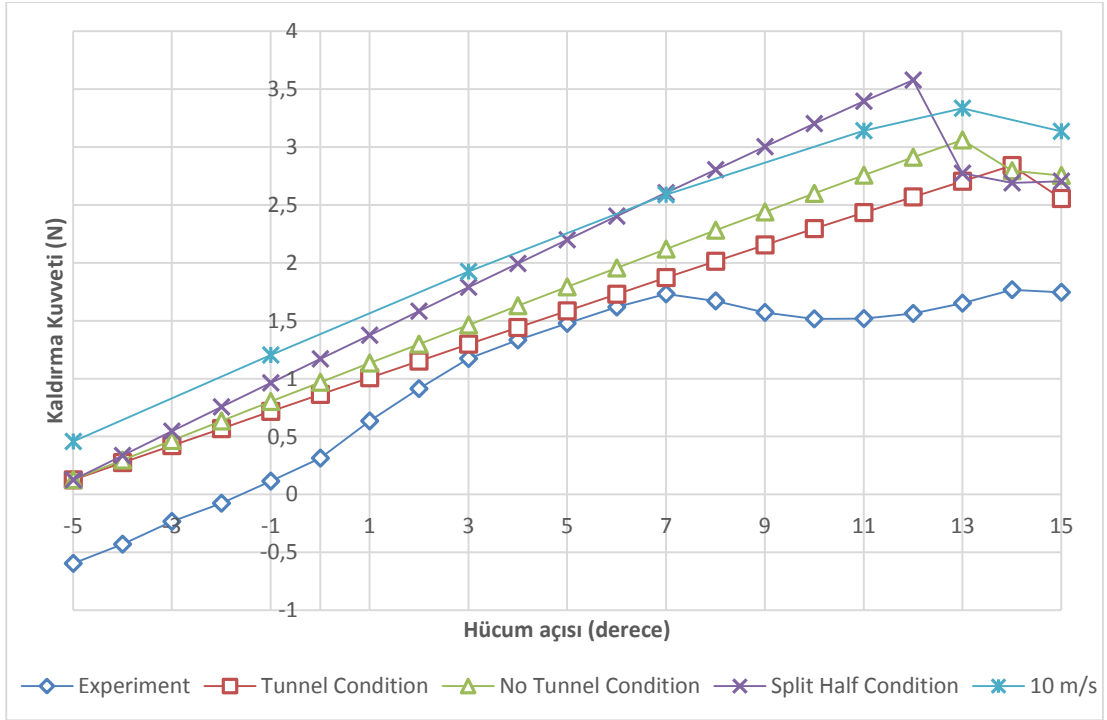
Şekil 119. 10 m/s'de O14 kanadı sürüklenme kuvveti.



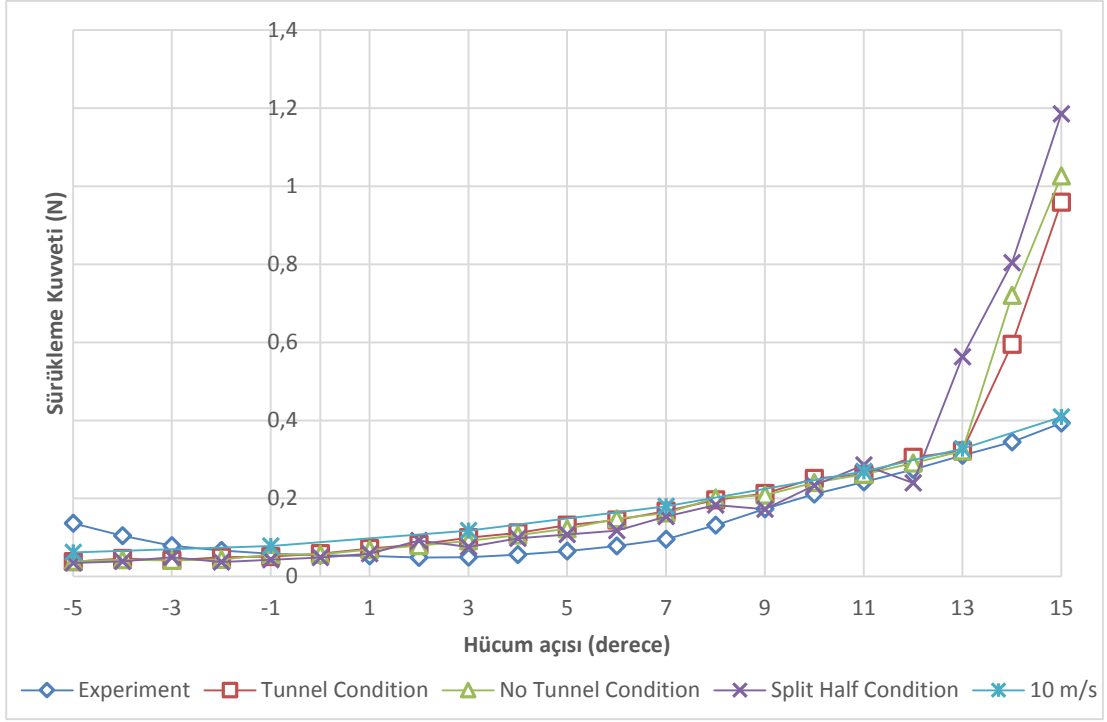
Şekil 120. 11 m/s'de O14 kanadı kaldırma kuvveti.



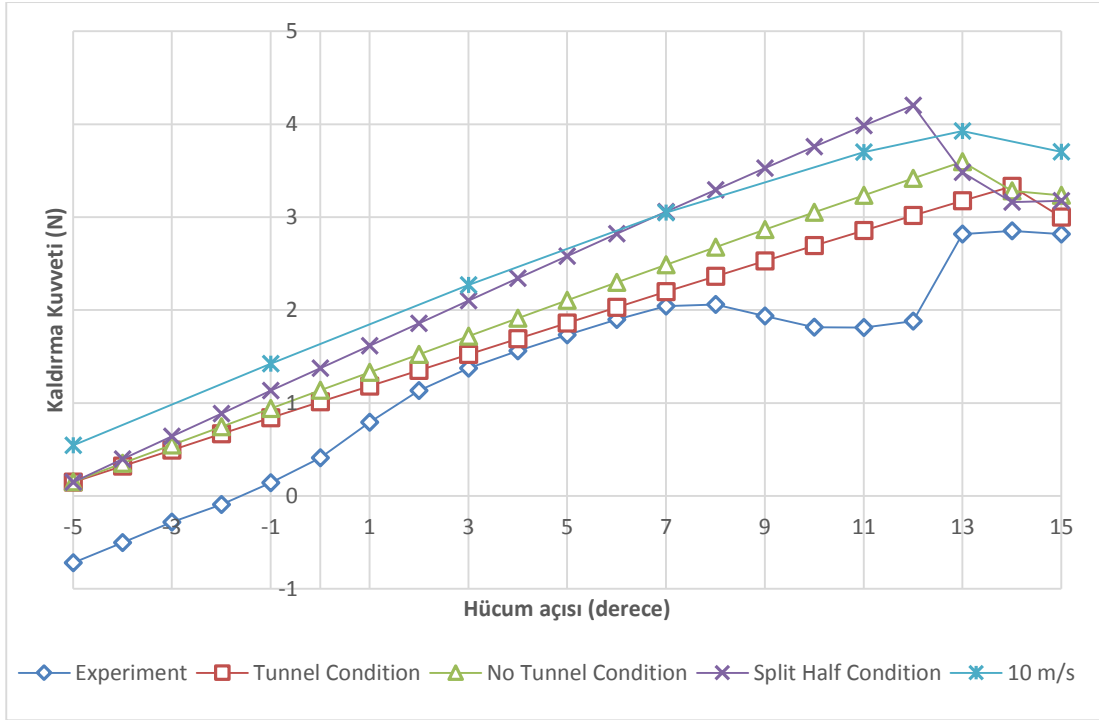
Şekil 121. 11 m/s'de O14 kanadı sürükleme kuvveti.



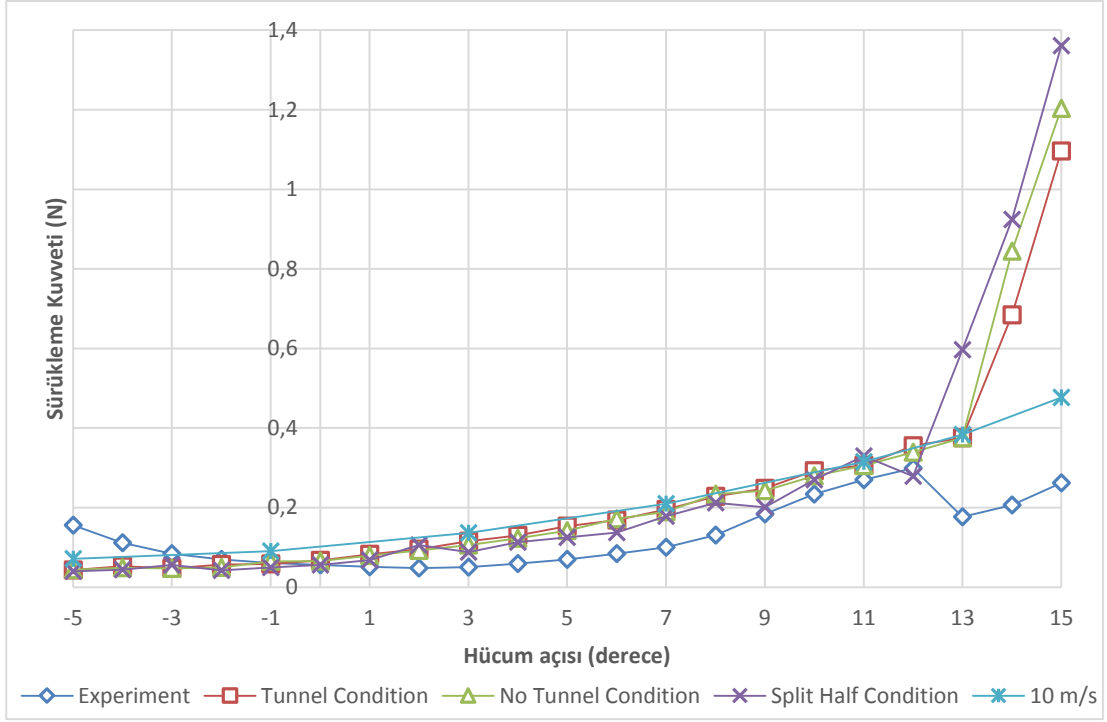
Şekil 122. 12 m/s'de O14 kanadı kaldırma kuvveti.



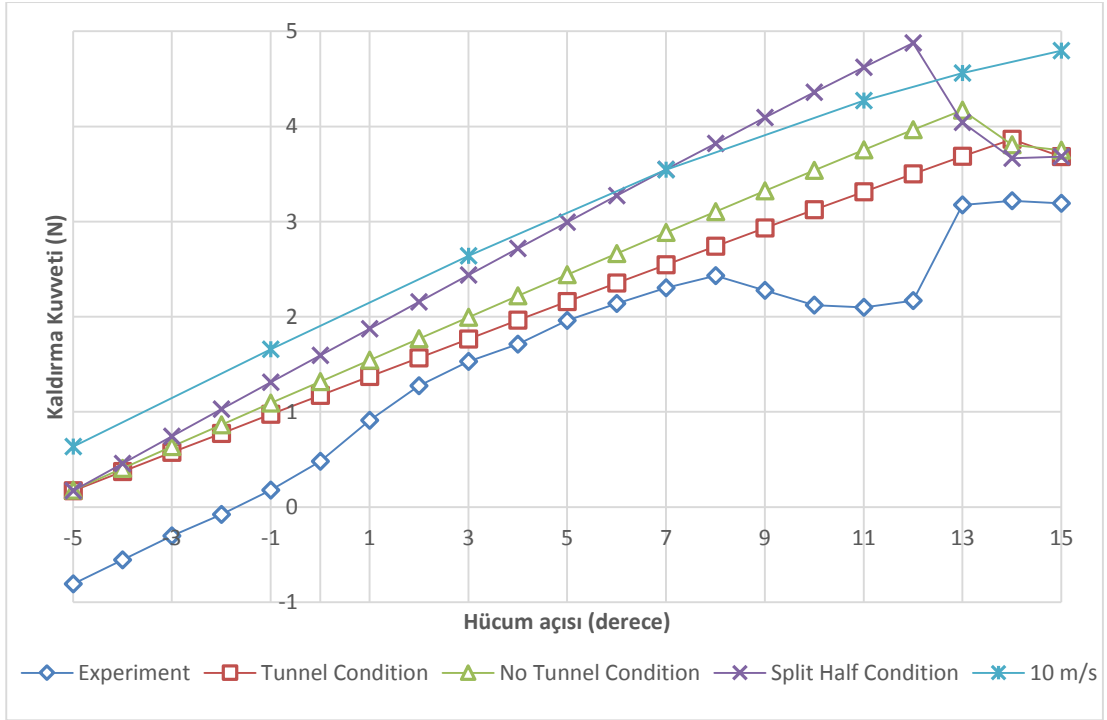
Şekil 123. 12 m/s'de O14 kanadı sürüklenme kuvveti.



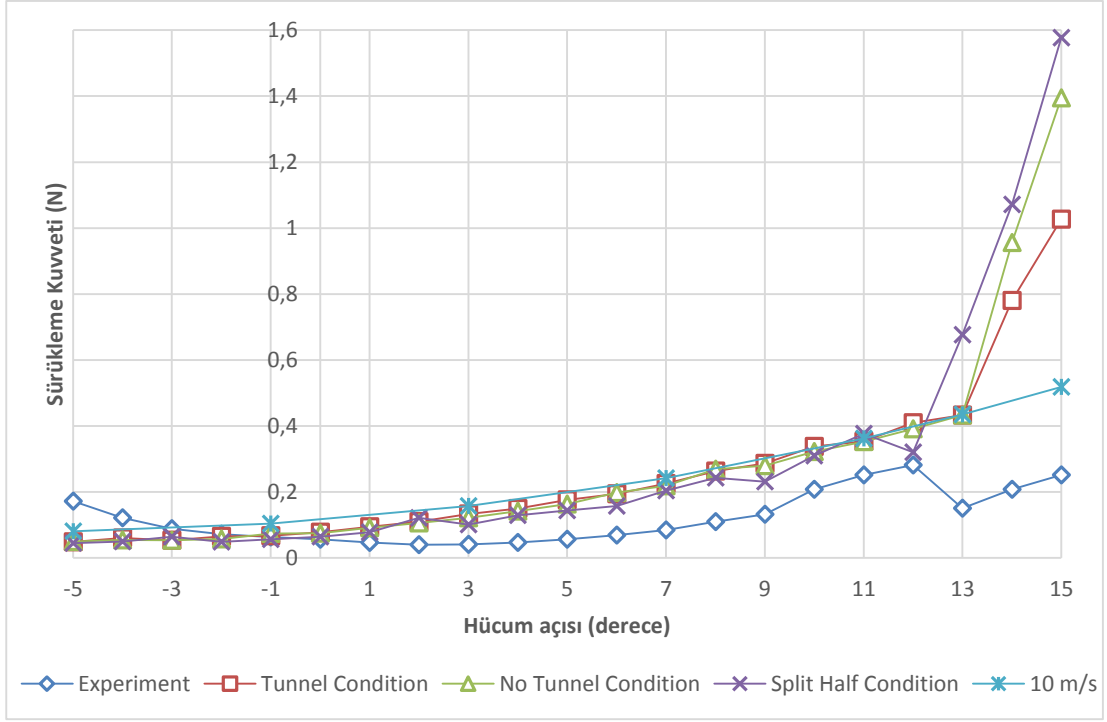
Şekil 124. 13 m/s'de O14 kanadı kaldırma kuvveti.



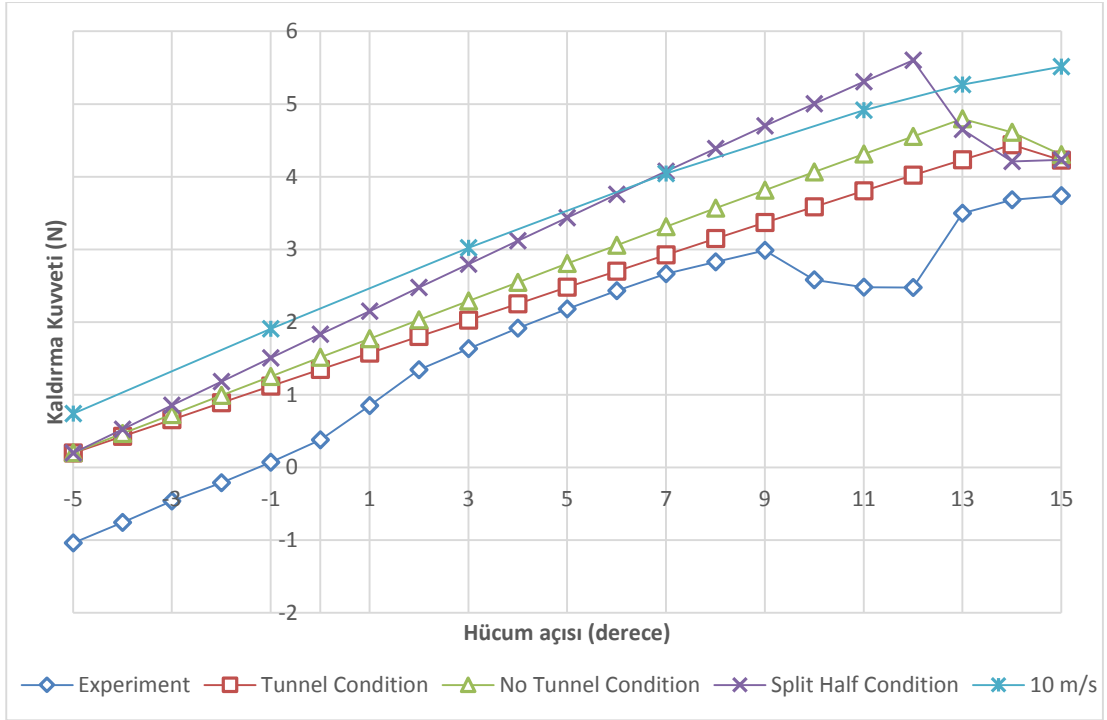
Şekil 125. 13 m/s'de O14 kanadı sürüklenme kuvveti.



