

İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ LİSANSÜSTÜ EĞİTİM ENSTİTÜSÜ

**DELTA KANAT HÜCUM KENARI EKLENTİLERİNİN BOYLAMSAL VE
YANAL STABİLİTEYE ETKİLERİNİN İNCELENMESİ**

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Ayşe Sibel YALAZ ECE

Makina Mühendisliği Anabilim Dalı

Isı Akışkan Programı

HAZİRAN 2024

İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ LİSANSÜSTÜ EĞİTİM ENSTİTÜSÜ

**DELTA KANAT HÜCUM KENARI EKLENTİLERİNİN BOYLAMSAL VE
YANAL STABİLİTEYE ETKİLERİNİN İNCELENMESİ**

YÜKSEK LİSANS TEZİ

**Ayşe Sibel YALAZ ECE
(503201127)**

Makina Mühendisliği Anabilim Dalı

Isı Akışkan Programı

Tez Danışmanı: Doç. Dr. Sertaç ÇADIRCI

HAZİRAN 2024

ISTANBUL TECHNICAL UNIVERSITY ★ GRADUATE SCHOOL

**INVESTIGATION OF LONGITUDINAL AND LATERAL STABILITY ON A
DELTA WING WITH LEADING EDGE EXTENSION**



M.Sc. THESIS

**Ayşe Sibel YALAZ ECE
(503201127)**

Department of Mechanical Engineering

Heat Fluid Programme

Thesis Advisor: Assoc. Prof. Sertaç ÇADIRCI

JUNE 2024

İTÜ, Lisansüstü Eğitim Enstitüsü'nün 503201127 numaralı Yüksek Lisans Öğrencisi Ayşe Sibel YALAZ ECE, ilgili yönetmeliklerin belirlediği gerekli tüm şartları yerine getirdikten sonra hazırladığı “DELTA KANAT HÜCUM KENARI EKLENTİLERİNİN BOYLAMSAL VE YANAL STABİLİTEYE ETKİLERİNİN İNCELENMESİ” başlıklı tezini aşağıda imzaları olan jüri önünde başarı ile sunmuştur.

Tez Danışmanı : **Doç. Dr. Sertaç ÇADIRCI**
İstanbul Teknik Üniversitesi

Jüri Üyeleri : **Prof. Dr. Vahit MERMERTAŞ**
İstanbul Teknik Üniversitesi

Prof. Dr. Derya Burcu ÖZKAN
Yıldız Teknik Üniversitesi

Teslim Tarihi : 24 Mayıs 2024
Savunma Tarihi : 13 Haziran 2024





Aileme,



ÖNSÖZ

Bütün tez çalışmalarım boyunca verdiği desteklerden dolayı danışmanım Doç. Dr. Sertaç Çadircı'ya teşekkürlerimi borç bilirim. Verdiği değerli zaman ve rehberliği sayesinde çalışmanın gelişmesinde büyük desteği olmuştur.

Yüksek lisans süresince çalışmalarımı yürütebilmeme olanak tanıyan Baykar Teknoloji şirketi yöneticilerime teşekkür ederim. Aerodinamik ve uçuş mekaniği hakkında bana kattığı tüm bilgilerden dolayı Uçuş Bilimleri birim lideri ve ekip arkadaşlarıma teşekkür ederim.

Her daim sonsuz desteğini yanımda hissettiğim eşim Melih Ece'ye manevi desteğinden dolayı teşekkürlerin en büyüğünü vermek isterim. Ayrıca parçası olmaktan gurur duyduğum aileme teşekkür ederim.

Son olarak bu tezi, çalışma sürecime en az benim kadar dahil olan gelmesini merakla beklediğimiz oğlumuz Ege'ye armağan etmek isterim.

Mayıs 2024

Ayşe Sibel Yalaz Ece
Makina Mühendisi



İÇİNDEKİLER

Sayfa

ÖNSÖZ	ix
İÇİNDEKİLER	xi
KISALTMALAR	xiii
SEMBOLLER	xv
ÇİZELGE LİSTESİ	xvii
ŞEKİL LİSTESİ	xix
ÖZET	xxi
SUMMARY	xxiii
1. GİRİŞ	1
1.1 Sayısal Yöntem Çalışmaları	3
1.2 Stabilite ve Kontrol	6
1.3 Strake Tasarım Parametreleri	8
1.3.1 Planform şekli	9
1.3.2 Alan ve yarı açıklık	11
1.3.3 Narinlik	12
1.3.4 Hücum kenarı emme parametresi	12
1.3.5 Tasarım parametrelerinin değerlendirmesi	12
1.4 Tezin Amacı	13
2. METODOLOJİ VE YÖNTEM	15
2.1 Çözücü Modellenmesi	16
2.1.1 SST türbülans modeli	17
2.1.1.1 Yüksek taşımalı araçlar için SST modifikasyonu	19
2.1.1.2 Üretim limitleyiciler	19
2.1.2 RSM türbülans modeli	19
2.1.2.1 BSL Reynolds Stres türbülans modeli	20
2.1.3 EARSİM türbülans modeli	21
2.2 Çözücü Kurulumu	24
2.2.1 HAD yaklaşımı	24
2.2.2 Sınır şartları	26
2.3 Model Geometri	26
2.3.1 Kontrol yüzeyi boyutlandırması	28
2.4 Çözüm Ağı Yapısı	30
3. SONUÇLAR VE ÖNERİLER	35
3.1 Deneysel Verilerin Doğrulanması	36
3.2 HAD Analiz Sonuçları	40
3.2.1 Akış topolojisinin incelenmesi	40
3.2.1.1 Hücum açısı analizleri	40
3.2.1.2 Beta açısı analizleri	44
3.2.1.3 Flap analizleri	49
3.2.1.4 Aileron analizleri	51

3.2.1.5 Rudder analizleri	53
3.3 Boylamsal Stabilite ve Kontrolün İncelenmesi	55
3.3.1 Flap etkinliğinin incelenmesi	58
3.3.2 Boylamsal otoritenin incelenmesi	59
3.4 Yanal Stabilite ve Kontrolün İncelenmesi	61
3.4.1 Aileron etkinliğinin incelenmesi	62
3.4.2 Rudder etkinliğinin incelenmesi	64
3.4.3 Yanal stabilitenin incelenmesi	65
4. DEĞERLENDİRME	69
KAYNAKLAR	71
ÖZGEÇMİŞ	75



KISALTMALAR

AIAA	: American Institute of Aeronautics and Astronautics
BA	: Burun aşağı yunuslama momenti
BY	: Burun yukarı yunuslama momenti
CD	: Sürükleme katsayısı
CG	: Center of Gravity (Ağırlık Merkezi)
C_l	: Yuvarlanma moment katsayısı
C_L	: Taşıma katsayısı
C_{Lmax}	: Maksimum taşıma katsayısı
C_m	: Yunuslama moment katsayısı
C_n	: Yönelme moment katsayısı
C_p	: Basınç katsayısı
C_x	: X Yönündeki Kuvvet Katsayısı
C_y	: Yan rüzgâr katsayısı
C_z	: Z Yönündeki Kuvvet Katsayısı
EARSM	: Açık Cebirsel Reynolds Stres Model
HAD	: Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği
KY	: Kontrol yüzeyi
LE	: Hücum kenarı (Leading edge)
LEX	: Hücum Kenarı Eklentisi
maks	: Maksimum
min	: Minimum
NACA	: National Advisory Committee for Aeronautics
NASA	: National Aeronautics and Space Administration (Ulusal Havacılık ve Uzay Dairesi)
RANS	: Reynolds-Averaged Navier Stokes
RSM	: Reynolds Stres Model
S0	: Strakesiz konfigürasyon
S1	: AD-14 numaralı strake konfigürasyonu
S2	: Küçültülmüş AD-14 numaralı strake konfigürasyonu
SM	: Statik Marjin