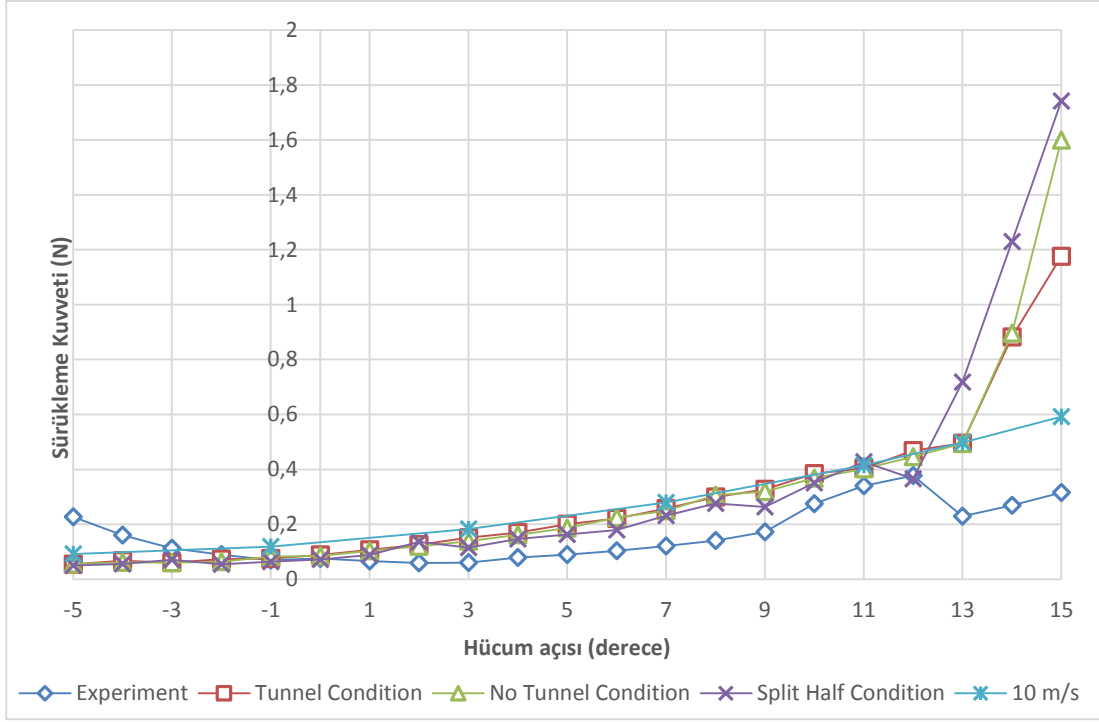
Şekil 126. 14 m/s'de O14 kanadı kaldırma kuvveti.



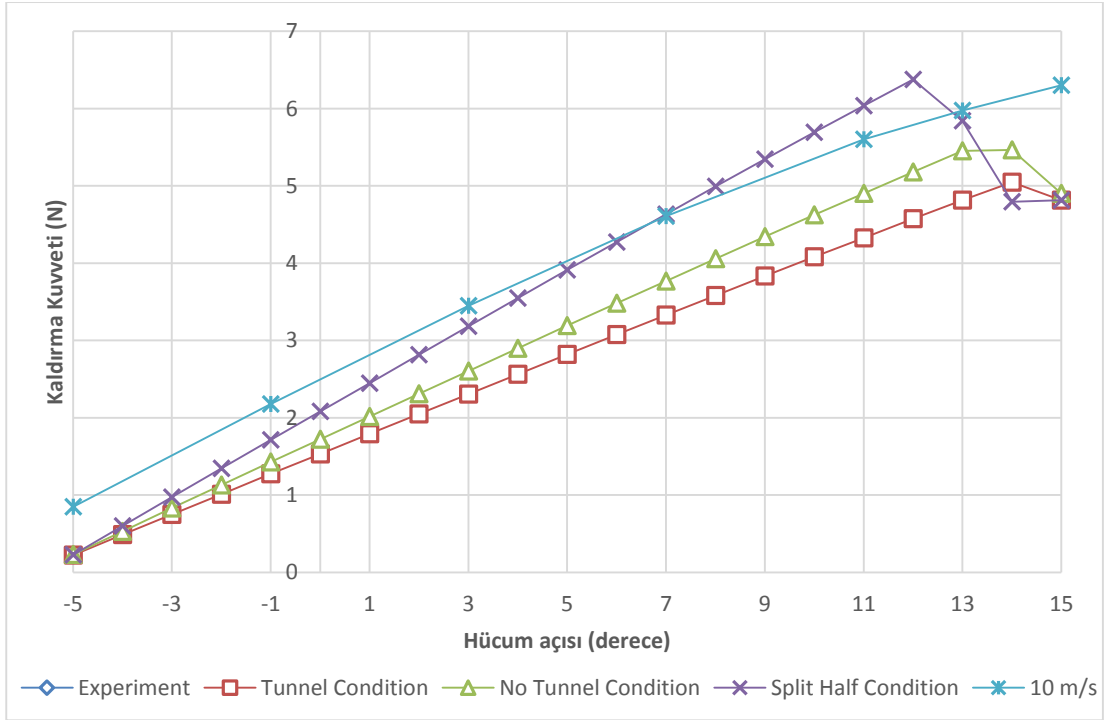
Şekil 127. 14 m/s'de O14 kanadı sürüklenme kuvveti.



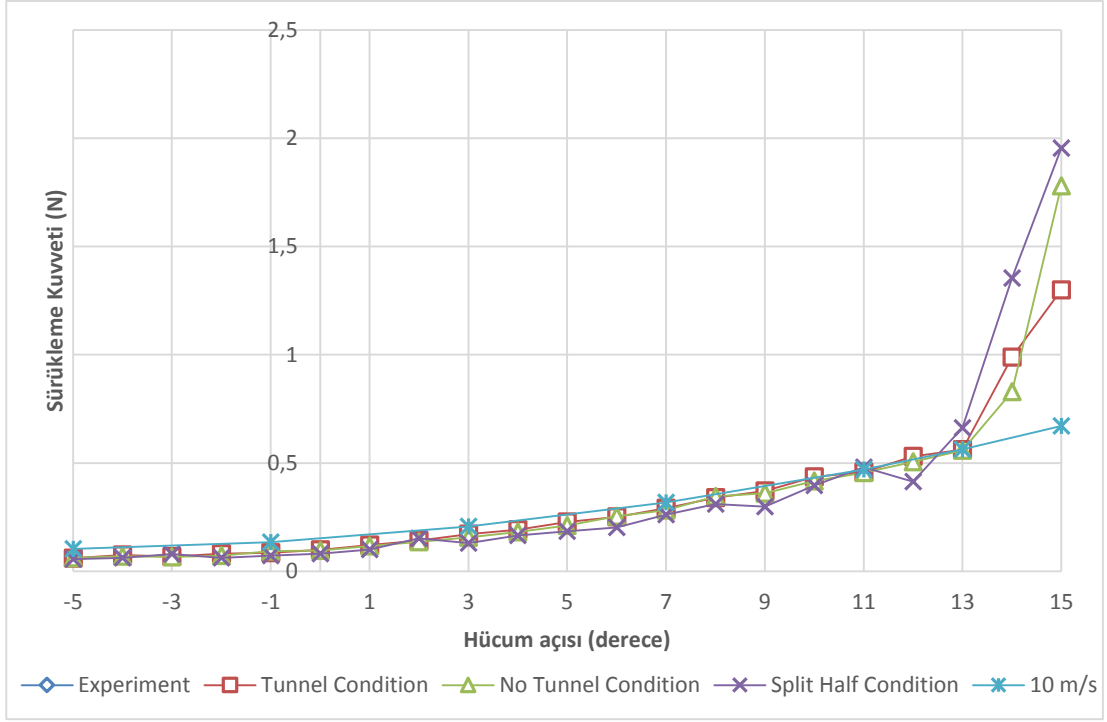
Şekil 128. 15 m/s'de O14 kanadı kaldırma kuvveti.



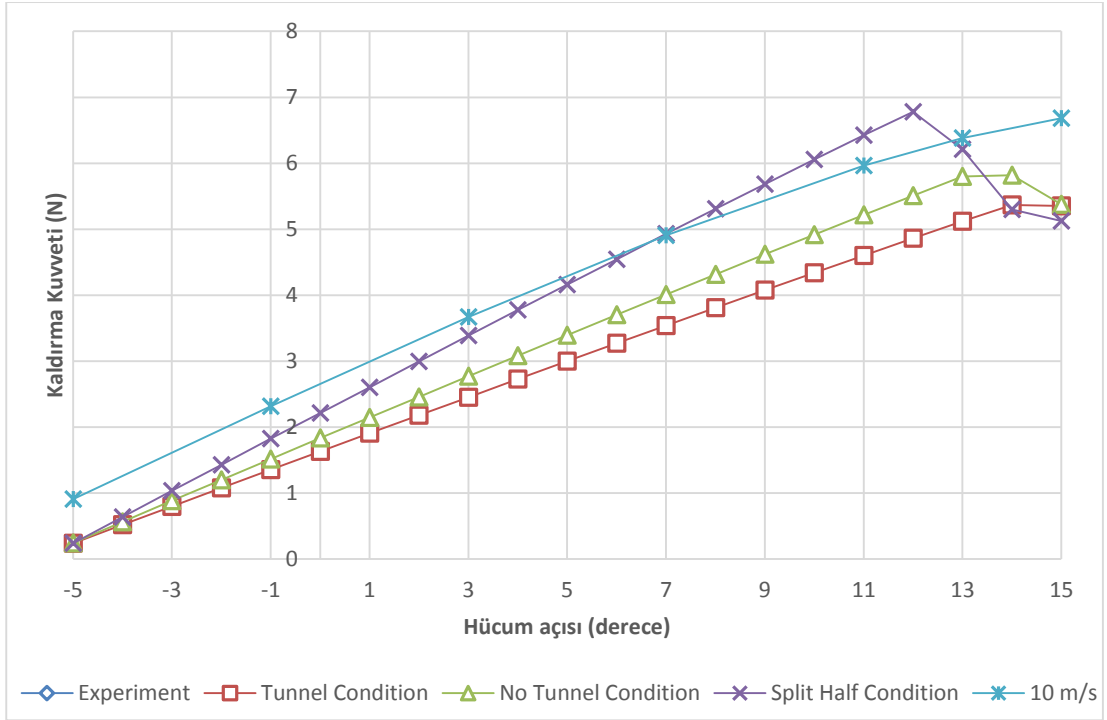
Şekil 129. 15 m/s'de O14 kanadı sürüklenme kuvveti.



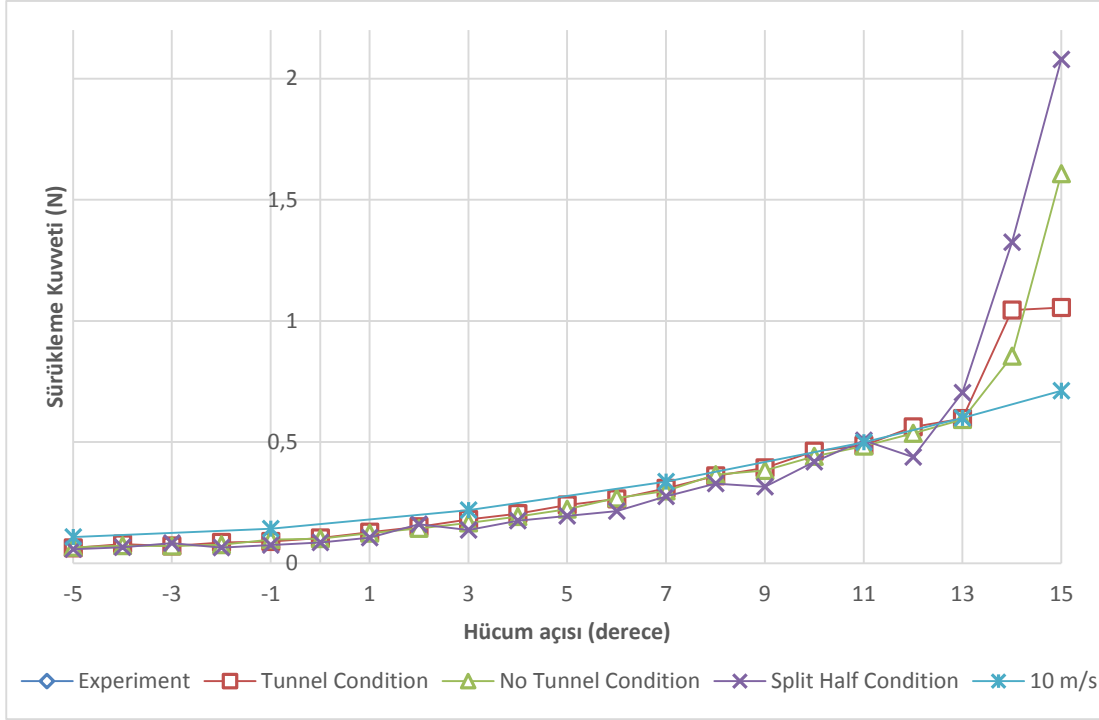
Şekil 130. 16 m/s'de O14 kanadı kaldırma kuvveti.



Şekil 131. 16 m/s'de O14 kanadı sürükleme kuvveti.



Şekil 132. 16.5 m/s'de O14 kanadı kaldırma kuvveti.



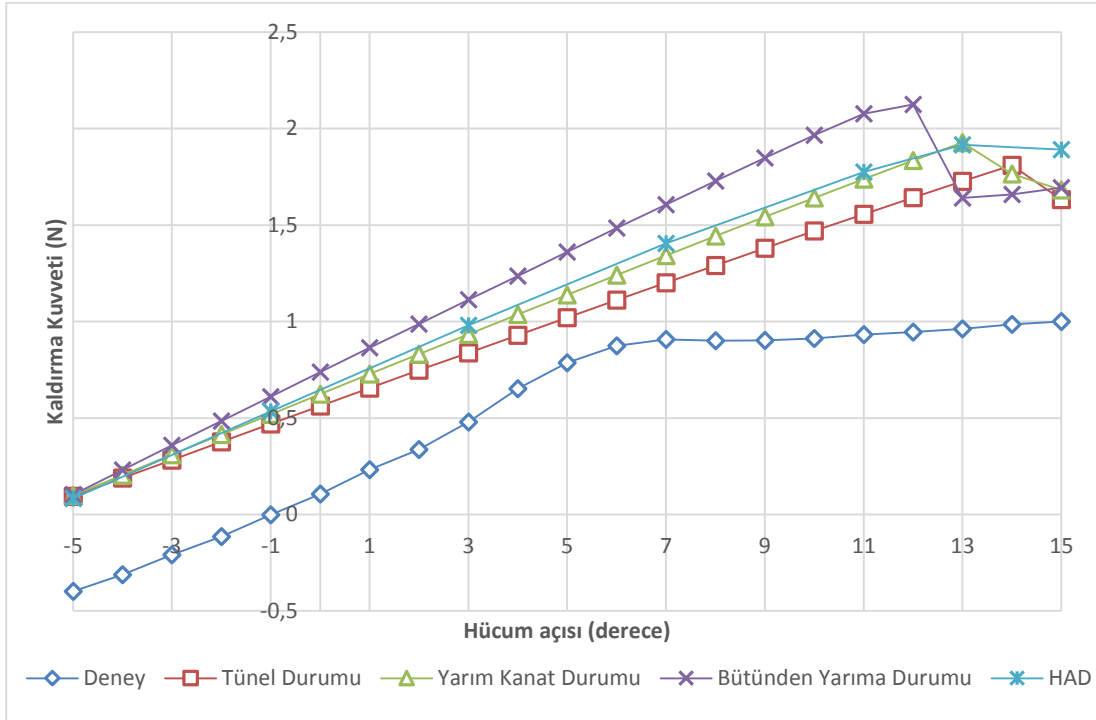
Şekil 133. 16.5 m/s'de O14 kanadı sürükleme kuvveti.

4.5.3 M16.5

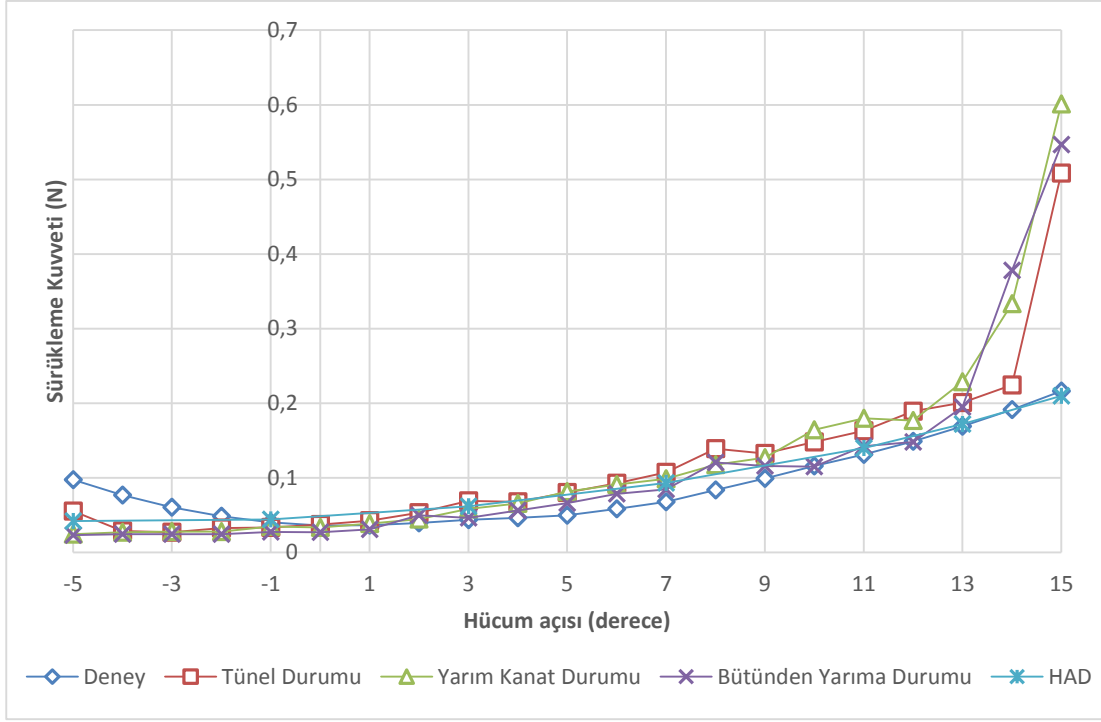
Bütün kanat konfigürasyonları arasında M16.5 kanadı en küçük kanat alanına sahiptir. Bu sebepten dolayı aynı zamanda en düşük Reynolds sayılı akışa maruz kalmaktadır. Bu nedenden dolayı diğer kanatlara nazaran, numerik sonuçlarla ile deneysel sonuçlar bu kanat için daha benzeşmeyen sonuçlar vermiştir.

Ancak, daha öcenki durumlarda bahsi geçen problemler bu kanat deney sonuçları için geçerliliğini korumaktadır. Düşük hücum açılarındaki sayısal ve deneysel verilerin uyumsuzluğu, erken kaldırma kuvveti kaybı bu kanat deney sonuçlarında da görülmüştür. Kanat profili sonunda oluşan laminar ayrılma baloncuğu yüzünden oluşan kaldırma kuvveti eğrilerindeki anormallik bu durumda da tecrübe edilmiştir. Düşük Reynolds sayılı akışlarda ($Re=42,000 - 46,000$) her ne kadar erken kaldırma kuvveti kaybı ve akışta ayrılma görülse de, Şekil 134, Şekil 135, Şekil 136 ve Şekil 137'de de görüldüğü üzere, aynı akış hızları için deneylerde elde edilen sürükleme kuvveti ile sayısal hesaplamalarla elde edilenler güzel bir uyum sergilemiştir. Akış hızının artışı ile birlikte kaldırma kuvveti eğrilerinde laminar ayrılma baloncuğu etkisi daha görülür olmuştur. Şekil 138, Şekil 140 ve Şekil 142'dan da çıkarılabileceği üzere, hızın artışı ile birlikte laminar ayrılma baloncuğundan dolayı oluşan kaldırma kuvveti eğrisi anormalliği düzelmektedir. Buna ek olarak, aynı deney koşulları için, sayısal hesaplanan ve deney sonuçları sürükleme kuvveti eğrileri yüksek hücum açılarında birbirlerinden uzaklaşmaktadır bkz. Şekil 139, Şekil 141 ve Şekil 143.

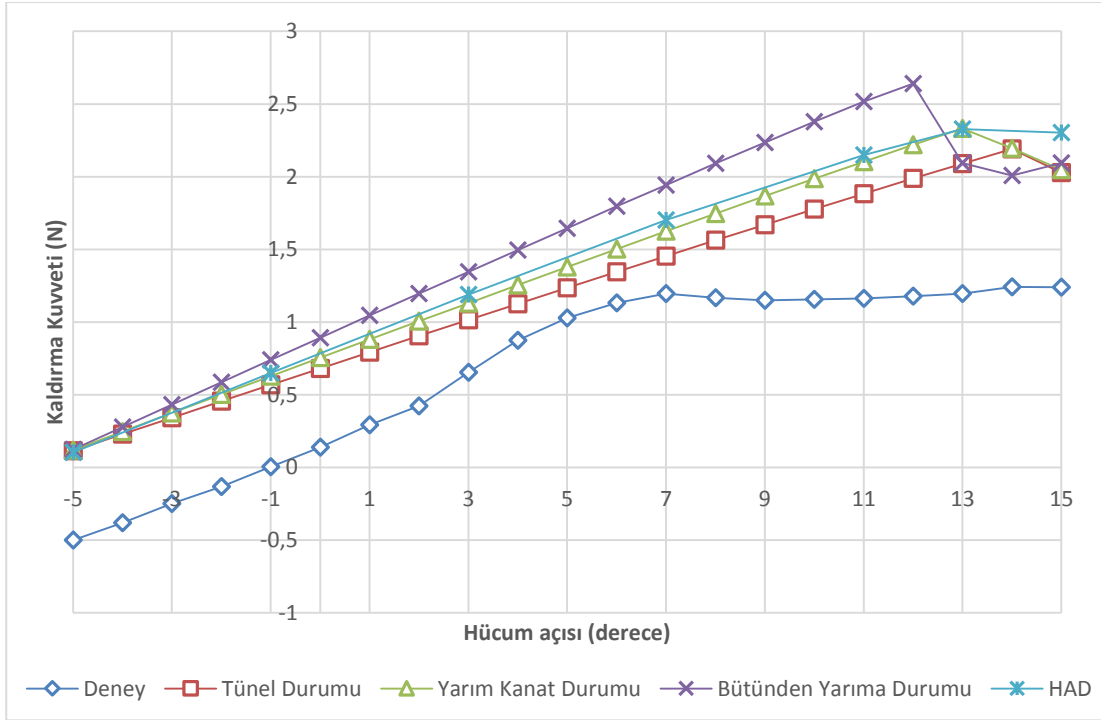
Akışın Reynolds sayısı 60,000 değerini aştıkça, optimizasyon kodunun hesapladığı ve deneysel verilerin kaldırma kuvveti eğrileri gittikçe birbirine daha çok benzemektedir. Yinede, sonuç dahilinde (Şekil 144, Şekil 146 ve Şekil 148) diğer kanatların sonuçlarına nazaran daha fazla farklılık ve erken kaldırma kuvveti kaybı görülmektedir. Bunlara ek olarak, sayısal sürükleme kuvveti sonuçları, deneylerden elde edilen sonuçlara göre daha yüksek çıkmıştır. Ayrıca düşük hücum açılarında sürükleme kuvveti değerlerinin farklılaşmasının sebebi daha önceki kısımlarda bahsi geçen kanat profili alt yüzeyinde oluşan ayrılma olarak görülmüştür. Özet olarak, akışın Reynolds sayısı değeri 60,000'in altında olduğu zaman sayısal yaklaşımlarla aerodinamik etkileri ve kuvvetleri hesaplanmanın zor olduğu farkedilmiştir. Reynolds sayısı bu çalışma için 60,000 değerini geçtiğinde daha güvenilir ve benzer sonuçlar alınmıştır. Lee ve arkadaşlarının çalışmalarında da belirttiği gibi sayısal hesaplamalar ile aerodinamik kuvvetlerin isabetli tahmini için 70,000 Reynolds sayısı kritik bir değerdir, Lee vd. (2006).



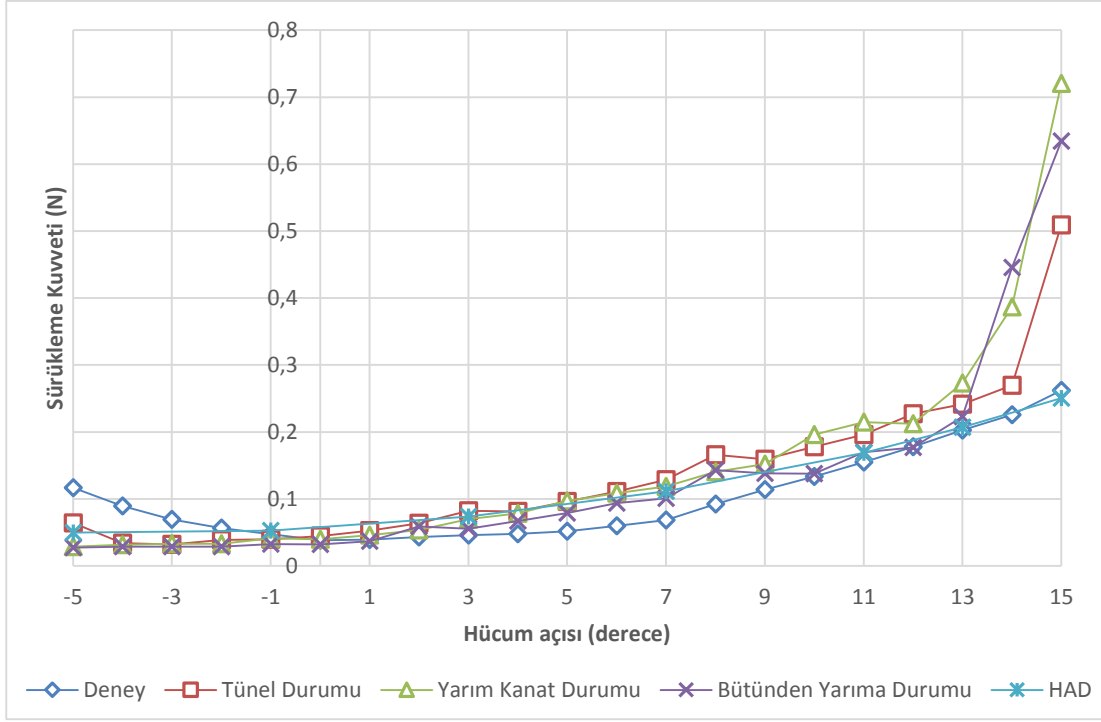
Şekil 134. 10 m/s'de M16.5 kanadı kaldırma kuvveti.



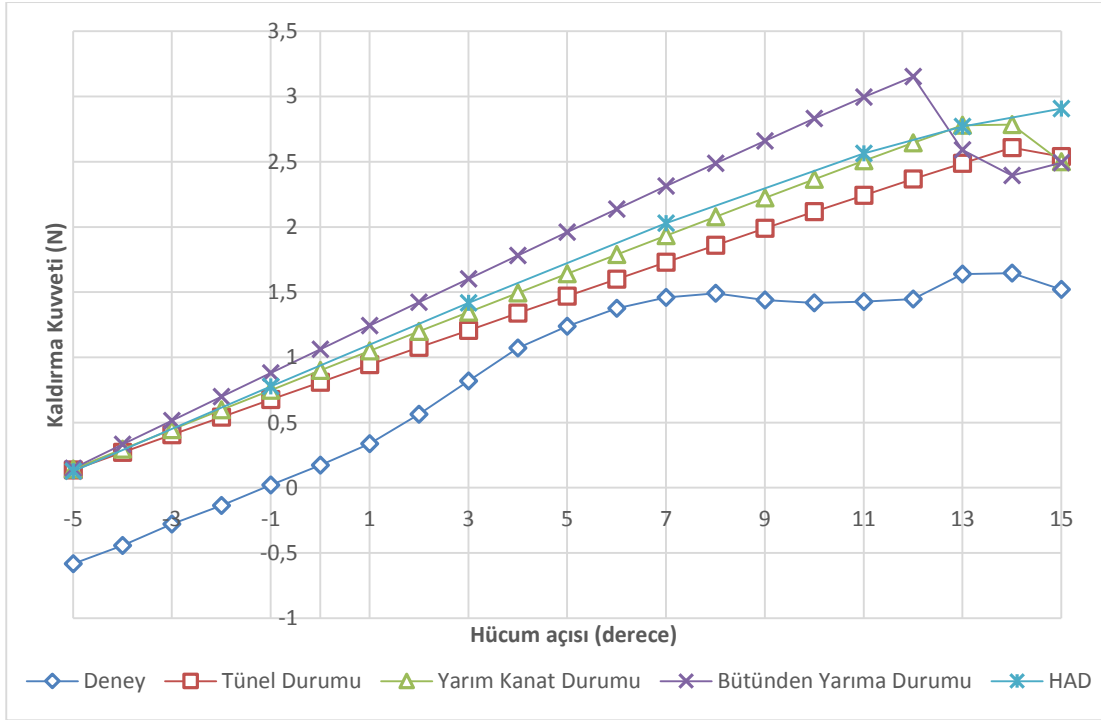
Şekil 135. 10 m/s'de M16.5 kanadı sürüklenme kuvveti.



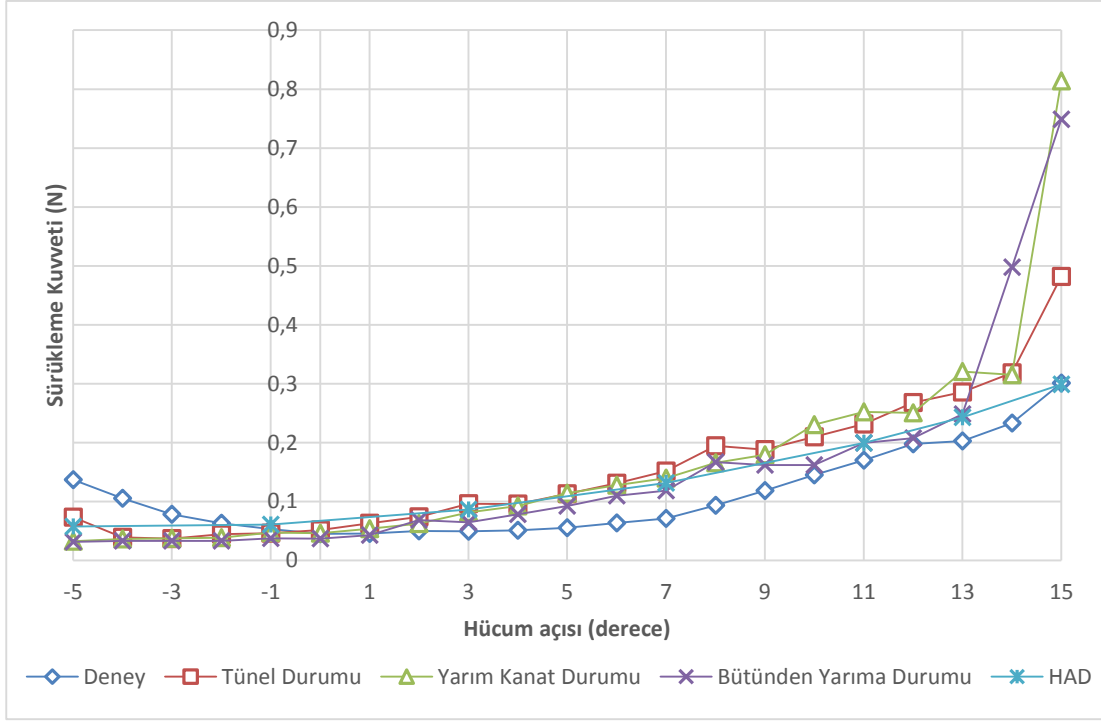
Şekil 136. 11 m/s'de M16.5 kanadı kaldırma kuvveti.



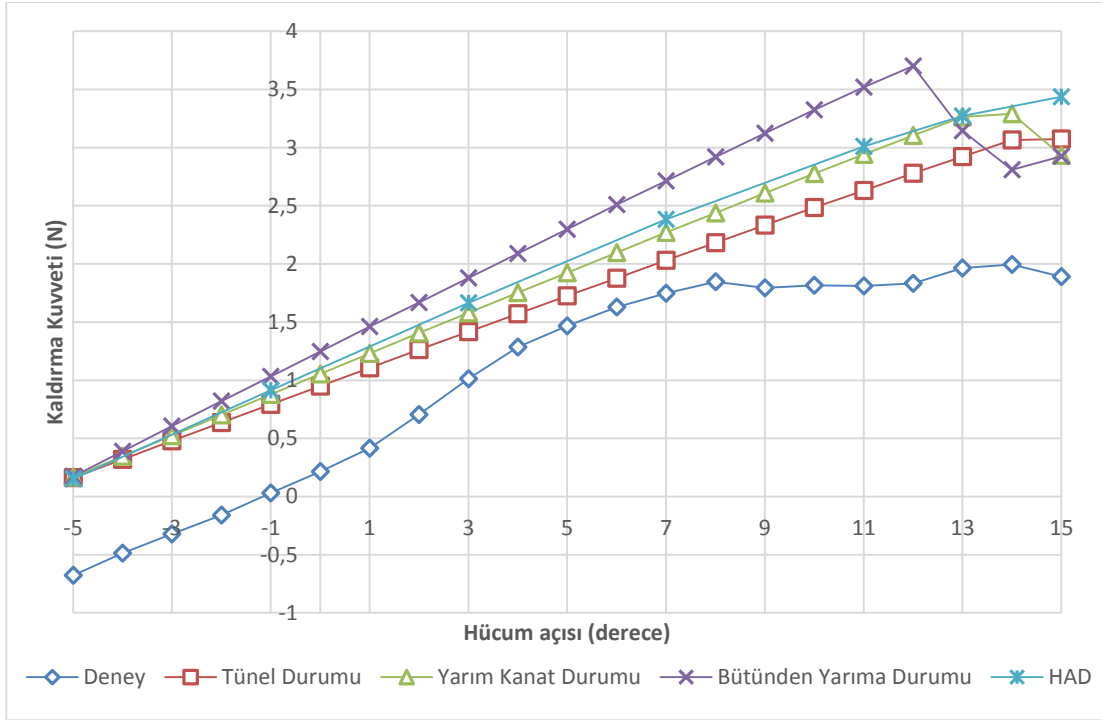
Şekil 137. 11 m/s'de M16.5 kanadı sürüklenme kuvveti.