Sref	: Referans kanat alanı
SST	: Shear Stress Transport
SST-HL	: SST Yüksek Taşıma Modifikasyonu
TAS	: Gerçek Hava Hızı (True Airspeed)
TCR	: Transonik Kruvazör
TE	: Fırar kenarı (Trailing edge)
TI	: Türbülans Yoğunluğu (Turbulence Intensity)



SEMBOLLER

α	: Hücüm açısı
b	: Kanat açıklığı, (m)
C	: Veter uzunluğu, (m)
C_{MAC}	: Ortalama aerodinamik veter uzunluğu, (m)
C_p	: Basınç katsayısı
δa	: Aileron kontrol yüzeyi açılma açısı
δf	: Flap kontrol yüzeyi açılma açısı
δr	: Rudder kontrol yüzeyi açılma açısı
k	: Türbülans kinetik enerjisi
ℓ	: Uçak boyu, (m)
p	: Statik basınç
P_k	: Kinetik enerji üretim hızı
P_{wb}	: Kaymazlık etkisi üretim terimi
q	: Serbest akım dinamik basınç, (N/m ²)
S	: Gerinim hızı
S_{ij}	: Boyutsuz gerinim hızı
T	: Sıcaklık
U	: Hız vektörü
u, v, w	: Hız vektörü bileşenleri
V	: Serbest akım hızı, (m/s)
x/cr_w	: Girdap bozunum başlangıcının kanat kök veterine oranı
y	: En yakın duvar yüzey mesafesi
β	: Beta açısı
μ	: Dinamik viskozite, (Pa.s)
τ	: Kayma gerilmesi, (Pa)
e	: İç enerji
ρ	: Yoğunluk, (kg/m ³)
ω	: Kinetik enerji formu
γ	: İzentropik genişleme faktörü
Ω_{ij}	: Vortisite tensörü

ν : Kinematik viskozite
 τ : Zaman ölçeği (Time-scale) ifadesi



ÇİZELGE LİSTESİ

Sayfa

Çizelge 2.1 : Validasyon senaryolarının model özellikleri.	25
Çizelge 2.2 : Hücüm açısı ve beta açısı parametre değerleri.	25
Çizelge 2.3 : Kontrol yüzeyi açılma açısı parametre değerleri.	26
Çizelge 2.4 : Geometri referans değerleri.	27
Çizelge 2.5 : S1 strake modelinin konum değerleri.	28
Çizelge 2.6 : Kontrol yüzeyi geometrilerinin literatür boyut oranı değerleri.	29
Çizelge 2.7 : Tasarlanan kontrol yüzeyi boyut ve referans değerleri.	29
Çizelge 2.8 : Ağdan bağımsızlık çalışması yüzey çözüm ağı parametreleri.	31
Çizelge 2.9 : Ağdan bağımsızlık çalışması hacim çözüm ağı parametreleri.	32
Çizelge 2.10 : Ağ versiyonlarının $\alpha=16^\circ$ 'deki aerodinamik katsayı farkları.	34
Çizelge 3.1 : Versiyonların boylamsal stabilite türevleri ve statik marjinleri.	57



ŞEKİL LİSTESİ

Sayfa

Şekil 1.1 : Strake geometrilerinin referans planform gösterimleri.	10
Şekil 1.2 : Strake şeklinin taşıma karakterindeki etkisi (Lamar, 1980).....	10
Şekil 1.3 : Boyutsuzlaştırılmış girdap bozunum parametresinin hücum açısı ile değişimi (Frink ve Lamar, 1980).	11
Şekil 2.1 : Model geometri boyutları.	27
Şekil 2.2 : Model geometrilerin izometrik görünüşleri.	28
Şekil 2.3 : Kontrol yüzeylerinin model üzerinde gösterimi.	30
Şekil 2.4 : Hacim ağında kullanılan yoğunluk hacimleri.	31
Şekil 2.5 : Çözüm ağı topolojisi: Tetrahedral hacim ağ yapısı (üst), Prizma yapıdaki katman yapısı (alt).	32
Şekil 2.6 : Üstten aşağıya doğru sırasıyla A, B ve C versiyon yüzey ağları.	33
Şekil 2.7 : Ağdan bağımsızlık çalışmaları taşıma katsayısı sonuçları.	34
Şekil 3.1 : HAD analiz eksen takımı gösterimi.	35
Şekil 3.2 : S0 geometrisi $y/b=0.4$ konumundaki C_p kontürü: $\alpha=16^\circ$ (üst), $\alpha=32^\circ$ (alt).	36
Şekil 3.3 : S0 geometrisi $y/b=0.4$ konumundaki hız kontürü: $\alpha=16^\circ$ (üst), $\alpha=32^\circ$ (alt).	37
Şekil 3.4 : Kanat profili boyunca farklı türbülans modellerinin C_p değerleri: $\alpha=16^\circ$ (üst), $\alpha=32^\circ$ (alt).	38
Şekil 3.5 : Türbülans modellerinin taşıma katsayılarının deneysel veriler ile karşılaştırılması: versiyon S0 (üst), versiyon S1 (alt).	39
Şekil 3.6 : S0 versiyonu basınç dağılım kontürleri: $\alpha=16^\circ$ (sol), $\alpha=32^\circ$ (sağ).	41
Şekil 3.7 : S1 versiyonu basınç dağılım kontürleri: $\alpha=16^\circ$ (sol), $\alpha=32^\circ$ (sağ).	42
Şekil 3.8 : S2 versiyonu basınç dağılım kontürleri: $\alpha=16^\circ$ (sol), $\alpha=32^\circ$ (sağ).	42
Şekil 3.9 : S0 versiyonu $\alpha=24^\circ$ 'deki uçak boyunca girdapların iso-surface gösterimleri (sol), girdap yoğunluk bölgeleri (sağ).	43
Şekil 3.10 : S1 versiyonu $\alpha=24^\circ$ 'deki uçak boyunca girdapların iso-surface gösterimleri (sol), girdap yoğunluk bölgeleri (sağ).	43
Şekil 3.11 : S2 versiyonu $\alpha=24^\circ$ 'deki uçak boyunca girdapların iso-surface gösterimleri (sol), girdap yoğunluk bölgeleri (sağ).	44
Şekil 3.12 : S0 versiyonu basınç dağılım kontürleri: $\alpha=16^\circ$, $\beta=10^\circ$ (sol), $\alpha=32^\circ$, $\beta=10^\circ$ (sağ).	45
Şekil 3.13 : S1 versiyonu basınç dağılım kontürleri: $\alpha=16^\circ$, $\beta=10^\circ$ (sol), $\alpha=32^\circ$, $\beta=10^\circ$ (sağ).	45
Şekil 3.14 : S2 versiyonu basınç dağılım kontürleri: $\alpha=16^\circ$, $\beta=10^\circ$ (sol), $\alpha=32^\circ$, $\beta=10^\circ$ (sağ).	46
Şekil 3.15 : S0 versiyonu $\alpha=24^\circ$ ve $\beta=10^\circ$ 'deki uçak boyunca girdapların iso-yüzey gösterimleri (sol), girdap yoğunluk bölgeleri (sağ).	47