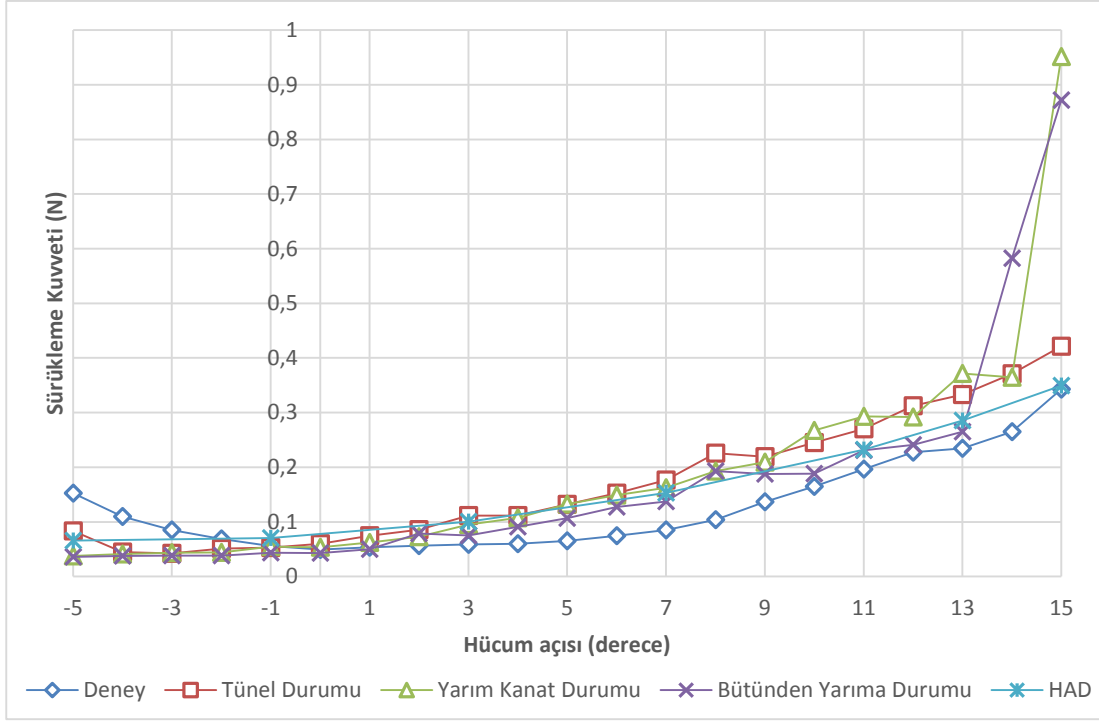
Şekil 138. 12 m/s'de M16.5 kanadı kaldırma kuvveti.



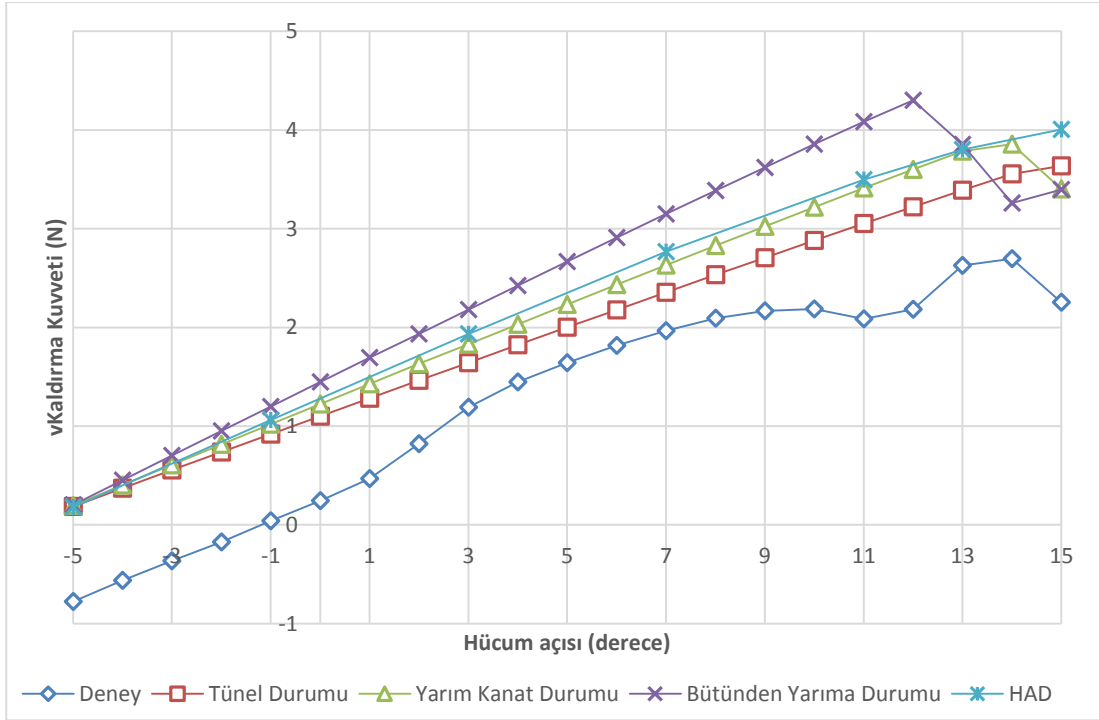
Şekil 139. 12 m/s'de M16.5 kanadı sürüklenme kuvveti.



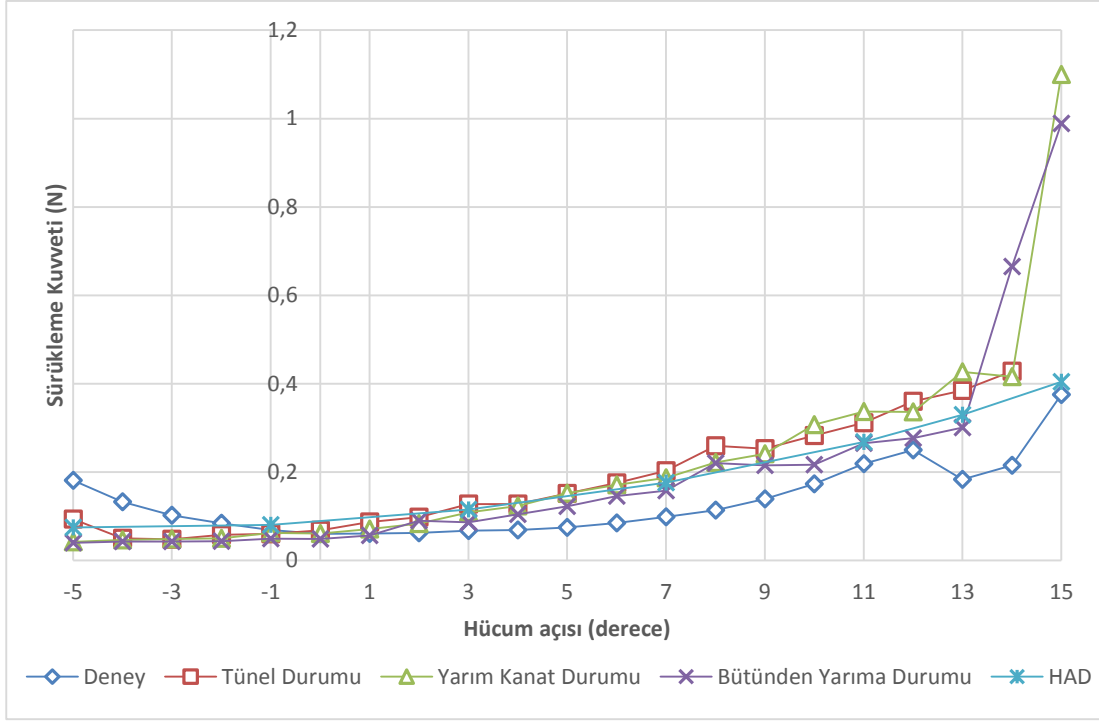
Şekil 140. 13 m/s'de M16.5 kanadı kaldırma kuvveti.



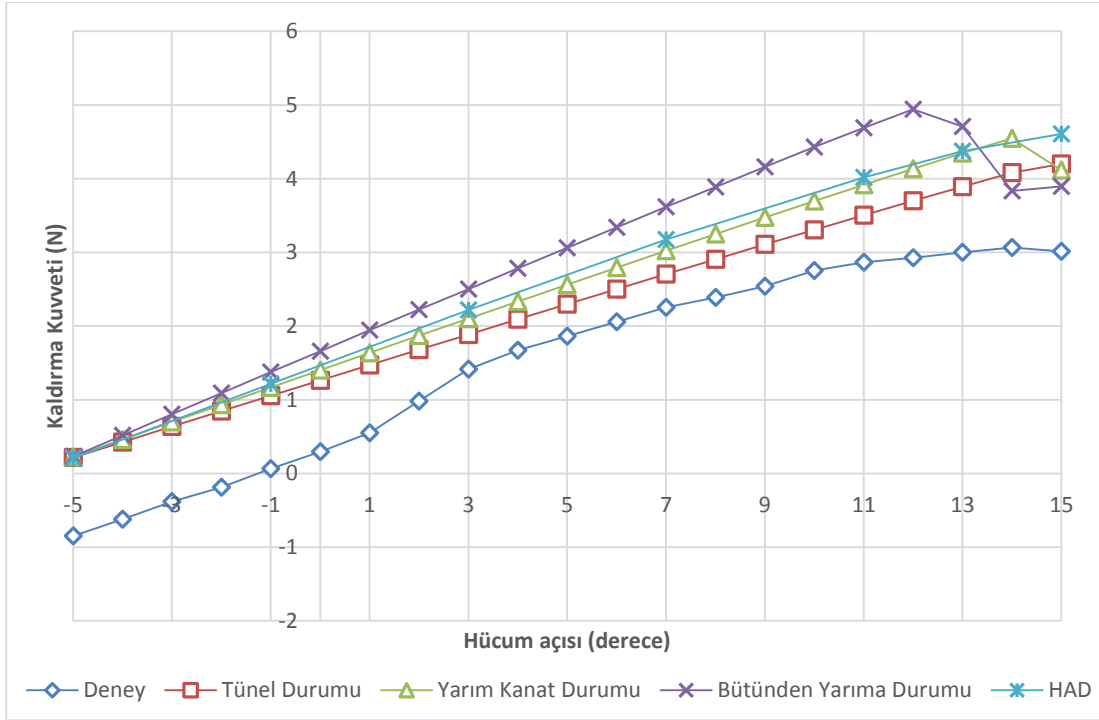
Şekil 141. 13 m/s'de M16.5 kanadı sürüklenme kuvveti.



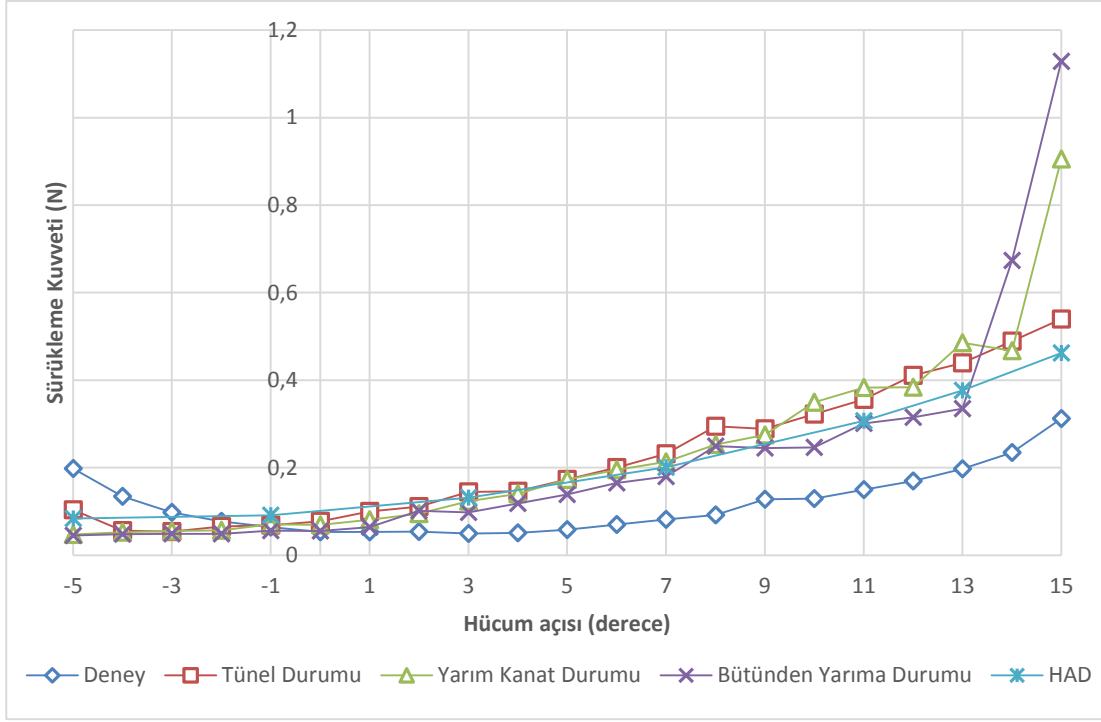
Şekil 142. 14 m/s'de M16.5 kanadı kaldırma kuvveti.



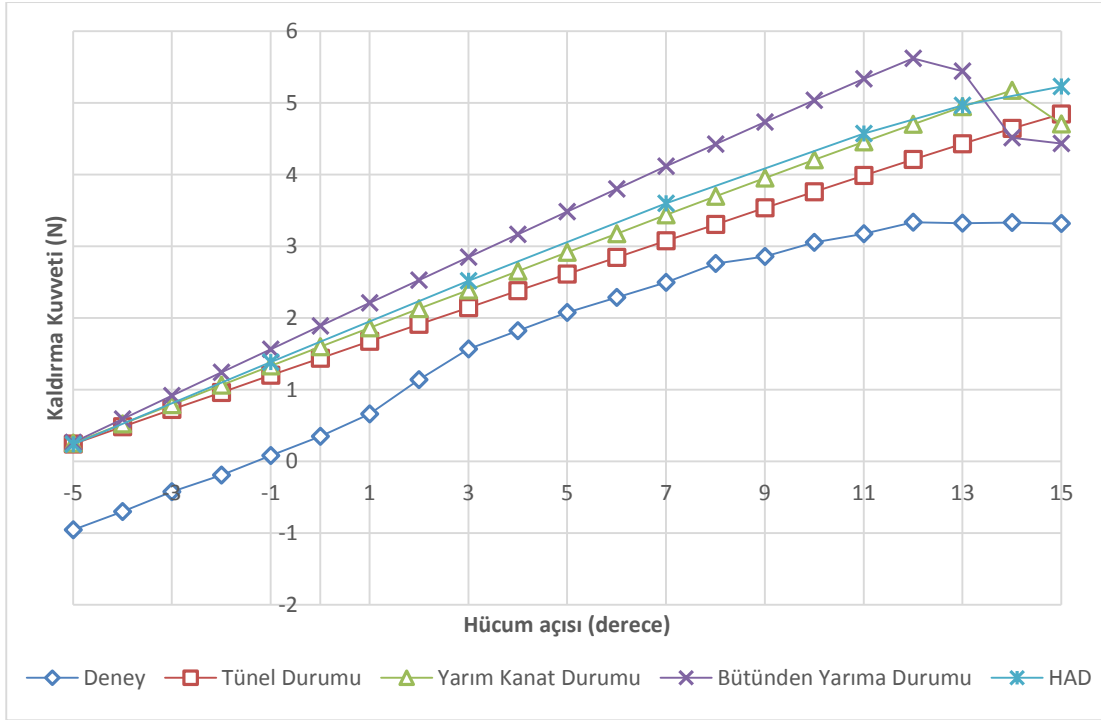
Şekil 143. 14 m/s’de M16.5 kanadı sürüklenme kuvveti.



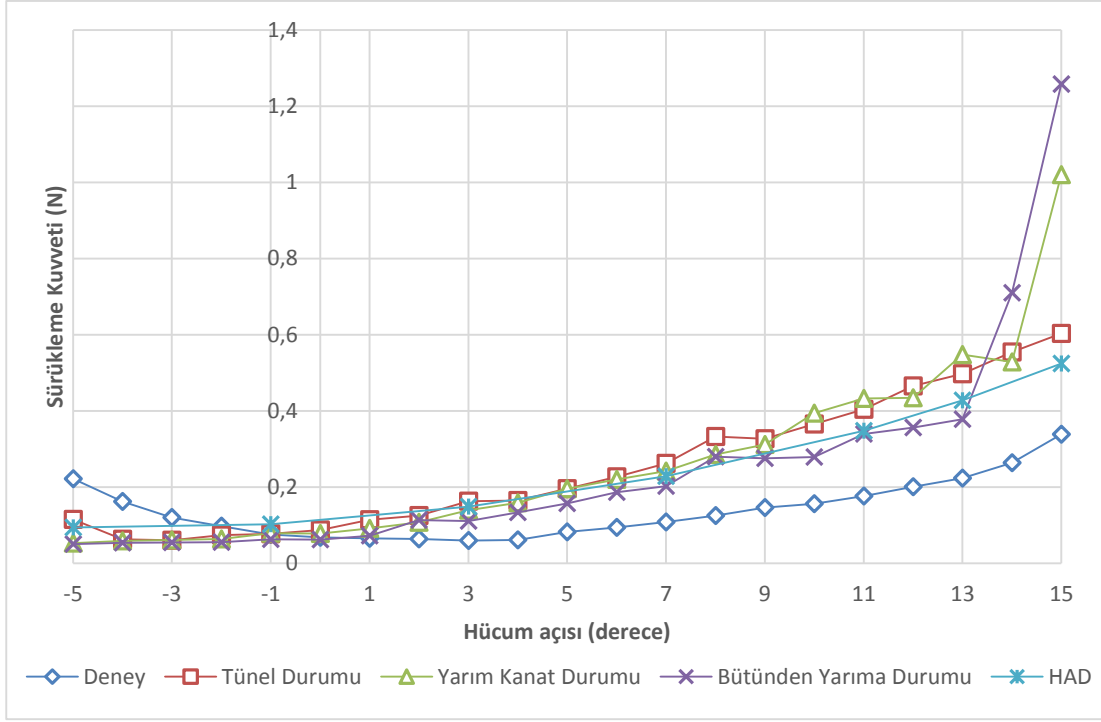
Şekil 144. 15 m/s’de M16.5 kanadı kaldırma kuvveti.