Şekil 3.16 : S1 versiyonu $\alpha=24^\circ$ ve $\beta=10^\circ$ 'deki uçak boyunca girdapların iso-yüzey gösterimleri (sol), girdap yoğunluk bölgeleri (sağ).	48
Şekil 3.17 : S2 versiyonu $\alpha=24^\circ$ ve $\beta=10^\circ$ 'deki uçak boyunca girdapların iso-yüzey gösterimleri (sol), girdap yoğunluk bölgeleri (sağ).	48
Şekil 3.18 : S0 flap versiyonu $\alpha=24^\circ$ 'teki basınç dağılımları (sol), türbülans yoğunluk dağılımları (sağ).	50
Şekil 3.19 : S1 flap versiyonu $\alpha=24^\circ$ 'teki basınç dağılımları (sol), türbülans yoğunluk dağılımları (sağ).	50
Şekil 3.20 : S2 flap versiyonu $\alpha=24^\circ$ 'teki basınç dağılımları (sol), türbülans yoğunluk dağılımları (sağ).	51
Şekil 3.21 : S0 aileron versiyonu $\alpha=24^\circ$ 'teki basınç dağılımları (sol), türbülans yoğunluk dağılımları (sağ).	52
Şekil 3.22 : S1 aileron versiyonu $\alpha=24^\circ$ 'teki basınç dağılımları (sol), türbülans yoğunluk dağılımları (sağ).	52
Şekil 3.23 : S1 aileron versiyonu $\alpha=24^\circ$ 'teki basınç dağılımları (sol), türbülans yoğunluk dağılımları (sağ).	53
Şekil 3.24 : S0 rudder versiyonu $\alpha=24^\circ$ ve $\beta=10^\circ$ 'deki uçak boyunca girdapların iso-yüzey gösterimleri (üst), basınç dağılımları (alt).	54
Şekil 3.25 : S1 rudder versiyonu $\alpha=24^\circ$ ve $\beta=10^\circ$ 'deki uçak boyunca girdapların iso-yüzey gösterimleri (üst), basınç dağılımları (alt).	54
Şekil 3.26 : S2 rudder versiyonu $\alpha=24^\circ$ ve $\beta=10^\circ$ 'deki uçak boyunca girdapların iso-yüzey gösterimleri (üst), basınç dağılımları (alt).	55
Şekil 3.27 : Versiyonların hücum açısına bağlı C_L katsayıları.	56
Şekil 3.28 : Versiyonların hücum açısına bağlı C_D katsayıları.	57
Şekil 3.29 : Versiyonların hücum açısına bağlı yunuslama moment (C_m) katsayıları.	58
Şekil 3.30 : Versiyonların değişen hücum açılarında flap açılmasına bağlı taşıma (üst) ve moment (alt) türev değerleri.	59
Şekil 3.31 : Maksimum boylamsal otoriteler (üst), maksimum otoritedeki C_L katsayı değerleri (alt).	60
Şekil 3.32 : Versiyonların değişen hücum açılarında aileron açılmasına bağlı C_l türev değerleri ($\beta=0^\circ$).	62
Şekil 3.33 : Versiyonların değişen hücum açılarında aileron açılmasına bağlı C_l türev değerleri ($\beta=5^\circ$).	63
Şekil 3.34 : Versiyonların değişen hücum açılarında aileron açılmasına bağlı C_l türev değerleri ($\beta=10^\circ$).	63
Şekil 3.35 : Versiyonların değişen hücum açılarında rudder açılmasına bağlı C_n türev değerleri ($\beta=0^\circ$).	64
Şekil 3.36 : Versiyonların değişen hücum açılarında rudder açılmasına bağlı C_n türev değerleri ($\beta=5^\circ$).	65
Şekil 3.37 : Versiyonların değişen hücum açılarında rudder açılmasına bağlı C_n türev değerleri ($\beta=10^\circ$).	65
Şekil 3.38 : Versiyonların değişen hücum açısındaki $C_n\beta$ türevleri.	66
Şekil 3.39 : Versiyonların değişen hücum açısındaki $Cl\beta$ türevleri.	66

DELTA KANAT HÜCUM KENARI EKLENTİLERİNİN BOYLAMSAL VE YANAL STABİLİTEYE ETKİLERİNİN İNCELENMESİ

ÖZET

Bu tez çalışmasında savaş uçaklarında sıkça tercihe edilen delta kanat yapısına hücum kenarı eklentilerinin (strake) eklenmesi ile hava aracında meydana gelen boylamsal ve yanal stabilite etkilerinin incelemeleri yapılmıştır. İncelemeler kapsamında üç farklı referans geometri modelinde değişen hücum açısı, değişen beta açısı ve değişen aileron, flap ve rudder kontrol yüzeyi açılmalarında HAD analizleri koşturulmuş, sonuçlar üzerinde akış topoloji değerlendirmeleri ve stabilite analizleri gerçekleştirilmiştir. Şimdiye kadar üzerinde az oranda araştırma yapılmış olan strake geometrilerinin hava aracındaki kontrol yüzeyi verimliklerindeki etkisini araştırmak, stabilite ve kontrol stratejileri hakkında sonuçlar üretmek bu tezin ana amaçları arasında yer almaktadır.

Çalışmalar birebir ölçekte kullanılan savaş uçağı modelinin (Lamar ve Frink, 1981) rüzgâr tüneli verileri ile doğrulanması olarak başlamıştır. Gerçekleştirilen bütün HAD analizleri sıkıştırılabilir akış kabulündeki üç boyutlu tam ölçekli modelde koşturulmuş ve RANS denklemleri hücre merkezli sonlu hacimler yöntemi ile çözülmüştür.

Stabilite analizleri kapsamında, aynı zamanda tasarım parametresi olan strake referans alanının yarıya düşürülmesinin aerodinamik ve stabilitedeki etkileri de incelenmiştir. Analizler üç farklı geometri versiyonunda yapılmış olup, model üzerindeki kontrol yüzeyleri literatür referans alınarak tasarlanmıştır. Bu tez çalışmasında hava koşulu deniz seviyesi (0 ft), ideal gaz tanımlanmış ve serbest akım hızı ($Ma=0.5$) giriş bölgesi sınır şartı olarak verilmiştir. S0 strakesiz geometri modelini, S1 AD-14 isimli strake yapısına sahip geometri modelini ve S2 ise AD-14 strake yapısının referans alanı yarıya düşürülmüş geometri modelini içermektedir.

Sonuçlar ilk olarak akış topolojisinin değerlendirilmesi üzerine kurulmuştur. Hücum açısı analizleri incelendiğinde; S0 versiyonunda $\alpha=24^\circ$ ve üstünde akım ayrılımlarının gittikçe şiddetlendiği ve kanat üzerinde taşıma kayıplarının yaşandığı gözlemlenmiştir. S1 ve S2 versiyonlarında $\alpha=16^\circ$ 'den ilerideki hücum açılarında strake başlangıç bölgesinden gelişen girdabın kanat yüzeyindeki girdap ile birleştiği, kanat yüzeyindeki negatif basınç bölgesini arttırdığı görülmüştür. Strake alanının küçülmesi ile girdap şiddetinde azalma meydana geldiği görülmüştür.

Beta açısının değişiminin incelendiği analizlerde strakeli versiyonların $\alpha=32^\circ$ ve $\beta=10^\circ$ açısındaki koşulunda strake girdabı rüzgârı önden alan bölümünde daha güçlü şekilde gelişmekte, rüzgâr arkasında kalan bölümde ise yüzeyden ayrıldığı görülmüştür. S2 versiyonu için sağ kanattaki akım ayrılımlarının S1 versiyonuna göre daha fazla olduğu gözlemlenmiştir. Ayrıca S0 versiyonunda olduğu gibi S1 ve S2 versiyonlarında da kanattan ayrılan akım, kuyruk bölgesindeki düzenli akımı gölgelemiş ve o bölgede kararsız akış rejimlerinin oluşmasına sebebiyet vermiştir.

Kontrol yüzeylerinden flap ve aileronun strake entegresindeki aerodinamik etkileri incelendiğinde; kontrol yüzeyi etkinliklerinin S_0 için $\alpha=24^\circ$ koşulunda oldukça verimsiz olduğu görülmektedir. Strake entegresi oluşan girdap gelişimi ile flap ve aileron kontrol yüzeyindeki akımın yeniden tutunduğu ve kanat yapısındaki taşımayı arttırdığı gözlemlenmiştir. Betalı koşulda rüzgârı arkadan alan kanattaki aileron yüzeyinin üzerindeki taşımanın arttığı gözlemlenmiştir. Strake referans geometrisindeki artış ile $\alpha=24^\circ$ hücum açısında aileron etkinliğinde artış gözlemlenmiştir. Strake geometrisinin eklenmesi ile kuyruk ve rudderdaki yanal düzlemde taşımanın artması sağlanmış, $\alpha=24^\circ$ ve $\beta=10^\circ$ koşulunda rudder kontrol yüzeyinde verimlikte artış sağlandığı görülmüştür.

Versiyonların boylamsal stabilite analizleri yapıldığında, S_0 boylamsal kararlı, S_1 $\alpha=0^\circ$ ile $\alpha=16^\circ$ aralığında nötr stabilitede, $\alpha=16^\circ$ ile $\alpha=32^\circ$ aralığında ise yüksek seviyelerde boylamsal kararsız, S_2 ise $\alpha=0^\circ$ ile $\alpha=16^\circ$ aralığında boylamsal kararlı durumda olduğu görülmüştür. Flap kontrol yüzeyinin $\alpha=24^\circ$ hücum açısında getirdiği yunuslama moment değişimi incelenecek olursa, S_1 versiyonunda S_0 'a göre %50 artış, S_2 versiyonunda ise %25 artış görülmüştür. Son olarak yüksek hücum açısındaki burun aşağı moment otoritesinin sağlanması için strake referans alanında azalma yoluna gidilebileceği gözlemlenmiştir.

Versiyonların yanal stabilite analizleri yapıldığında ise aileron etkinliği S_0 ile karşılaştırıldığında $\alpha=24^\circ$ 'de S_1 aileron verimi %34 oranında artarken, S_2 aileron verimi yaklaşık %16 civarında artış göstermiştir. $\beta=0^\circ$ koşulunda S_1 ve S_2 'nin rudder verimliliğinde bütün hücum açıları aralığında S_0 'e göre oldukça fazla iyileşme görülmüştür. Fakat beta açısının artması ile kanat girdaplarındaki kararsız yapı kuyruk akımını etkilemiş, yüksek hücum açısında rudder etkinliğinde kayıplara yol açmıştır. Strake geometrisinin kullanımı ile yanal stabilitede $\alpha=24^\circ$ hücum açısına kadar artış sağlanmıştır. Fakat girdap bozunmaya uğradığı $\alpha=32^\circ$ 'de strake girdapları düzensiz yapıya bürünmüştür.

INVESTIGATION OF LONGITUDINAL AND LATERAL STABILITY ON A DELTA WING WITH LEADING EDGE EXTENSION

SUMMARY

Modern fighter aircraft must not only be able to fly at high speeds and altitudes, but also possess superior maneuvering capabilities and be able to operate at high angles of attack because of the proper design of their airfoils. Many studies have reported control and stability problems at high angles of attack, and the main reason of these situation is flow separation in the aircraft. It is known that there are dangers such as stall or spin as a result of any loss of stability at high angles of attack.

Innovative control strategies and computational aerodynamic analysis techniques are being investigated to provide more efficient flight regimes at high angle of attack. There are a variety of methods that have the possibility of rescuing the fighter aircraft from dangerous situations during high angle of attack maneuvers and developing its aerodynamic characteristics. One of these methods is the leading-edge extension (LEX) geometries, and its mostly placed in the front section of the wings of fighter aircraft. Strakes can be used as another term to describe LEX geometries in the literature.

Strake surfaces are generally used to enhanced maneuverability at transonic speed for the flight. They are also used in fighter aircraft or unmanned aerial vehicles to improve aerodynamic performance. It is also used in fighter aircraft or unmanned aerial vehicles to improve aerodynamic performance. Strakes are designed to be relatively smaller than the main components of the aircraft such as wings and tails and supply the weight reduction optimizations in the fighter jets.

Strake geometries create additional vortices on the wing surface in a basic principle, and connect to the wing vortices with flow separation and it provide to re-attachment of the flow on the wing surface again. They accomplish this by shifting the stall angle of attack, which raises the lift.

In this thesis, the longitudinal and lateral stability effects of strakes with the delta wing structure were investigated. Within the scope of the investigations, CFD analyses were run in three different reference geometry models with varying angle of attack, varying sideslip angle and varying aileron, flap and rudder control surface deflections, and flow topology researches and stability analyses were performed on the results.

There are many studies on recognize the vortex processing and aerodynamic efficiency experiments of strake structures in high angle of attack aerodynamics. However, the main objectives of this thesis are to investigate the effect of strake geometries, which have been little researched so far, on the control surface efficiencies of the aircraft and to understand the effects on stability and control strategies.

The studies started with the validation of a one-to-one scale fighter jet model (Lamar and Frink, 1981) with wind tunnel data. All CFD analyses were run on a three-dimensional full-scale model assuming compressible and ideal gas flow and the RANS equations were solved by the cell-centered finite volume method.

Grid independence analysis was performed for the solution network with three different element numbers prepared in appropriate with the standard and the most appropriate mesh was selected. With the selected mesh structure, the experimental data were validated with different turbulence models.

The validation study CFD analyses were performed at sea level altitude where the free stream velocity $Ma=0.2$ assuming compressible and ideal gas flow. In order to verify the experimental data, scans were performed at a total of 252 design points in the range of varying angle of attack $\alpha=0^\circ$ to $\alpha=56^\circ$ with sideslip angle at $\beta=0^\circ$. Nine different scenarios were calculated for the turbulence models and it was observed that the BSL RSM turbulence model for the non-strake configuration and the SST-HL modified SST turbulence model for the strake configuration were in good agreement with the experimental data. For this reason, these models were used in the stability and control analyses.

One of the scopes of the stability analyses, the effects of halving the strake reference area, which is also a design parameter, on aerodynamics and stability were also examined. Three different geometry versions were analyzed; S0 is the geometry model without strakes, S1 is the geometry model with the strake structure named AD-14 and S2 is the geometry model with the reference area of the AD-14 strake reduced by half. In addition, aileron, flap and rudder control surfaces were designed to investigate the control surface effects. The designs were made within the value ranges recommended in the literature.

In this thesis, the air condition is sea level (0 ft), ideal gas is defined and free flow velocity ($Ma=0.5$) is given as the inlet region boundary condition.

The results are first based on the evaluation of the flow topology. When the angle of attack analyses are analyzed; it is observed that in the S0 version, flow separations at $\alpha=24^\circ$ and above become increasingly severe and flow separations are experienced on the wing. In S1 and S2 versions, it was observed that at angles of attack beyond $\alpha=16^\circ$, the vortex developing from the strake start region merged with the vortex on the wing surface and increased the negative pressure gradient zone on the wing surface. It was observed that the vortex intensity decreased with the reduction of the strake area.

In the analyses examining the change in sideslip angle, it is observed that in the strake versions with $\alpha=32^\circ$ and $\beta=10^\circ$, the strake vortex develops more strongly in the upwind section and separates from the surface in the downwind section. For the S2 version with reduced strake area, it is observed that the flow separation on the right wing is higher than in the S1 version. Also, as in the S0 version, in the S1 and S2 versions, the flow separating from the wing shadowed the regular flow in the tail region and caused unstable flow regimes in that region.

When the aerodynamic effects of the control surfaces flap and aileron on the strake integration are analyzed; it is seen that the control surface efficiency is quite inefficient for the S0 version under $\alpha=24^\circ$ condition. It was observed that the flow on the flap and aileron control surface was re-attached with the vortex development formed by the strake integration and increased the lift in the wing structure. In the crosswind condition, it was observed that the lift on the aileron surface on the wing receiving the

wind from behind increased. With the increase in the strake reference area geometry, an increase in aileron efficiency was observed at $\alpha=24^\circ$ angle of attack. With the addition of the strake geometry, the lift on the lateral plane in the tail and rudder has increased, and an increase in efficiency on the rudder control surface has been observed in $\alpha=24^\circ$ and $\beta=10^\circ$ conditions.