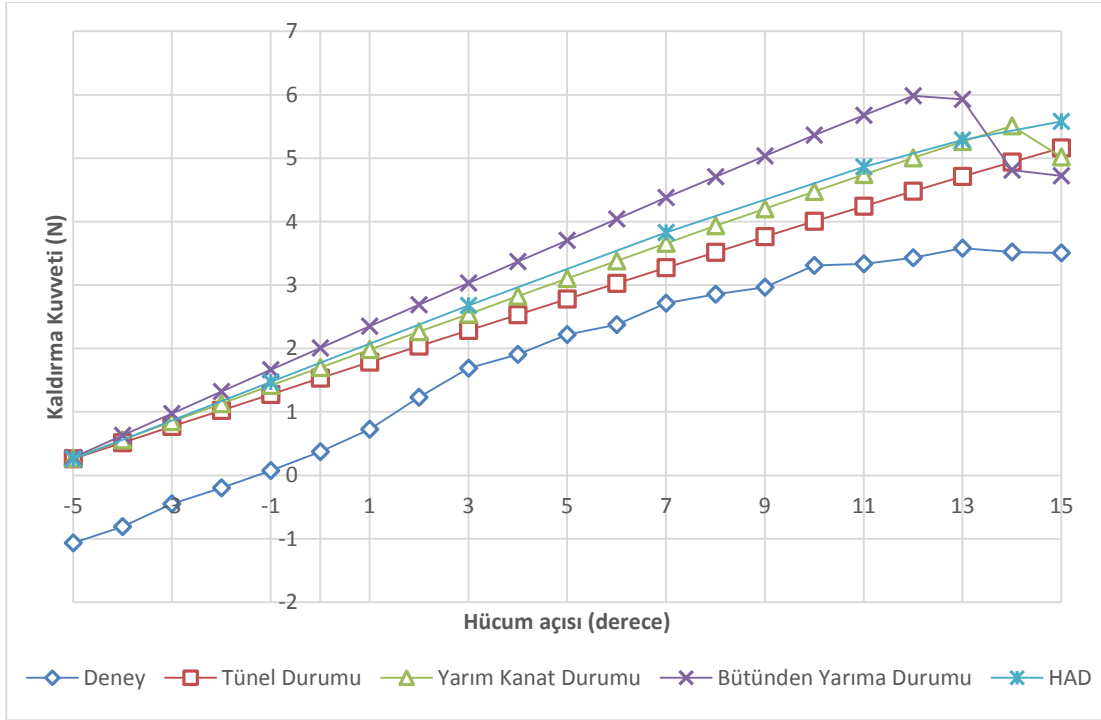
Şekil 145. 15 m/s'de M16.5 kanadı sürüklenme kuvveti.



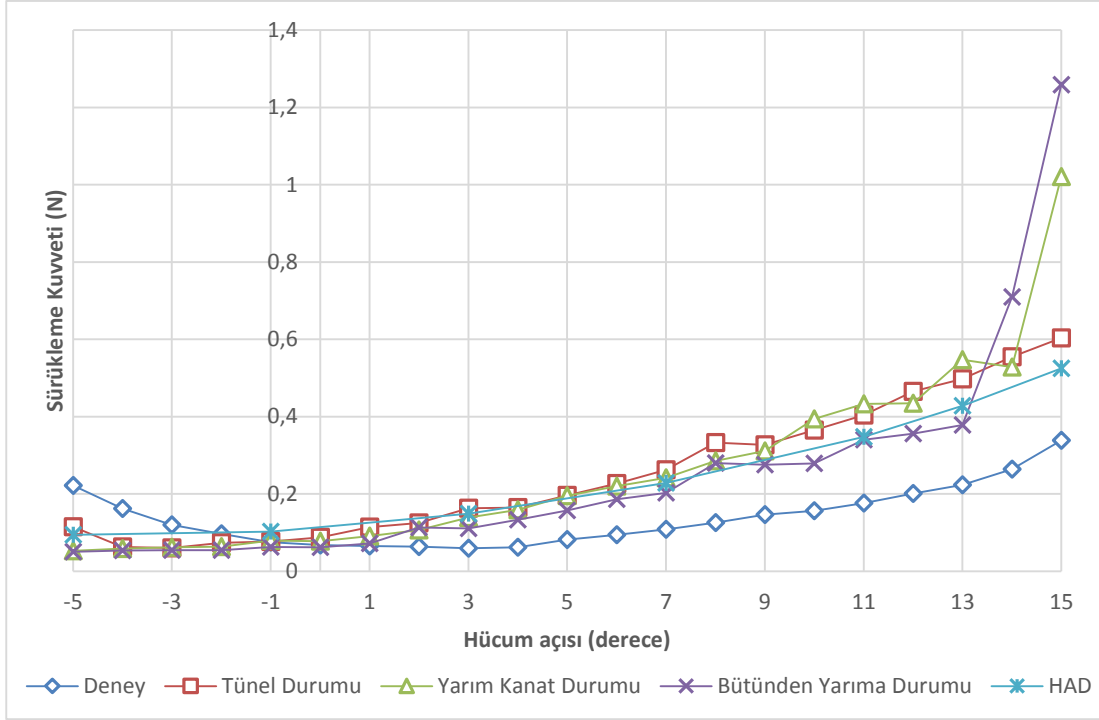
Şekil 146. 16 m/s'de M16.5 kanadı kaldırma kuvveti.



Şekil 147. 16 m/s'de M16.5 kanadı sürükme kuvveti.



Şekil 148. 16.5 m/s'de M16.5 kanadı kaldırma kuvveti.



Şekil 149. 16.5 m/s'de M16.5 kanadı sürüklenme kuvveti.

4.5.4 M10

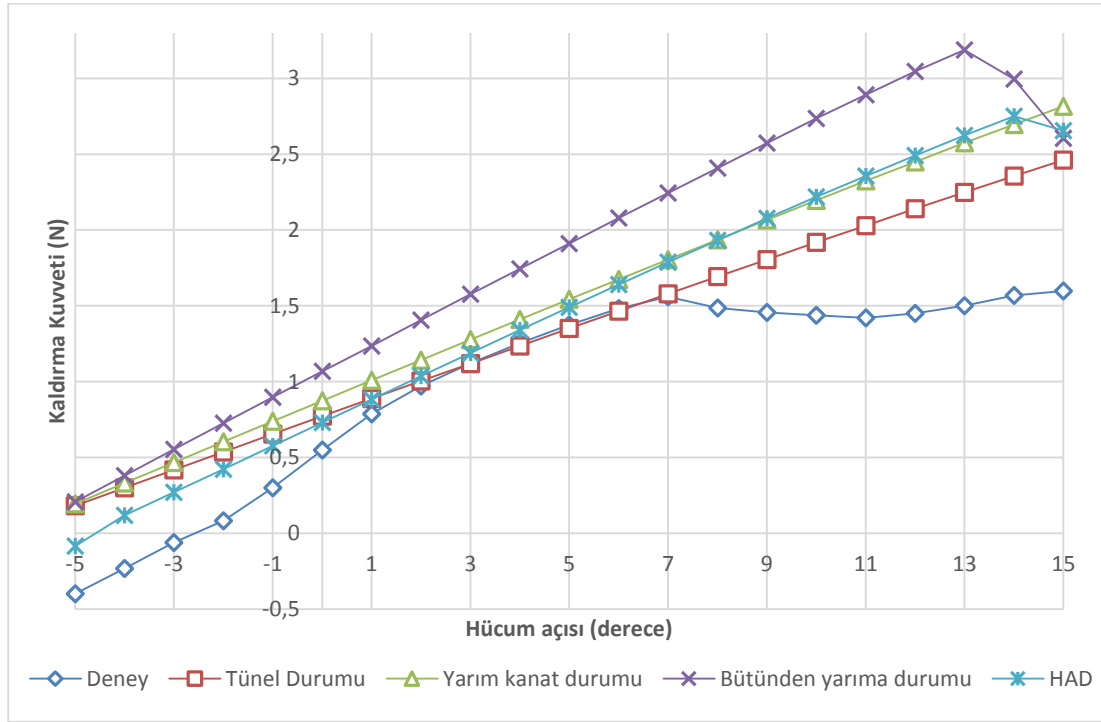
Diğer bütün kanat yapılarına göre M10 kanat konfigürasyonunun deneysel sonuçları, tünel durumu sonuçlarıyla en uyumlu çalışma olmuştur. Yine bu kanat konfigürasyonu için de, düşük hücum açısı derecelerindeki uyumsuzluk ve erken kaldırma kuvveti kaybı görülmektedir. Bu deneysel sonuçlar ile numerik çalışmaların uyumu M10 kanadının diğer kanatları arasında en büyük alana sahip olması ve bundan dolayı maruz kaldığı akışın Reynolds sayısının diğer kanatlara nazaran en büyük olmasından kaynaklanmaktadır. Bu kanat için reynolds sayısı 62,000 den 102,000'e kadar değişmektedir.

Erken kaldırma kuvveti kaybı bu kanat konfigürasyonu için daha çok düşük hızlarda yani düşük Reynolds sayılı akışlarda görülmüştür bkz. Şekil 150 ve Şekil 152. Bunun sebebi ise akışın 70,000 Reynolds sayısından sonra türbülanslı akışa geçişidir, Lee vd. (2006). Buna ek olarak, Numerik sonuçlar ile deneysel sonuçlar sürüklenme kuvvetlerine bakıldığında, Şekil 151 ve Şekil 153'de görüldüğü üzere, 1 ile 9 derece hücum açıları arasında benzerlik göstermemektedir.

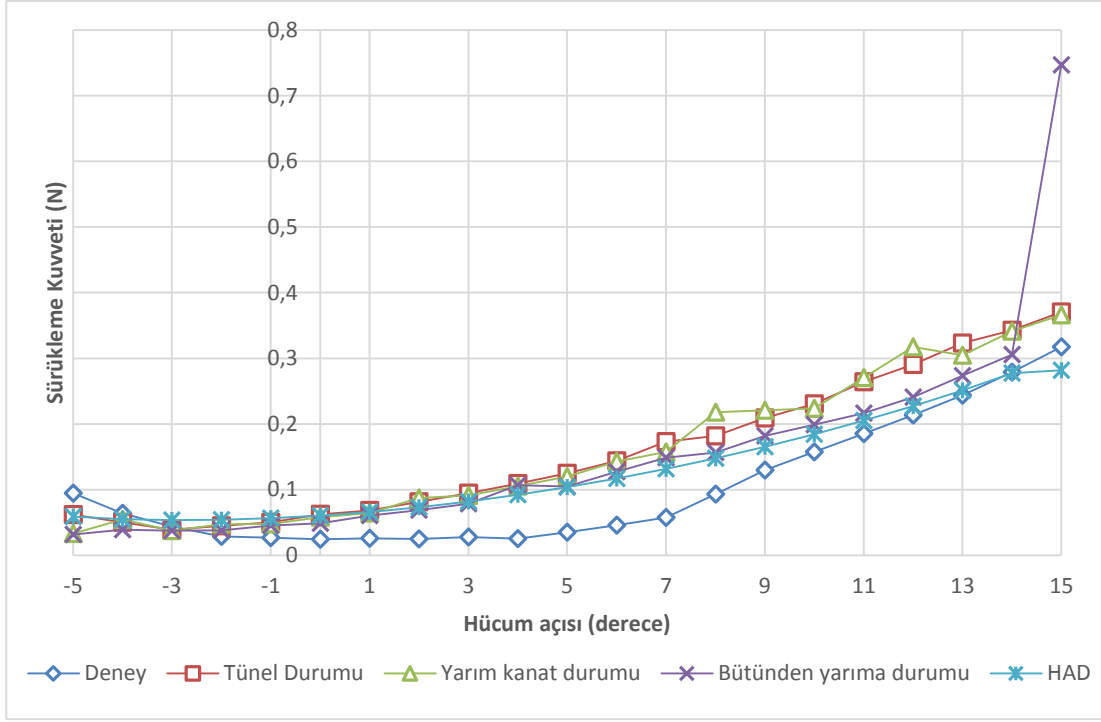
Akış Reynolds sayısı 70,000 geçtikten sonra, deneysel sonuçlar numerik çalışmalar ile düşük hücum açıları dışında Şekil 154, Şekil 156, Şekil 158, Şekil 160 ve Şekil 162'de de görüldüğü üzere mükemmel bir uyum sergilemektedir. Bu durum, akışın Reynolds sayısı 70,000 ile 200,000 arasında olduğu zaman, akışın tam anlamıyla laminar bir akış olmaya başlaması ve bunun sayesinde kanat profilinin performansında artış görülmesi ile açıklanabilir, Lee vd.

(2006). Özetle, Reynolds sayısının belirtilen aralıkta olduğu durumlarda, sayısal olarak aerodinamik kuvvetlerin hesaplanması veya tahmin edilmesi daha kolay hale gelmektedir. 70,000 altında ki Reynolds sayılı akışlar tahmin edilmesi zor, kaotik akışlardır. Bunun dışında, sürüklenme kuvvetinin sayısal hesaplamalarca yüksek tahmin edilmesi bu kanat konfgürasyonu için de geçerli bir durumdur. Bu durum Şekil 155, Şekil 157, Şekil 159, Şekil 161 ve Şekil 163'de görülmektedir.

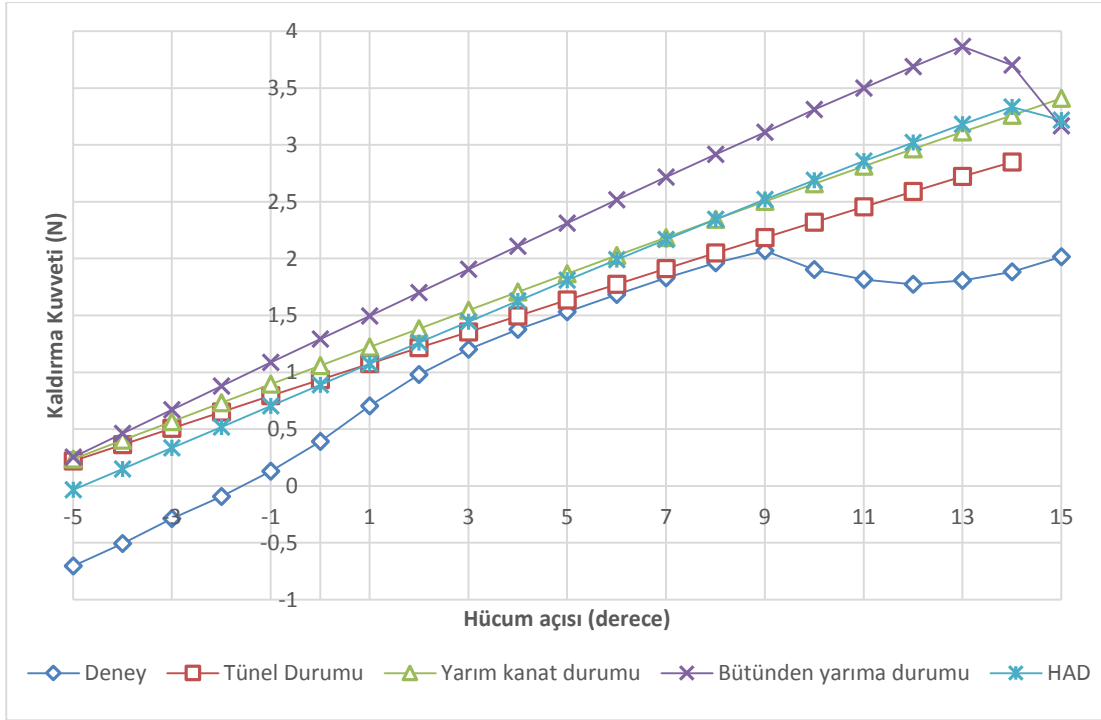
Özetle, kaldırma kuvveti sonuçları için deneysel, sayısal ve HAD sonuçları bir kaç küçük farklılık dışında gayet uyumlu bir görünüm sergilemiştir. Tünel durumu sayısal hesaplamaları ve deneysel çalışmalarda ki farklılıklar, rüzgar tünel içerisindeki kusurlar ve modellerin üretimindeki toleransların yarattığı farklılıklar ile birlikte rüzgar tüneli duvarları yüzünden oluşan sınır tabaka akışı görülmektedir.



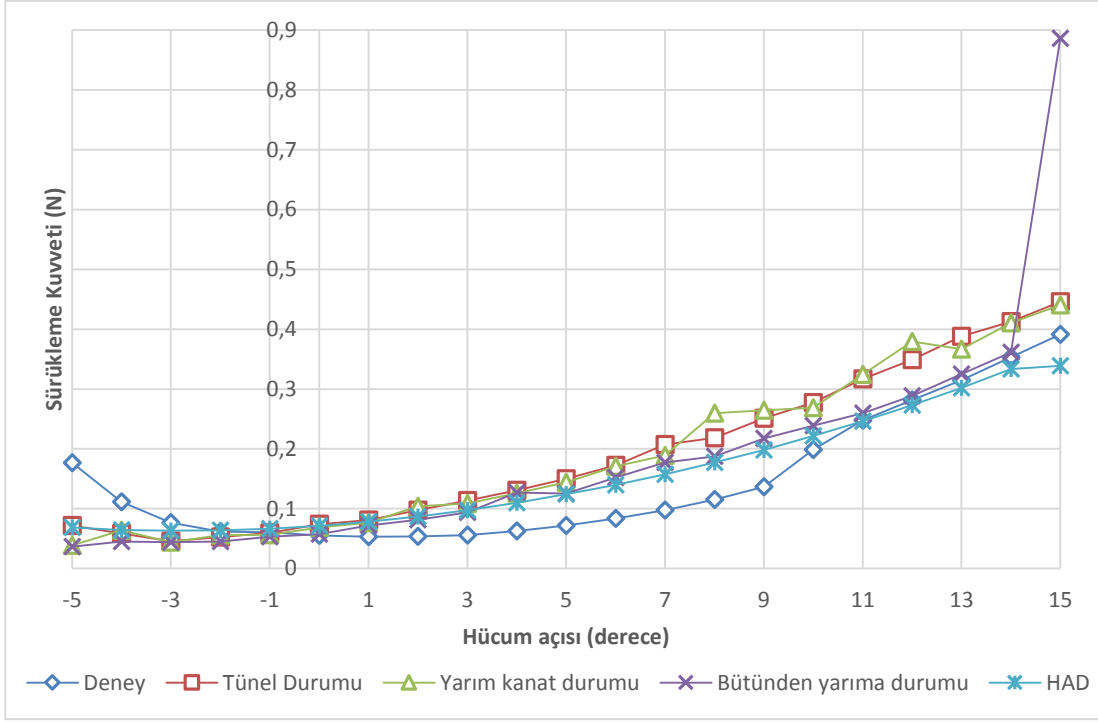
Şekil 150. 10 m/s'de M10 kanadı kaldırma kuvveti.