When the longitudinal stability analysis of the versions was performed, it was seen that the S0 version was longitudinally stable, the S1 version was in neutral stability between $\alpha=0^\circ$ and $\alpha=16^\circ$, highly longitudinally unstable between $\alpha=16^\circ$ and $\alpha=32^\circ$, and the S2 version was longitudinally stable between $\alpha=0^\circ$ and $\alpha=16^\circ$. If the pitching moment change brought by the flap control surface at $\alpha=24^\circ$ angle of attack is examined, a 50% increase is observed in the S1 version compared to S0 and a 25% increase is observed in the S2 version. Finally, it was observed that the strake reference area could be reduced in order to ensure the nose-down moment authority at high angle of attack.

When the lateral stability analyses of the versions were performed, the aileron efficiency of the S1 aileron increased by 34% at $\alpha=24^\circ$ compared to S0, while the S2 aileron efficiency increased by approximately 16%. In the $\beta=0^\circ$ condition, the rudder efficiency of S1 and S2 improved significantly compared to S0 in the whole range of angles of attack. However, with the increase in sideslip angle, the unstable structure in the wing vortices affected the vertical tail region, leading to losses in rudder efficiency at high angle of attack. With the use of strake geometry, lateral stability was increased up to $\alpha=24^\circ$ angle of attack. However, it was observed that at $\alpha=32^\circ$, where the vortex breakdown, the strake versions switched to the unstable regime.

As a result of the detailed scan analysis, it was observed that the strake geometries improved the control surface efficiency at high angles of attack. This effect was observed especially on the control surfaces on the wing. However, with further increase in the angle of attack, the re-attached flow on the wing loses its interaction and causes the flow separations from the surface. In this condition, it was observed that the strake vortices could not be merged with the wing vortex and were vortex breakdown in the region of vortex intensity. This results in a natural decrease in control capability at these angles of attack, which corresponds to the stall structure on the wing.



1. GİRİŞ

Hava savunma, saldırı, gözetleme ve keşif gibi birçok görevi icra etmesi amacıyla tasarlanan savaş uçakları ülkelerin sahip olduğu hava gücünün önemli bir kısmını oluşturmaktadır. Görevleri doğrultusunda diğer hava araçlarına nazaran daha düşük radar kesit alanına sahip olan bu hava araçlarına gelişmiş kabiliyetler kazandırılmıştır. Yüksek irtifa ve yüksek hızlarda operasyon yapabilme gibi özelliklerinin yanında gelişmiş manevra üstünlüğüne sahip olmaları amacıyla savaş uçaklarının yüksek hücum açılarında da görev icra edebilir olmaları önem arz etmektedir (Chen ve diğ., 2021). Çoğu araştırma hava araçlarında yüksek hücum açılarında kanat üzerinde meydana gelen akım ayrılmalarından dolayı oluşan stall durumunun aerodinamik olarak statik ve dinamik açıdan incelenmesi üzerinde durulması gerektiğini belirtmiştir (Zhang ve diğ., 2021; Liu ve diğ., 2020). Yenilikçi kontrol stratejileri ve karmaşık aerodinamik analiz tekniklerini keşfederek, yüksek hücum açılı manevralar sırasında savaş uçağının tehlikeli durumlardan kurtarma ve aerodinamik özellik bakımından geliştirme imkânı olan çeşitli yöntemler mevcuttur. Bu yöntemlerden biri de savaş uçaklarının kanatlarının ön bölümünde konumlandırılmış olan kanat hücum kenarı eklenti (LEX) geometrileridir. Literatürde LEX geometrileri aynı zamanda strake olarak da adlandırılmaktadır.

Strake yüzeyleri genellikle transonik hızdaki manevra kabiliyetinin artırılması, aynı zamanda aerodinamik performansın iyileştirilmesi amacıyla savaş uçağı veya insansız hava araçlarında kullanılmaktadır. Strakeler kanat, kuyruk gibi uçak ana bileşenlerinden görece küçük olacak şekilde tasarlanmış olup, etki ettiği yüzeylerde akım rejimini değiştirici etkiye sahiptirler. Zhong ve diğ. (2019) ve Rodzewicz ve diğ. (2018) çalışmalarında strake geometrilerinin kanat veteri üzerinde ek girdaplar oluşturması ile etkin hücum açısının düşürülerek hava aracı aerodinamik performansında kazanımlar getireceği üzerinde durmuşlardır.

Savaş uçağı tasarım geliştirme sürecinde stall hücum açısının artırılmasında ve yüksek hücum açılarında yüksek taşıma eldesini sağlayan delta kanat yapıları kullanılmaktadır. Delta kanat ve strake entegrasyonu ile yapılan araştırmalarda strake

akım girdaplarının kanatta yüksek oranda taşıma artışına sebebiyet verdiği vurgulanmaktadır (Hu ve diğ, 2021; Lamar, 2012). Yüksek hücum açılarında oluşan kanat üzerinden ayrılan akım girdaplarının strake girdapları arasındaki etkileşimi sonucunda delta kanat taşıma karakteri ve manevra kabiliyetinde iyileşmeler meydana gelmektedir. Bu iyileşmeler uçak yapısına uygun özelleştirilmiş strake optimizasyonu ile mümkün olmaktadır (Gai ve diğ, 2004; Roy ve diğ, 2023). Akım ayrılmalarının kontrol edilmesinde strake geometrik tasarımının ve kanat önündeki yerleşiminin önemi oldukça fazladır. Kanattaki ayrılan akımın strake tarafından yeniden yüzeye yapıştırılması sonucu stall hücum açısında gecikme, aerodinamik verimliliğin artırılması aynı zamanda hava aracı yatış kararlılığının etkili olduğu yanal stabilitede iyileşme gözlemlenmektedir (Bakaul ve diğ, 2014; Rao ve Huffman, 1982).

DeneySEL yöntem olan parçacık görüntülü hız ölçümünü kullanılarak farklı Reynold sayıları ve farklı hücum açılarında çalışmalar yürüten Chou, ve diğ. (2021), strake ve kanat etkileşimli girdap yapılarını incelemiştir. Hücum açısı 20° 'de kanat üzerinde güçlü girdap etkisinin olduğu fakat $\alpha=30^\circ$ hücum açısında strake kanat bağlantısı bölgesinde girdap yapısının bozunuma uğradığı sonucuna ulaşmışlardır. Çalışma aynı zamanda Reynolds sayısının artışı ile strake-kanat girdap etkileşimlerinde azalma meydana geldiğini vurgulamaktadır. Çift delta kanat geometrisi üzerinde aynı yöntem ile gerçekleştirilen bir diğer çalışmada ise çoklu girdap yapılarının incelenmesi sağlandı. DeneySEL araştırma strake geometrisinin delta kanat konfigürasyonundaki karmaşık akım modellerinin anlaşılmasında etkili olduğu düşünülmektedir (Zhang ve diğ, 2016).

Modern savaş uçaklarında yüksek hücum açılarındaki hava aracı üzerinde meydana gelen girdap bozunumları manevra kabiliyetinde kayıplara sebebiyet verdiği görülmüştür. Aynı şekilde yüzey üzerindeki akım dağılımlarında oluşan asimetrik yönelim sonucunda yüksek yük faktörüne maruz kalan savaş uçaklarında hava aracı stabilite ve kontrol kararlığında sorunlar ile karşı karşıya kalılabileceği gözlemlenmiştir. Hava aracı yapısal limitleri dahilinde gerçekleştirdiği manevralarda pozitif ve negatif g kuvvetleri etkisi altındayken üzerinde oldukça yüksek oranda kuvvet ve moment oluşturmaktadır. Bunun sonucunda taşıma kaybından kaynaklı olabilecek boylamsal kararlılıktan kayıplar, yönelme ve yuvarlanma karakterinde düzensizlikler veya kontrol yüzeyi etkinliklerinde meydana gelen düşüşler hava aracını kurtarılamayacak pozisyonlara hatta spin durumuna sokmaya kadar

problemlere götürebilmektedir. Hebbar ve diğ. (1996) elde ettikleri deneysel çalışmalar sonucunda türbülanslı akımların baskınlık kurması ile oluşan kararsız rejime geçen akışları analiz edip, oluşan girdap akımlarını bilinçli şekilde kontrol etmenin manevra kabiliyeti geliştirmede yüksek oranda fayda sağlanacağını önermektedir.

Girdap akımlarının kontrollü bir şekilde amaca yönelik kullanılması amacıyla yapılan araştırmada çift delta kanat ve strake etkileşimli geometriye sahip modelin düşük hücum açılarında taşıma katsayısı yaklaşık %13,6 civarında, yüksek hücum açılarındaki taşıma katsayısını ise yaklaşık %17,9 oranında arttırılabileceği öne sürülmüştür. Strake geometrilerinin kontrol kabiliyetlerinin geliştirilmesinin yanında son yaklaşma sırasında iniş hızlarında yaratacağı iyileşme sonucunda savaş gemilerinden görev yapan hava araçlarına fayda sağlayabileceği söylenmektedir (Kern, 1993).

1.1 Sayısal Yöntem Çalışmaları

Savaş uçakları manevra kabiliyetleri ve uçuş performanslarının incelenmesi geniş aralıklardaki farklı Ma hızları ve irtifa koşullarındaki hücum açısı ve beta açılarında analiz çalışmalarını beraberinde getirmektedir. Ek olarak hava aracının dinamik davranışından kaynaklı yunuslama, yönelme ve yuvarlanma açısal hızlarındaki değişimlerden kaynaklı getirdiği etkiler göz önüne alındığında hava aracı aerodinamik karakterini anlamak oldukça zorlaşmaktadır. Dinamik ve statik davranış karakterini incelemek, boylamsal ve yanal kararlılık üzerine çalışmalar yapmak, uçuş fazlarındaki trim stratejileri üzerine analizlerde bulunmak hava aracı tasarım süreçlerinin geliştirilmesi için oldukça önemlidir.

Savaş uçaklarının görev konseptleri gereği gerçekleştiği birçok manevra koşulunda hava aracı üzerinde yapısal sistemi zorlayacak derecede yüksek aerodinamik kuvvet ve momentler etki etmektedir. Bu sebeple bahsedilen çok yönlü parametrelerin uçuş sırasında test edilmesi pek çok açıdan tehlikeyi de beraberinde getirmektedir. Aerodinamik karakter ve davranışın gerçek ölçekli uçuş testleri dışında incelendi bazı yöntemler; rüzgâr veya su tünel testleri, küçük ölçekli modellerin uçuş testleri ve sayısal yöntem çalışmaları olarak sayılabilir.

Aerodinamik karakterin anlaşılması amacıyla incelenen tünel testleri ve küçük ölçekli modellerin uçuş test verilerinden etkin sonuçlar elde edilebilmektedir, fakat bu yöntemlerin model hazırlama süreçleri zahmetli ve zaman alan, aynı zamanda maliyet olarak oldukça yüksek testler olarak karşımıza çıkmaktadır. Bu sebeple alternatif sayısal yöntemlerin özellikle de yüksek doğruluğa sahip hesaplamalı akışkanlar dinamiği (HAD) analizlerinin kullanılması avantaj sağlamaktadır. Böylece hava aracı üzerindeki sınır tabakanın modellenmesi, şok oluşumlarının incelenmesi, şok-girdap etkileşimleri hakkında veri eldesi sağlanması doğrusal olmayan (non-linear) uçak stabilitesinde dengesizliğe yol açan durumların tespiti için önemlidir (McDaniel ve diğ, 2009).

Verhaagen ve diğ. (1995) 40° süpürme açısına sahip delta kanata ek olarak yerleştirilmiş 76° üçgen yapıdaki LEX geometrisi modelinin üzerindeki girdap akışlarının incelenmesi üzerine çalışma gerçekleştirmiştir. Değişen hücum açısı aralığında akışın kanat üzerindeki çapraz akış yapısı üzerindeki etkisine, kanat ve kanat girdaplarının etkileşimine, girdap bozunumuna ve kanada etki eden kuvvetler ve momentlere ilişkin deneysel analizlerini sayısal yöntem metotları ile doğrulayarak niteliksel veriler elde etmiştir. Üç boyutlu model ile yapılan bir diğer sayısal çalışmada düşük Ma hızındaki sıkıştırılabilir akımın strake-delta kanat yapısı üzerindeki gelişiminin etkileri araştırılmıştır. Çalışma, hücum açısının $\alpha=30^\circ$ olduğu koşulda kanat hücum kenarı bölgesinde kabarcık tipi girdap oluşumlarının, hücum açısının $\alpha=35^\circ$ olduğu koşulda ise girdap etkileşimlerinin spiral modda bozunuma uğradığını söylemektedir (Fujii ve Schiff, 1989).

F/A-18 savaş uçağının uçuşu sırasında meydana gelen buffet etkisinin azaltılmasını sağlamak amacıyla strake girdaplarının dikey yapıdaki fence geometrisi ile manipüle edilmesine yönelik araştırmada bulunulmuştur. Tasarlanan LEX fence yapısı ile dikey kuyruk üzerindeki titreşim yaratan basınç dağılımının zirve yaptığı ve kök veterdeki eğilme momentinin yapısal dayanım sınırlarına ulaştığı hücum açısı değerini ilerideki bir açıya ötelediği sonucuna varılmıştır (Sheta, 2003). Sıkıştırılabilir akışta Navier-Stokes denklemleri ile modellenen bir diğer çalışmada F/A-18'in yüksek hücum açısı ve 0.6 Mach hızındaki koşulunda strake ve kanat geometrisi üzerindeki türbülans etkilerinin rüzgâr tüneli test verileri ile örtüştüğünü göstermektedir (Ghaffari ve diğ. 1990).

Sohn ve Chung, (2005) tarafından yapılan araştırma strake modeli girdap yöneliminin $\alpha=24^\circ$ hücum açısındaki koşuluna ek olarak $\beta=-5^\circ$ beta açısında hem deneysel hem de HAD analiz yöntemi ile değerlendirmiştir. Beta açısının kanatta oluşan girdap yapısının gücü ve şeklinde değişikliğe yol açtığını belirtmektedir. Yan rüzgâra maruz kalan kanattaki girdap yapısının oldukça azaldığı, fakat rüzgâr arkasında kalan kanattaki girdapların güçlerini korudukları sonucuna varmıştır. Serbest akım hızının ve değişen beta açısının delta kanat üzerindeki girdap etkileri ve emme basınç dağılımlarını inceleyen bir diğer araştırma, sapma açısının artmasıyla birlikte ön kenar girdap akımlarının simetri özelliğini kaybettiği ve girdap kuvvetinin hem rüzgâr alan kanatta hem de rüzgâr altında kalan kısımda azaldığını göstermiştir (Lee ve Kim, 2004). Serbest akış hızında artışın sağlanması ile kanat ön kenar girdaplarının dışa yöneliminde artış görülmüştür.

Transonik kruvazör konfigürasyonunun (TCR) düşük hızdaki aerodinamik karakterinin incelenmesi amacıyla HAD analiz yöntemi kullanılarak modellenen çalışmada kanat ve strake girdabının 20° hücum açısında etkileşime girip birleştiğini gözlemlenmiştir. Hücum açısı aralığının 18° ve 24° olduğu aralıkta girdap birleşim yerinin değiştiği, fakat daha yüksek hücum açılarında sabit kaldığı görülmüştür. Girdap oluşumlarının yüksek hücum açılarında gövde girdapları ile etkileşimde bulundukları, bu durumun hava aracı performansında etkili olduğu sonucuna varılmıştır. Elde edilen bir diğer sonuç ise kanardlı yapıya sahip modelin kanardın yarattığı aşağı akım (downwash) etkisiyle LEX girdaplarında küçülme gerçekleştiği olmuştur (Ghoreyshi ve diğ, 2016).