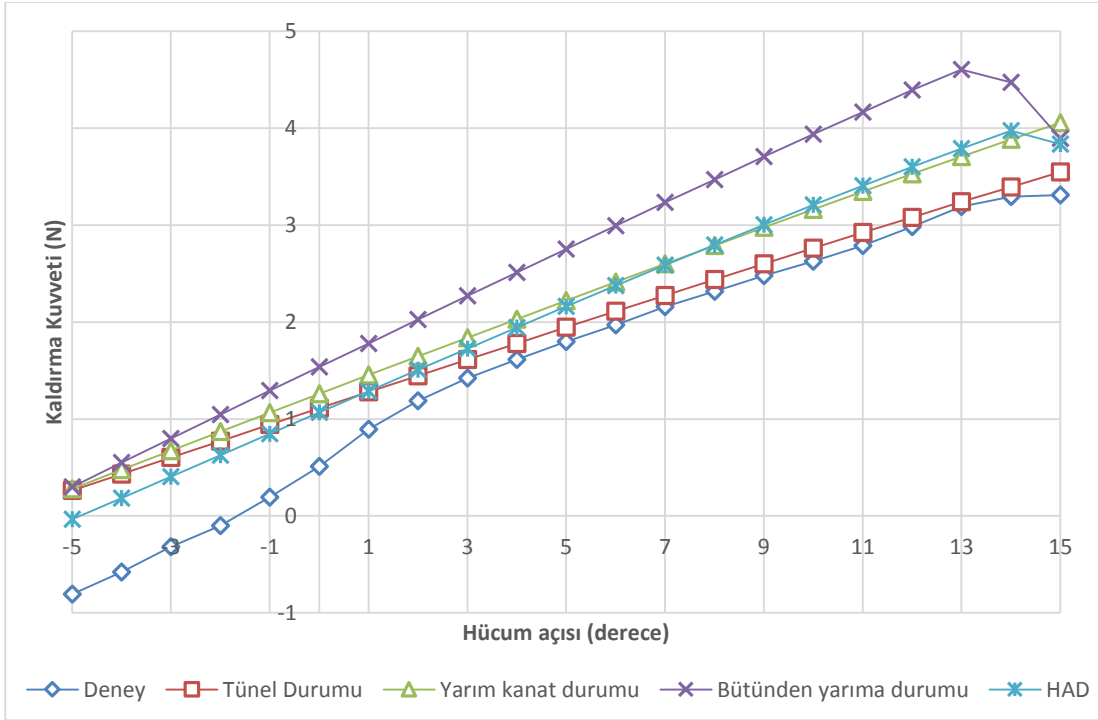
Şekil 151. 10 m/s'de M10 kanadı sürüklenme kuvveti.



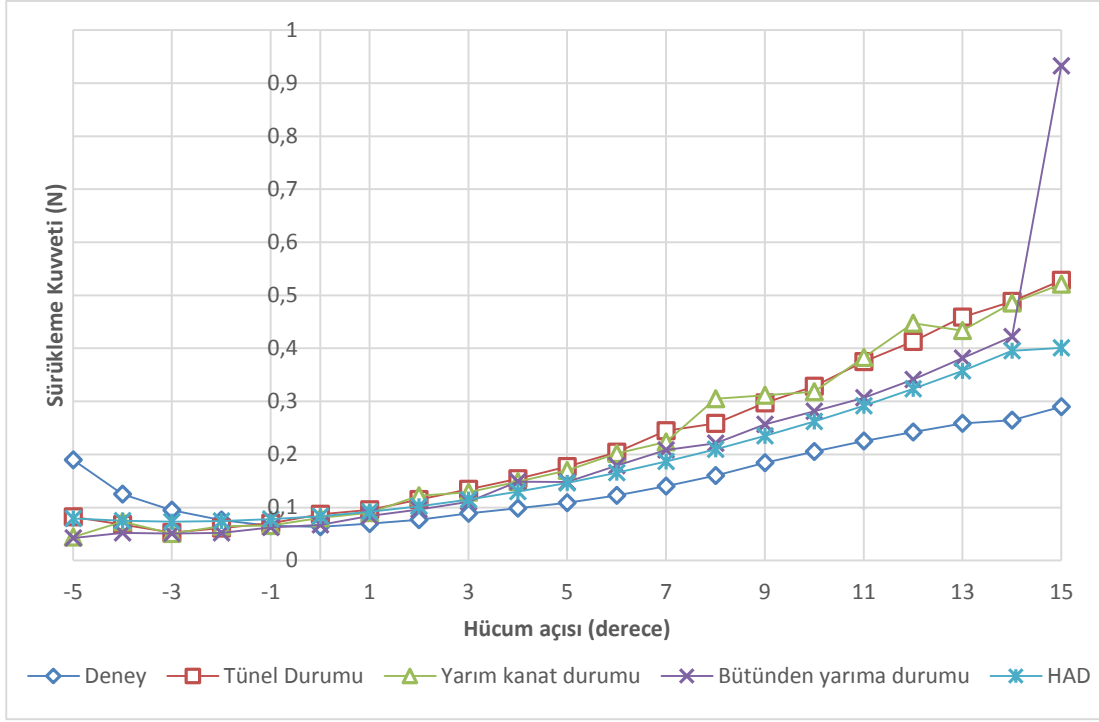
Şekil 152. 11 m/s'de M10 kanadı kaldırma kuvveti.



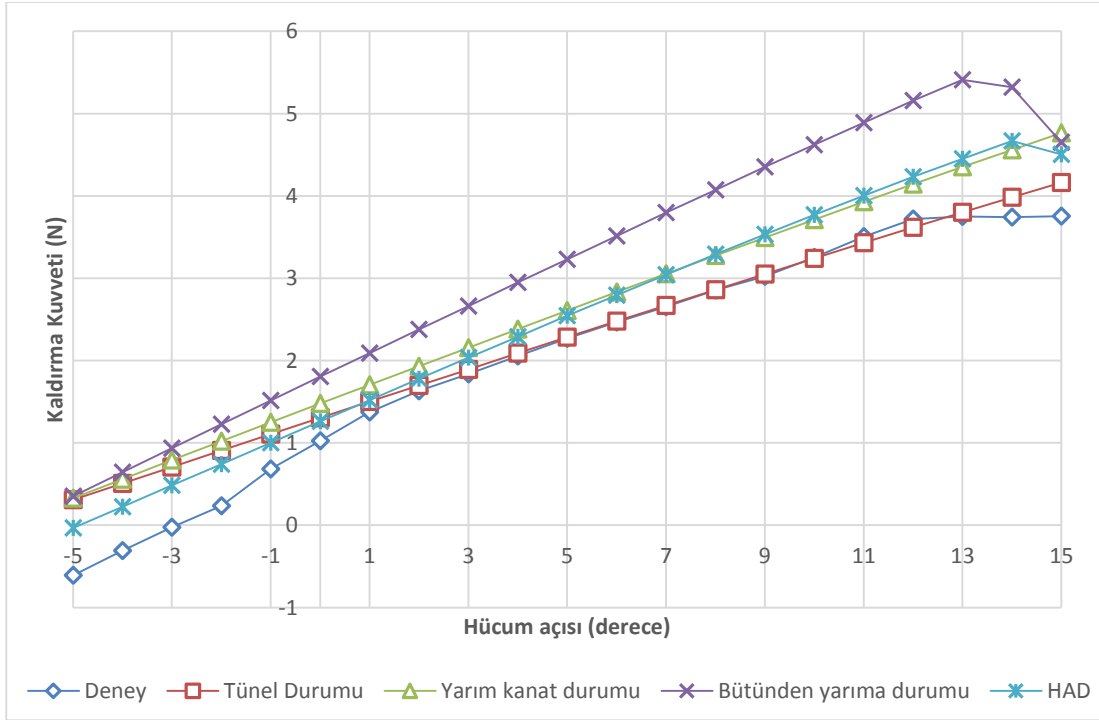
Şekil 153. 11 m/s'de M10 kanadı sürüklenme kuvveti.



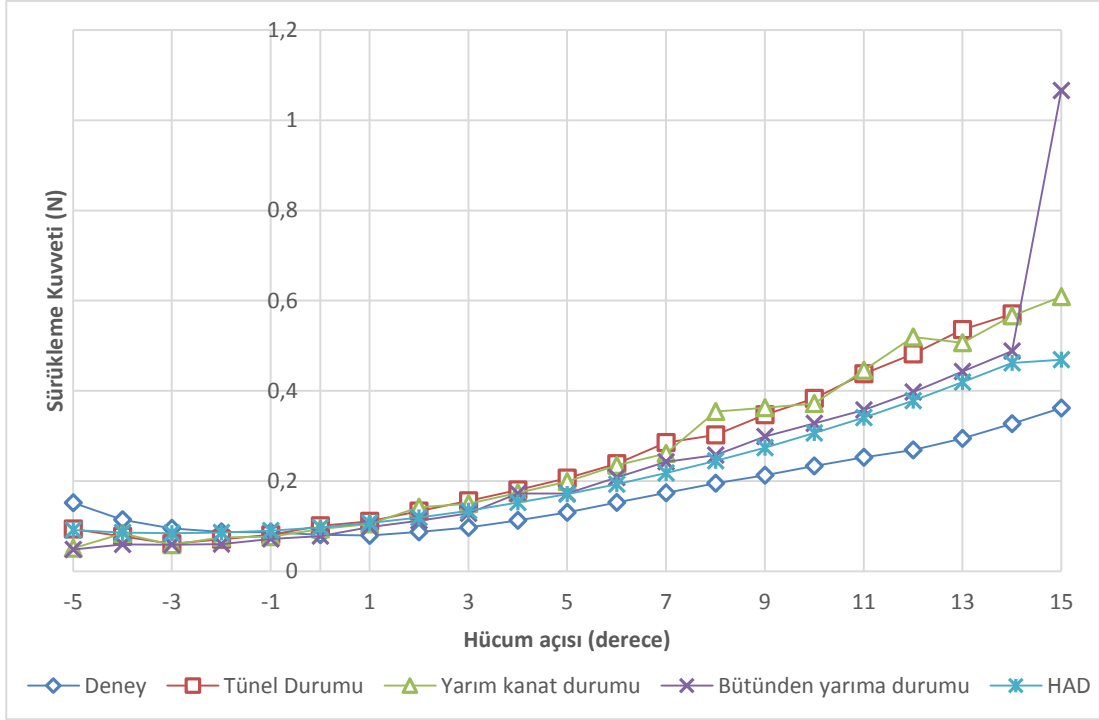
Şekil 154. 12 m/s'de M10 kanadı kaldırma kuvveti.



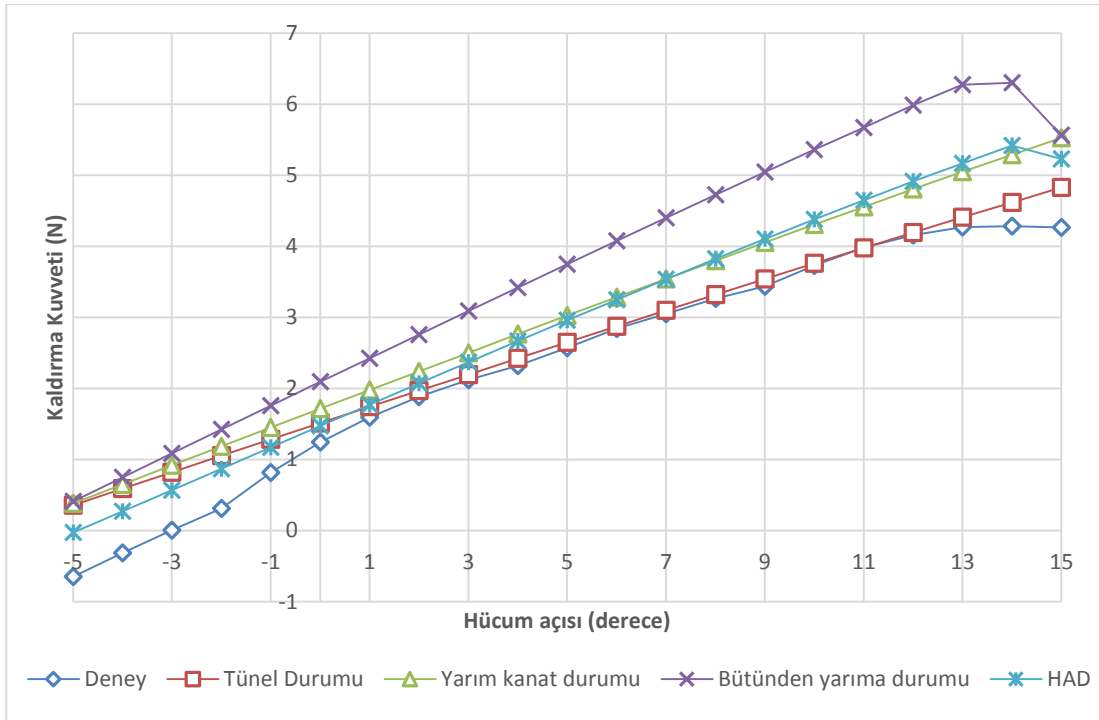
Şekil 155. 12 m/s'de M10 kanadı sürükleme kuvveti.



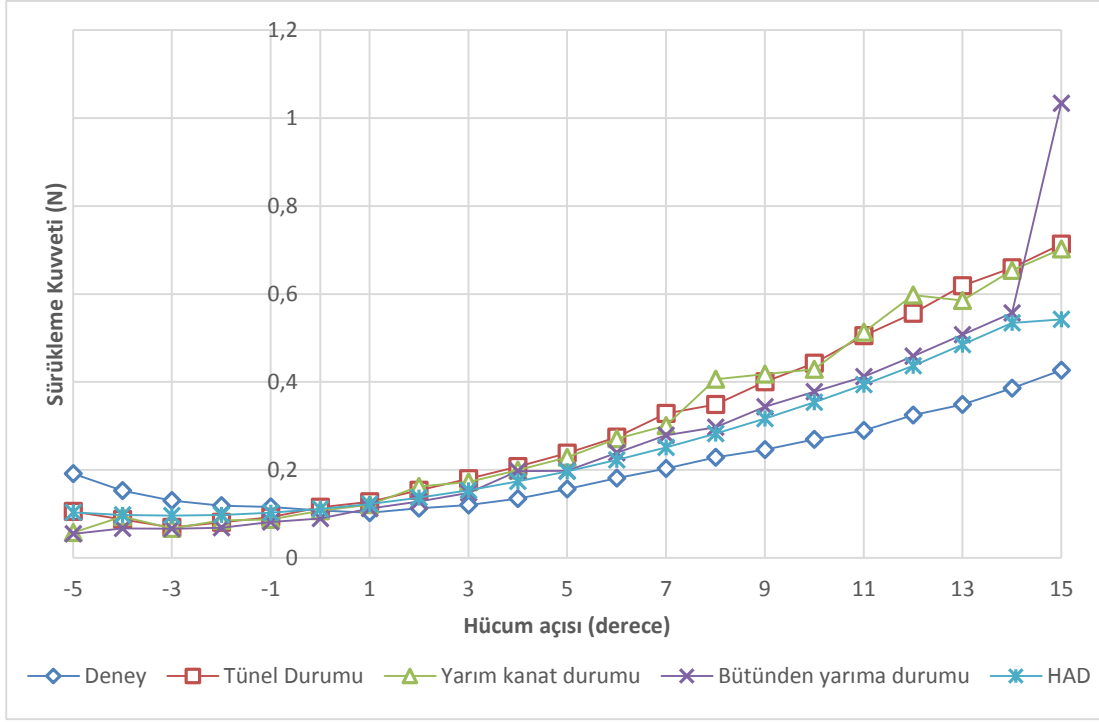
Şekil 156. 13 m/s'de M10 kanadı kaldırma kuvveti.



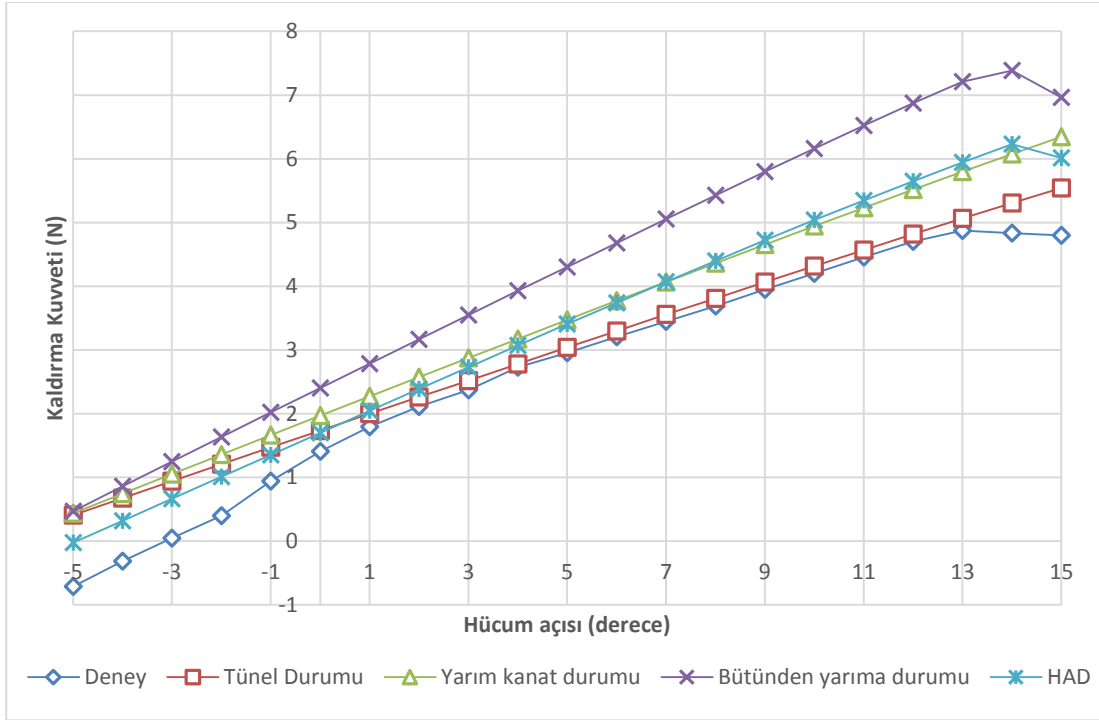
Şekil 157. 13 m/s'de M10 kanadı sürükleme kuvveti.