Hücum kenarı eklentisi optimizasyonunda üzerinde yoğunlaşılan bir diğer parametre ise girdap etkisindeki kanadın yüzeyindeki basınç dağılımındaki değişim ve ayrılma bölgeleri olmuştur. Ashwin Kumar ve diğ. (2018) tarafından gerçekleştirilen çift delta kanat yapıdaki modelin düşük hız akımındaki analizinde strakeden kaynaklı emme basınç bölgelerinin incelenmesi ve hücum kenarı eklentisinin taşıma katsayısını arttırıp akım ayrılmalarının daha yüksek hücum açılara geciktirmesi üzerine odaklanılmıştır. F-16XL savaş uçağının ses altı ve transonik hızlardaki uçuş koşulunun sayısal metotlar ile modellenmesi yönteminde ise yüksek çözünürlükteki çözüm ağı yapısı kullanılarak tam model HAD analiz gerçekleştirilmiştir. Dört farklı türbülans modelinde yapılan analizler ile model üzerindeki basınç dağılımları ve girdap

oluşumları karşılaştırılmıştır. Hücüm kenarı eklentilerinin şekil ve boyut optimizasyonun önemi vurgulanmıştır (Hitzel, 2017).

Süpürme açısındaki değişim, hücum kenarına eklentilerin yerleştirilmesi ve kanat ve strake yapılarının kalınlık-veter oranları da dahil olmak üzere geometrideki güncellemeler, Ghazijahani ve Yavuz (2019) tarafından da vurgulandığı gibi akış yapısını ve aerodinamik performansı etkilemede önemli bir rol oynar. Ek olarak, delta kanat yapısı ile ön eklentilerin yarattığı girdaplar arasındaki etkileşim, delta kanatların aerodinamik davranışını anlamak için gereklidir. West ve diğ. (2017) ve Covell ve diğ. (1986), süpersonik hızlarda delta kanatlardaki LEX performansını ve girdap etkilerinin yarattığı taşıma iyileştirmesini değerlendirmiştir.

1.2 Stabilite ve Kontrol

Bir hava aracının stabil yani kararlı olması karşılaştığı herhangi bir bozuntuda denge durumunu kendiliğinden bulacak yönde davranış göstermesi ile açıklanabilir. Uçaklar genellikle hava aracını tehlikeli bir duruma sokmayacak olan statik stabil durumda görev yapabilecek ağırlık merkezlerinde operasyon yapmaktadırlar. Boylamsal kararlılığın sağlanması hava aracı konsept tasarım süreçlerinden itibaren yönlendirici bir yol olmuş ve istenilen uçuş zarfında görev yapabilmeye imkân tanımaktadır. Stabilitenin incelenmesi uçuş fazlarındaki statik marjin (SM) konumlarının belirlenmesi ile yapılmaktadır (Chen, 2005).

Savaş uçaklarında güvenli ve etkili uçuş operasyonun sağlanması için hava aracının genel uçuş fazları ve zorlu durumlardaki manevra koşullarındaki stabilite ve kontrol özelliklerinin anlaşılması gereklidir. Stabilite ve kontrol analizlerinin yapılması otopilot kontrol sistemlerinin geliştirilmesine, manevra kabiliyetinin artırılmasına, hava aracı aerodinamik karakterinin tayinine, uçak kaybına kadar gidebilen spin ve devrilme koşullarının düzeltilmesine ve uçuş sırasında gelişmiş güvenlik trim stratejilerinin belirlenmesi gibi konulara ışık tutmaktadır. Kontrol mekanizmasının uçağın stabilitesinde iki ana görevde yer almaktadır: bunlardan ilki uçağın sabit ve değişen tüm denge durumlarını ayarlayabilecek kabiliyette olmak, ikincisi ise manevranın gerçekleşmesine olanak veren instabilite yani kararsız yapıyı oluşturmaktır (Etkin ve Reid, 1995).

Savaş uçaklarındaki stabilite ve kontrol konularına yönelik oldukça fazla çalışma mevcuttur. Yuan ve diğ. (2020) F-4E savaş uçağının boylamsal kısa süreli modunun

stabilite sorununu uyarlanabilir kontrol sistem tasarımı kullanarak ele almakta ve adaptif kontrol tekniklerinin önemini vurgulamaktadır. Kim ve diğ. (2021) yaptığı çalışmada savaş uçaklarının yavaşlayarak dönüş yapma manevralarındaki beklenmedik yunuslama hareketlerini iyileştirmek için kontrol yüzeyi tasarımına odaklanılmaktadır. Böylece yavaşlama performansında iyileşme sağlanıp, aynı zamanda manevra sırasında oluşan yüksek yapısal yüklerin limitlenmesine fayda sağlamaktadır. Uçuş kontrolünde stabilite arttırmaya yönelik sistemlerin hava aracı yuvarlanma, yönelme ve yunuslama hareket kabiliyetleri üzerindeki önemi oldukça fazladır (Famularo ve diğ, 2008; Mitchell ve Hoh, 1984).

Strake geometrilerinin hava aracı stabilite ve kontrol stratejilerine etkisi özellikle de yüksek hücum açılarında önem kazanmaktadır. Yüksek hücum açılarında burun aşağı (pitch-down) yapma kabiliyetinin yitilmesi veya şiddetli yuvarlanma ve yönelme momentlerinden kaynaklı uçuş kontrolündeki düzensizlikler sebebiyle stall sonrası (post-stall) bölgedeki manevra yapabilme özelliklerinde kısıtlama oluşturmaktadır. Araştırmalar gösteriyor ki; savaş uçakları ön gövde burunlarının keskinleştirilmesi, kanat strakelerinin kullanılması, ön gövdede akımı yönlendirici veya rahatsız edici ek parçaların eklenmesi gibi girdap kontrolünü sağlayan çözümler ile uçağın yanal kararlılığında olumlu değişimler sağlanmaktadır (Moore ve diğ, 1979).

Hava aracının boylamsal stabilitesinin kontrolünü sağlayan hava aracı aerodinamik merkezin konumunun kaydırılması strake boyutlarının değiştirilmesi ile sağlanabilmektedir. Bu güncellemeler aynı zamanda uçuş hücum açısı limitleri içerisindeki bölgelerde taşıma ve sürüklenme katsayılarında da büyük değişimlere sebebiyet vermemiştir (Durstun ve Schreiner, 1983). Girdap etkileşimli sistemlerin kullanılması yüksek hücum açısı aerodinamiğinin anlaşılmasında önemli bir payı vardır.

Schütte ve Hummel (2023) modern savaş uçaklarında yanal kararlılığın incelenmesine yönelik yaptığı çalışmada HAD analiz yöntemlerini kullanmıştır. Çift delta kanat yapıdaki modelde kuyruk etkileri dahil edilmeden değişen hücum kenarı flapi (slat) ve strake açısı parametrelerinde yuvarlanma stabilitesini incelemiştir. Strake ve kanat girdap etkileşimleri yuvarlanma stabilite marjini daha yüksek hücum açısına ötelediğini görülmüştür. Normal strake modeli için yuvarlanma kararlılığı $\alpha=21^\circ$ ve $\alpha=26.5^\circ$ aralığında iyileşme gösterirken, daha yüksek süpürme açısına sahip strake konfigürasyonunda yuvarlanma kararlılığı $\alpha=27.5^\circ$ hücum açısına kadar geliştirilmiştir.