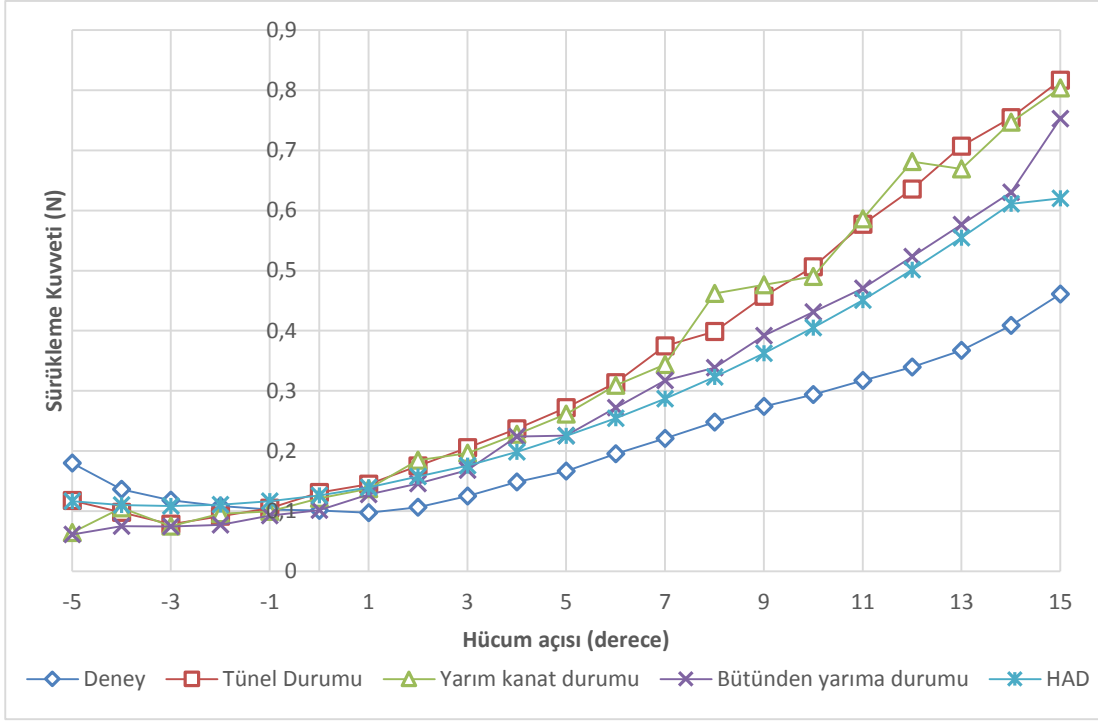
Şekil 158. 14 m/s'de M10 kanadı kaldırma kuvveti.



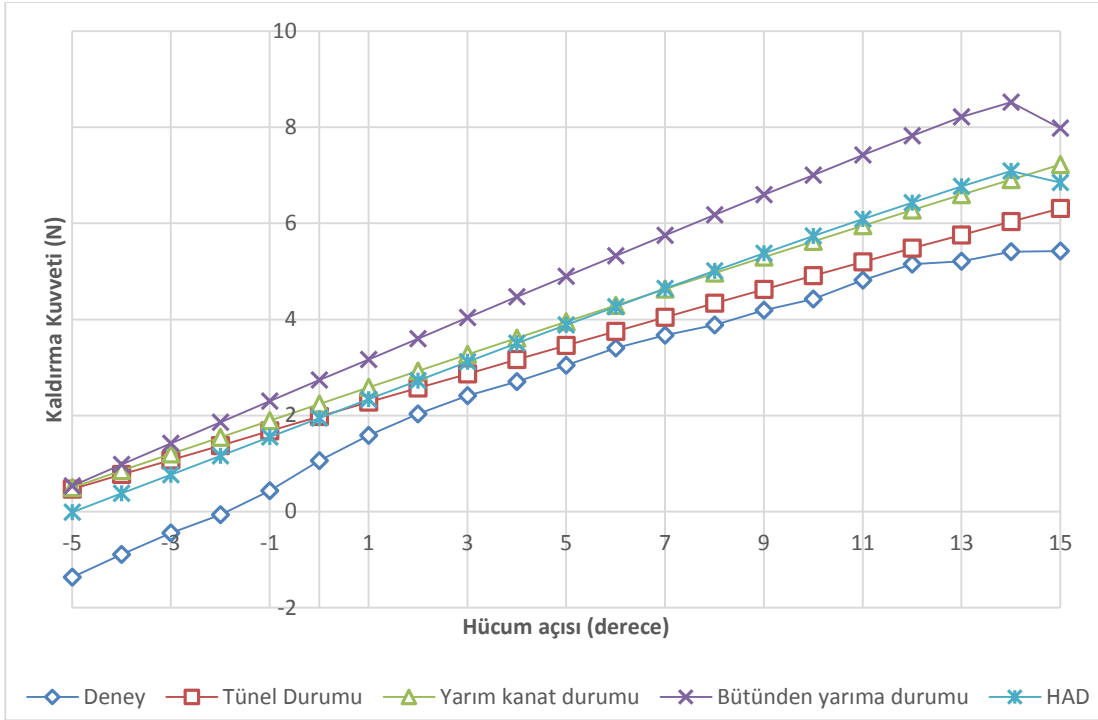
Şekil 159. 14 m/s'de M10 kanadı sürüklenme kuvveti.



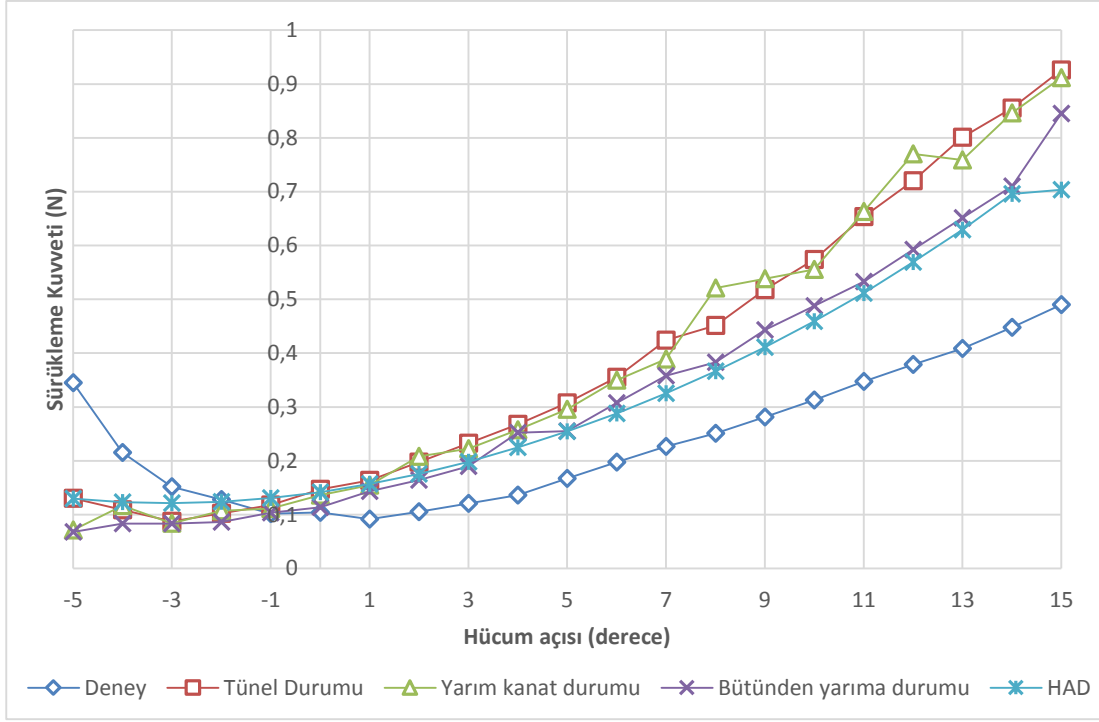
Şekil 160. 15 m/s'de M10 kanadı kaldırma kuvveti.



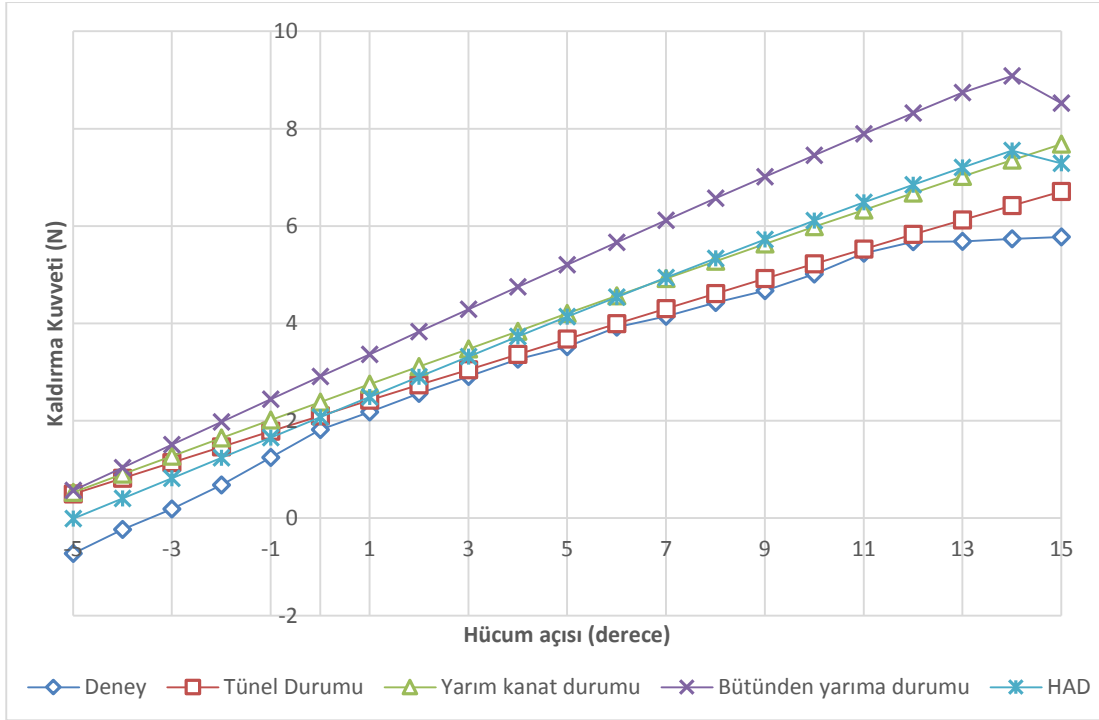
Şekil 161. 15 m/s'de M10 kanadı sürüklenme kuvveti.



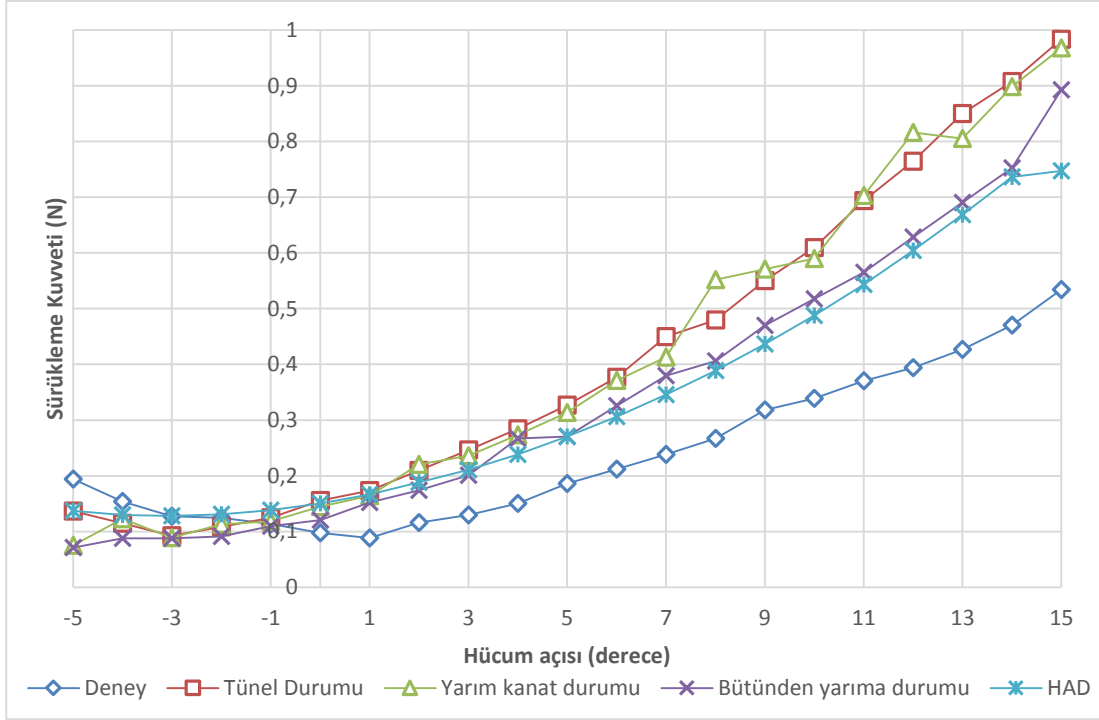
Şekil 162. 16 m/s'de M10 kanadı kaldırma kuvveti.



Şekil 163. 16 m/s'de M10 kanadı sürükleme kuvveti.



Şekil 164. 16.5 m/s'de M10 kanadı kaldırma kuvveti.



Şekil 165. 16.5 m/s'de M10 kanadı sürüklenme kuvveti.

4.5.5 Eniyileme Sonuçları

Bu başlık altında, deneysel olarak elde edilen bütün kanat biçimlerinin 2.5N yarattığı andaki sürüklenme kuvvetleri incelenmiştir ve Şekil 166'de gösterilmiştir. Şekil 166 bu çalışma dahilinde yapılan bütün çalışmanın özeti ve sonucudur.

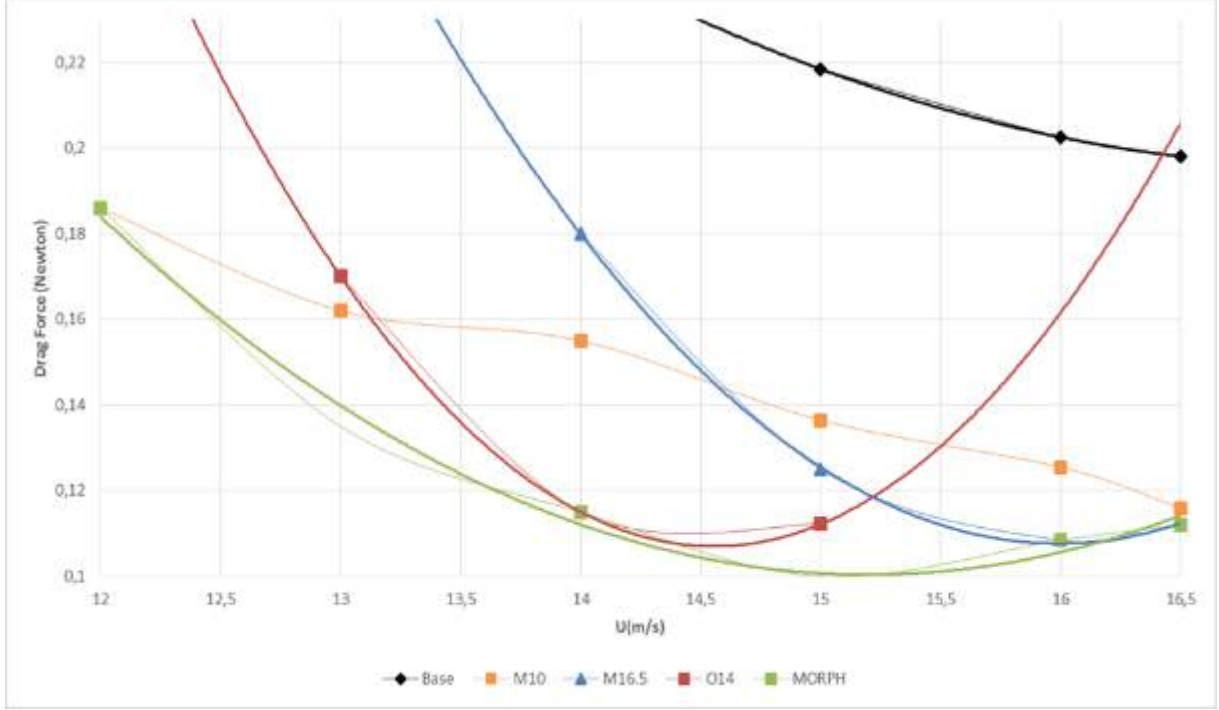
M10 dışındaki bütün kanatlar benzer eğriler çizmektedir. Bunun sebebi ise diğer kanat biçimlerine nazaran daha yüksek bir Reynolds sayısına sahip olmasıdır. O14 ve M16.5 hemen hemen aynı Reynolds sayısı aralığında olduğu için benzer eğriler göstermişlerdir. Kanatların hepsi deney sonuçlarında optimize edildiği hız için en düşük sürüklenme kuvvetini göstermiştir bu sebepten dolayıdır ki bu iki kanat biçiminin sürüklenme eğrileri benzerdir.

Şekil 166'de bütün kanat biçimlerinin sürüklenme eğrileri gösterilmiştir ve bütün eğriler için sonucu alınamayan hızlar ve durumların tahayyülü için eğilim çizgisi çizilmiştir.

Şekil 166'de görülen yeşil çizgi, varsayım olarak kabul edilen şekil değiştirebilen kanat biçiminin sürüklenme kuvveti eğrisini göstermektedir. Eğer optimizasyon kodunda 12 m/s ve 13 m/s için de analiz yapılmış olunsaydı, yeşil çizgi çok daha düz ve yatay olacaktır.

Sonuç olarak, Aerodinamik optimizasyon kodu tarafında üretilen kanat biçimleri her ne kadar optimizasyon kodunda alınan değerler ve deneylerden alınan sonuçlar tam olarak örtüşmese de, kanatların deneylerinde, o kanadın optimize edildiği hızda en düşük sürüklenme kuvvetleri ölçülmüştür. Bu durum sayısal olarak incelendiğinde, temel kanada göre optimize edilen kanatlarda tecrübe edilen sürüklenme kuvvetinde yüzde 50'lik bir düşüş, optimizasyon kodunun

başarılı ve sağlıklı bir çalışma olduğunu göstermektedir. Bu demek oluyor ki, her ne kadar eklentilere ve geliştirilecek noktalara sahip olsa da optimizasyon kodu amacına başarılı bir şekilde hizmet etmektedir.



Şekil 166. Kanatların 2.5 N kaldırma kuvveti yarattığı andaki sürüklenme kuvvetleri.

5. SONUÇ

Bu projede, aerodinamik performans ve geometrik sınırlar altında şekil değiştirebilen kanatların aerodinamik eniyilemesi ve rüzgar tüneli deneyleri ile sayısal sonuçların doğrulanmasına ilişkin çalışmalar yapılmıştır. Aerodinamik en iyileme çalışmasının yapılabilmesi için ilk önce aerodinamik kuvvetlerin hesaplamasını yapabilen bir akış çözücüsü geliştirilmiştir. Sonrasında geometrinin ve kanat profilinin eniyilenmesi için gradyan temelli eniyileme metodu kullanılmıştır. Bu çalışma dahilinde geliştirilen aerodinamik çözücü ve eniyileme kodu, literatürdeki diğer çözücülerle ve eniyileme araçları ile karşılaştırılmıştır ve uyumlulukları gözlenmiştir.

Şekil değiştirebilen kanat eniyilemesi, kanadın düz ve sabit hızlı uçuş için seyir koşullarında eniyilenmesi ile başlamıştır. Bu kanadın eniyilemesi, kanat profili şekli ve kanat şekli değişimi birlikte olmak üzere yapılmıştır. Eniyileme kanat problemi belirlenen seyir hızının altındaki ve üstündeki hızlar için de çözülmüştür. Bu sayede farklı hızlar için kanat biçimi değişimi gözlenmiştir. Sonuçlar baz alındığında, şekil değiştirebilen kanat biçiminin beklendiği üzere eniyilendiği hız için en düşük sürüklenme kuvveti ürettiğini gözlenmiştir. Bununla beraber, kanat şekli değişimi ile elde edilen sürüklenme kuvveti azalması, sadece profil şekli değişimi ile elde edilenden belirgin bir şekilde fazladır.

Çalışmanın devamında aerodinamik çözücü tarafından belirlenen kanat biçimleri rüzgar tüneline test edilmek üzere üretilmiştir. Üretilen kanatların boyutları, rüzgar tüneli hız kapasitesi ve test bölümü boyutlarına göre sınırlandırılmış ve eniyilenmiştir.

Deneylere başlamadan önce hatasız ve olabildiğince doğru sonuçlar alabilmek için detaylı bir hata ve kalibrasyon çalışması yapılmıştır. Bu süreçte, eksen dışı hata hassasiyeti adı verilen bir olgu ile karşılaşılmıştır. Bu konu üzerinde yapılan test ve çalışmalarda bu hata iyice anlaşılmalı ve analitik olarak çözümlenmiştir.

Rüzgar tüneli testlerine başlamadan önce bütün kanat biçimleri için rüzgar tüneline boyutları ve sınırları düşünülerek HAD analizleri yapılmıştır. Bütün hızlar ve hücum açıları için icra edilen bu analizlerden alınan sonuçlar aerodinamik çözücünün verdiği sonuçlar için karşılaştırmalar yapılmıştır.

Rüzgar tüneli deneyleri, bütün kanat biçimleri için geniş bir hız ve hücum açısı aralığında icra edilmiştir. Deneylerin icrası sırasında aerodinamik çözücünün ürünü olan kanat biçimlerinde laminar ayrılma baloncuğu adı verilen bir problemle karşılaşılmıştır. Sayısal çalışmalarda görülmemesinin sebebi olarak ise kodun içerisinde bulunan kanat profilinin başından yüzde 25'lik kısımdan sonra oluşan akış ayrılmasının tekrar yapıştırılma özelliğinden kaynaklanmıştır. Kullanılan kodun daha yetkin bir hale getirilebilmesi için deneylerde

karşılaşılan bu olgunun koda eklenmesi gerekmektedir. Ayrıca yapılan araştırmalarda bu olgunun düşük Reynolds sayılı akışlarında normal olduğunu ve kanat profilinin yapısından kaynaklandığını bulunmuştur.

Deneylerden alınan sonuçlar ile yapılan karşılaştırmada akışın Reynolds sayısı 60,000'i geçtiği durumlarda mevcut çalışmada geliştirilen aerodinamik çözücü gayet başarılı sonuar vermiştir. 60,000'in altı ise aerodinamik kuvvetlerin tahmin edilmesi açısından zor koşullar olarak ortaya çıkmıştır.

Özetle, bu proje dahilinde yapılan çalışma, geliştirilen optimizasyon kodunun değerlendirilmesi, doğrulanması ve yön göstermesi amacıyla yapılmıştır. Ortaya çıkan sonuçlarla yapılan karşılaştırmada geliştirilen çözücü ve eniyileme kodunun düzeltilmesi gereken bir kaç nokta dışında gayet başarılı ve yetkin hesaplama araçları olduğu anlaşılmıştır. Kanatların sürüklenme kuvvetlerinin farklı hızlarda ürettiği sürüklenme kuvvetleri karşılaştırıldığında optimizasyon aracının gayet başarılı ve eniyileme konusunda amacına başarıyla yerine getirdiği kanıtlanmıştır. Sonuç olarak proje başarılı bir şekilde tamamlanmıştır.

6. KAYNAKLAR

Anderson J. D. Jr. 2001. Fundamentals of Aerodynamics (3. Basım). Singapur: McGraw-Hill.

ANSYS Solver Settings. 2006. "Introductory FLUENT Training". Fluent User Services Center.

ATI Industrial Automation, "ATI Force / Torque Sensor: Gamma"

http://www.ati-ia.com/products/ft/ft_models.aspx?id=Gamma.

Son erişim tarihi: 24 Aralık 2014.

Bilgen, O., Friswell, M. I., Kochersberger, K. B., & Inman, D. J. 2011. "Surface actuated variable-camber and variable-twist morphing wings using piezocomposites". Proceedings of 52nd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials, 4(7), 2011-2072.

Bilgen, O., Junior, C. D. M., Kochersberger, K. B., & Inman, D. J. 2010. "Macro-fiber composite actuators for flow control of a variable camber airfoil". Journal of Intelligent Material Systems and Structures.

Blondeau, J. E., & Pines, D. J. 2004. "Pneumatic morphing aspect ratio wing". AIAA Structures, Structural Dynamics and Materials Conference.

Blondeau, J., Richeson, J., & Pines, D. J. 2003. "Design, development and testing of a morphing aspect ratio wing using an inflatable telescopic spar". AIAA paper, 1718, 7-10.

Boria F., Stanford B., Bowman S. and Ifju P., 2009 "Evolutionary Optimization of a Morphing Wing with Wind-Tunnel Hardware in the Loop", AIAA J., Vol. 47. 399-409.

Canfield B., Westfall J., 2008. "Distributed actuation system for a flexible in-plane morphing wing, Advanced Course on Morphing Aircraft, Mechanisms and Systems".

Chinneck j.W., 2004 "The Constraint Consensus Method for Finding Approximately Feasible Points in Nonlinear Programs, INFORMS Journal on Computing," 16, 3, 255-265.

Deperrois A. 2008, "Results vs. Prediction", Sunum Dökümanı.

Diwan, S. S., & Ramesh, O. N. 2007. "Laminar separation bubbles: Dynamics and control". Sadhana, 32(1-2), 103-109.

Drela, M. "XFOIL: Subsonic Airfoil Development System"

<http://web.mit.edu/drela/Public/web/xfoil/>,

Son erişim tarihi: 12.03.2014.

Dwyer Instruments International. "Model 471B manual" .

<http://www.dwyer-inst.com/Product/TestEquipment/ThermoAnemometers/Model471B#specs>.

Son erişim tarihi: 1 Mayıs 2015.

Eppler R. , Somers D. M., 1980 "Supplement To: A Computer Program for the Design and Analysis of Low-Speed Airfoils", NASA TM-81862.

Gamboa P., Vale J., Lau F. J. P., Suleman A., 2009. "Optimization of a Morphing Wing Based on Coupled Aerodynamic and Structural Constraints", AIAA J., 44, 9, 2087-2104.

Gaggero S., Brizzolara S. 2007, "Exact Modeling of Trailing Vorticity in Panel Method for Marine Propeller", Proceedings of 2nd International Conference on Marine Research and Transportation, 9 -19.

Hepperle, M., "JavaFoil User Guide"
<http://www.mh-aerotoools.de/airfoils/java/JavaFoil%20Users%20Guide.pdf>.
Son erişim tarihi: 29.08.2014.

Hsin C. Y. 1987, "Development and Analysis of Panel Methods for Propellers in Unsteady Flow", Doktora Tezi, Massachusetts Institute of Technology.

Katz J., Plotkin A. 2001. Low Speed Aerodynamics: From Wing Theory to Panel Methods, McGraw-Hill (10. Basım). Newyork: Cambridge University Press

Lasdon L., J. Plummer and A. Warren, 1996. Sayfa 385-485. Nonlinear Programming, New York: Marcel Dekker

Lee, C. S., Pang, W. W., Srigrarom, S., Wang, D. B., & Hsiao, F. B. 2006. "Classification of airfoils by abnormal behavior of lift curves at low Reynolds number". In 24th AIAA Applied Aerodynamics Conference.

Ma, R., & Liu, P. 2009. "Numerical simulation of low-Reynolds-number and high-lift airfoil S1223". In Proceedings of the World Congress on Engineering (Vol. 2).

Majji M., Rediniotis O., Junkins J. L., 2007. "Design of a Morphing Wing: Modeling and Experiments", Proceedings of AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit.

Mitchell, R. A., Seifarth, R. L., & Reeve, C. P. 1986. "Eccentric Load Sensitivity of Force Sensors". In Mechanical Problems in Measuring Force and Mass. 275-281

Moran, J. 1984, An Introduction to Theoretical and Computational Aerodynamics. Newyork: Dover Publications, Inc.

Morino L., Suci E. O. 1977, "Nonlinear Steady Incompressible Lifting Surface Analysis With Wake Roll-Up", AIAA J., 15, 1, 54-58.

National Instrument, "NI USB-621x Specifications".
<http://www.ni.com/pdf/manuals/371932f.pdf>.
Son erişim tarihi: 5 Nisan 2015.

Ortiz, A. D., Quiroz, L. E., & Köck, R. A. 2002. "Aerodynamic Performance Analysis Of A Low-Speed Acrobatic Airplane By Numerical Simulation". Mecánica Computacional, 21, 378-391.

Ostovan, Y. 2011. "Experimental Investigation of Waveform Tip Injection on the Characteristics of the Tip Vortex". Yüksek lisans tezi, Orta Doğu Teknik Üniversitesi

Özgen S., Yaman Y., Şahin M., Bayram G., Uludağ Y., Yılmaz A., Seber G., Insuyu T., Ünlüsoy L., Sakarya E., 2010. "Morphing Air Vehicle Concepts". Proceedings of the International Workshop on Unmanned Vehicles -UVW2010, İstanbul-Türkiye.

Pyo S. 1995, "Numerical Modeling of Propeller Tip Flows with Wake Sheet Roll-up in Three Dimensions", Massachusetts Institute of Technology, Rapor No. 95-6.

Rao S. S., 2009. Sayfa 412-422. Engineering Optimization: Theory and Practice, New York: John Wiley & Sons Inc.

Ravindran A., Ragsdell K. M. Ve Reklaitis G. V., 2006. Sayfa 406-432. Engineering Optimization: Methods and Applications, New York: John Wiley & Sons.

Raymer D. P., 2002. Sayfa 257-491. Aircraft Design: A Conceptual Approach, Washington AIAA Educational Series

Skillen M. D., Crossley A., 2007. "Modeling and Optimization for Morphing Wing Concept Generation", NASA/CR - 2007-214860.

Scheidegger T., Stuckert G., Wirogo S. 2001, Fluent Inc., AIAA CFD Drag Prediction Workshop, California-A.B.D.

Schlichting, H., Gersten, K., & Gersten, K. 2000. Boundary-layer theory. Berlin: Springer Science & Business Media.

Secanell M., Suleman A., Gamboa P., 2006. "Design of a Morphing Airfoil Using Aerodynamic Shape Optimization", AIAA J., 44, 9. 1550-1562.

Suciu E. O. 1975 "A Finite Element Analysis of The Exact Nonlinear Formulation of A Lifting Surface in Steady Incompressible Flow, with The Evaluation of The Correct Wake Geometry", Yüksek Lisans Tezi, Boston University.

Suciu E.O., Morino L. 1976 "A Nonlinear Finite Element Analysis of Wings in Steady Incompressible Flows with WakeRollup", AIAA Paper, 76-64, 1-10.

Tirpak J. A., 2009. "The Sixth Generation Fighter", Airforce Magazine, 92, 10.

Vanderplaats G. N., 2007. Sayfa 152-197. Multidiscipline Design Optimization, Colorado: Vanderplaats Research and Development Inc.

Wheeler, A. J., Ganji, A. R., Krishnan, V. V., & Thurow, B. S. 1996. Introduction to engineering experimentation New Jersey: Prentice Hall.

Xiao-Liang W., Xue-Xiong S. 2006, "Shape Optimization of Stratosphere Airship", J. of Aircraft 43 (1).

Yaman Y., Şahin M., Seber G., Insuyu T., Ünlüsoy L., Sakarya E. 2011, "Aeroservoelastic Analysis of the Effects of Camber and Twist on Tactical UAV Mission-adaptive Wings", TÜBİTAK 107M103 Proje Sunumu.

TÜBİTAK
PROJE ÖZET BİLGİ FORMU

Proje Yürütücüsü:	Prof. Dr. SERKAN ÖZGEN
Proje No:	111M731
Proje Başlığı:	Şekil Değiştirebilen Kanatların Aerodinamik Açından Kısıtlı En İyileştirilmesi
Proje Türü:	1001 - Araştırma
Proje Süresi:	24
Araştırmacılar:	
Danışmanlar:	
Projenin Yürütüldüğü Kuruluş ve Adresi:	ORTA DOĞU TEKNİK Ü. MÜHENDİSLİK F. HAVACILIK VE UZAY MÜHENDİSLİĞİ B.
Projenin Başlangıç ve Bitiş Tarihleri:	01/05/2012 - 01/05/2015
Onaylanan Bütçe:	128970.0
Harcanan Bütçe:	56313.83
Öz:	<p>Bu proje, performans ve geometrik kısıtlamalar altında şekil değiştirebilen kanatların aerodinamik eniyilemesi ve elde edilen aerodinamik sonuçların rüzgar tüneli testleri ile doğrulanması ile ilgilidir. Eniyileme hesaplamaları için, aerodinamik kaldırma ve sürüklenme değerlerini hesaplayan akış çözücülerini geliştirilmiştir. Eniyileme çözücüsünü geliştirmek için, gradyan temelli bir eniyileme metodu kullanılmıştır. Geliştirilen çözücülerin sonuçları literatürde bulunan sonuçlarla karşılaştırılmış ve sonuçların uyumlu oldukları doğrulanmıştır. Şekil değiştirebilen kanat eniyilemesi, kanadın düz ve sabit hızlı uçuş için seyir koşullarında eniyilenmesi ile başlamıştır. Sabit kanat eniyilemesi, profil şekli ve kanat şekli değişimi birlikte olmak üzere yapılmıştır. Eniyileme problemi seyir hızının altındaki ve üstündeki hızlar için çözülmüş ve bu sayede şekil değiştirebilen kanadın sürüklenme kuvveti değerleri elde edilmiştir. Şekil değiştirebilen kanat eniyilemesi sadece profil şekli değişimi, sadece kanat şekli değişimi ile profil şekli ve kanat şekli değişimi birlikte olmak üzere üç yaklaşımla yapılmıştır.</p> <p>Sonuçlara göre, şekil değiştirebilen kanadın beklentilere uygun olarak, kayda değer ölçüde düşük sürüklenme kuvveti ürettiği gözlenmiştir. Bununla beraber, kanat şekli değişimi ile elde edilen sürüklenme kuvveti azalması, sadece profil şekli değişimi ile elde edilenden belirgin bir şekilde fazladır.</p> <p>Bu çalışmanın devamında aerodinamik tasarım aracından çıktı olarak alınan üç farklı şekil değiştirebilen kanat biçiminin ve bir baz kanat biçiminin, eniyileme kodunun doğrulanması amacıyla, ticari hesaplamalı akışkanlar dinamiği kodu ve yük hücreleri ölçümleri ile deneysel olarak incelenmesinin sonuçları sunulmaktadır. Bütün eniyileme senaryoları mutabık akış hızlarında hesaplamalı akışkanlar dinamiği ve yük hücreleri ile rüzgar tünelinde test edilmiştir. Bu deneylerin sonucunda kanadın kaldırma kuvveti ve sürüklenme kuvveti geniş bir hücum açısı aralığında test edilmiştir. Bu değişkenlerin hesaplanması ile birlikte eniyileme kodundan alınan teorik hesaplamalar karşılaştırılmış ve eniyileme kodunun doğruluğunun belli koşullar ve senaryolar dahilinde geçerli olduğu ve güvenilir olduğu doğrulanmıştır.</p>
Anahtar Kelimeler:	Panel Metodu, Sınır Tabaka Akışı, Şekil Değiştirebilen Kanat, Aerodinamik Eniyileme, HAD
Fikri Ürün Bildirim Formu Sunuldu Mu?:	Hayır
Projeden Yapılan Yayınlar:	1- Optimization of a Morphing Wing for Longest Range (Bildiri - Uluslararası Bildiri - Sözlü Sunum),