Strakelerin stabilitedeki etkilerini içeren çalışmalar içerisinde strake etkinliğinde değişim yaratan diğer çözümler üzerinde de durulmuştur. Cook ve Barlow (2000) tarafından yürütülen çalışmada F/A-18E/F savaş uçağının strake üzerindeki havalandırma deliklerinin uçağın yanal karakteri üzerindeki etkisi incelenmiştir. Strake havalandırma deliklerinin uçağın manevra kabiliyeti ve kontrolü üzerindeki etkisini özellikle kritik uçuş aşamalarında daha iyi anlaşılması üzerine incelemeler yapılmıştır. Hava aracı kontrol kararlılığı üzerine deneysel ve HAD analiz çalışmaları yapan bir diğer araştırmada, strakesiz konfigürasyondaki sınırlı manevra kabiliyetinin temel nedenleri arasında girdap yapısının daha erken bozunuma uğraması ve hava aracının kayma koşullarında olumsuz etkileşimler nedeniyle asimetric girdap özelliklerinden kaynakladığını söylemektedir. Bu sebeple, spin kararlılığını kontrol etmek eklenen LEX modifikasyonlarının kanattaki yanal kararlılığı önemli ölçüde arttırdığı gözlemlendi (Hitzel ve Osterhuber, 2018).

Çalışmalar yüksek hücum açılarında boylamsal ve yanal kararlılığın sağlanmasında, aynı zamanda manevra kabiliyetlerinin iyileştirilmesinde strake geometrilerinin büyük katkısının olduğunu göstermiştir. Fakat, getirdiği ekstra taşımadan kaynaklı trim stratejilerinin iyi anlaşılması yüksek hücum açılarında burun aşağı yunuslama moment ihtiyacının tayin edilmesi açısından önem arz etmektedir. Strake-kanat etkileşimli girdapların hava aracının diğer bileşenlerine aerodinamik olarak etkileri bulunmaktadır. Bu sebeple hava aracı konsept tasarım süreçlerinde ve kontrol yüzeyi boyutlandırma çalışmalarında bu etkiler de dikkate alınmalıdır.

1.3 Strake Tasarım Parametreleri

Strakeler farklı boyut ve şekillerde kullanılabilir. Strakelerin şekli, kullanıldığı uçağın hızına şekline büyüklüğüne bağlı olarak değiştiği gibi aerodinamik açıdan beklenen gerekliliklere göre şekillendirilir. Örneğin, büyük bir kanat yapısına sahip bir uçak için büyük bir strake veya yolcu uçağı için daha küt yapıya sahip hücum kenarlı strake kullanılabilir. Bu parametreler göz önüne alındığında, strakeler kullanılacağı hava aracının özelliklerine göre optimize edilmelidir. Strakeler hava aracının genel olarak alanına ve kanat alanına oranla görece çok daha hafif ve küçük alanlardır. Bu yönüyle yapısal olarak uçağın ağırlığında hafifletme çalışmalarına fayda sağlamaktadırlar. Kanat üzerinde oluşan girdabın kararlılığının önemi göz önüne alındığında, strake tasarımı ve şekli bu istikrarı en iyi şekilde korumak üzerine olmalıdır. LEX

verimliliğinin iyileştirilmesi çalışmalarında strake yapısında yapılan birçok geometrik ve aerodinamik değişiklikler mevcuttur.

Strake tasarımı yapılırken göz önüne alınması gereken başlıca geometrik ve aerodinamik parametreler aşağıda verilmiştir:

- Planform Şekli
- Alan ve yarı açıklık (semispan)
- Narinlik (Slenderness)
- Hücüm kenarı emme parametresi.

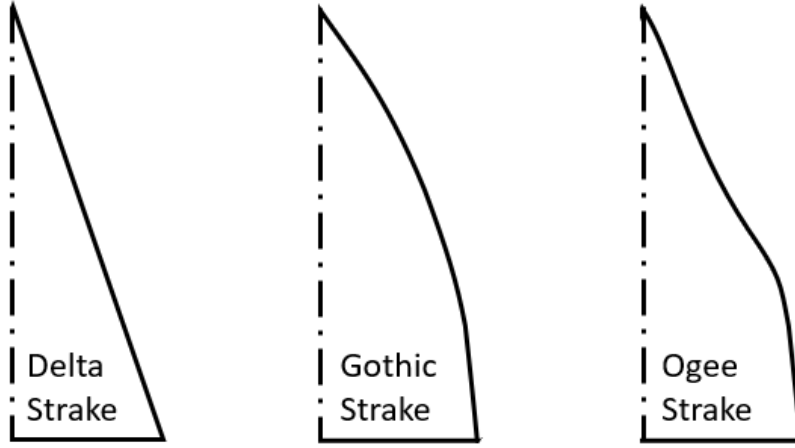
Bu parametrelerin tasarıma ve birbirlerine olan etkileri, NASA'nın Langley Araştırma Merkezi 0.5 ölçekli genel araştırma savaş uçağı gövdesi modeline farklı boyutlarda ve şekillerde strakeler yerleştirilerek araştırılmıştır (Frink ve Lamar, 1980).

1.3.1 Planform şekli

Planform, havacılıkta kanatlara yukardan aşağıya bakıldığındaki referans kanat alanının ölçülmesine olanak tanıyan kavrama verilen addır. Lamar (1980) strakelerin planform şekillerinin belirlenmesinde en önemli kriterlerden birini olarak kanadın maksimum taşıma katsayısındaki (C_{Lmax}) hücum açısında meydana gelen girdap bozunmalarının firar kenarında oluşturduğu etkileşim olarak tanımlamıştır. Çalışma, üç farklı planform şeklindeki strakeler üzerinde denenmiştir:

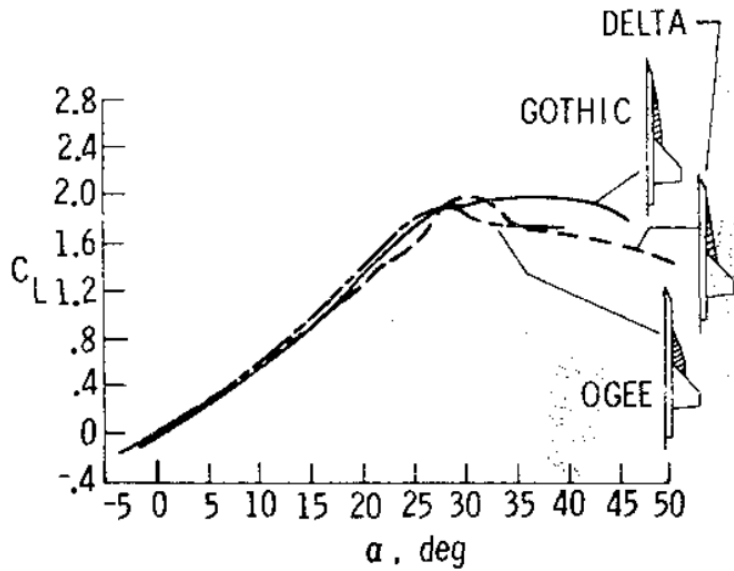
- Delta strake
- Gotik (Gothic) strake
- Ogee strake.

Yukarıda bahsedilen strake geometrilerinin referans planform şekilleri Şekil 1.1'de gösterilmektedir. Farklı planforma sahip strakeler ile yapılan sayısal ve deneysel yöntemler sonucunda gotik yapıya sahip strake geometrisinin kanat üzerindeki yukarı akış (upwash) etkisinin diğer geometrilerden daha fazla olduğunu söylenmektedir. Bu etkinin strake yarı açıklığının en dıştaki %50'lik kısmında belirgin hale geldiği belirtilmiştir (Luckring, 1978).



Şekil 1.1: Strake geometrilerinin referans planform gösterimleri.

Şekil 1.2'deki grafikte taşıma katsayısının hücum açısıyla değişimi gözlemlenmiştir. Her üç planformdaki strake geometrisinde de C_{Lmax} değerlerinin birbirlerine çok yakın olduğu gözlemlenmektedir. Ancak girdap bozulması gotik yapıdaki strake yapısında daha yavaş gerçekleştiği için C_{Lmax} sonrası bölgede taşıma kayıplarının en az olduğu gözlemlenmiştir. Veriler sonucunda aynı açıklık (span) ve narinlik oranlarında gotik yapının delta yapıdan kanat basınç alanına daha iyi nüfuz edebilen bir girdap sistemi oluşturduğu görülmektedir.



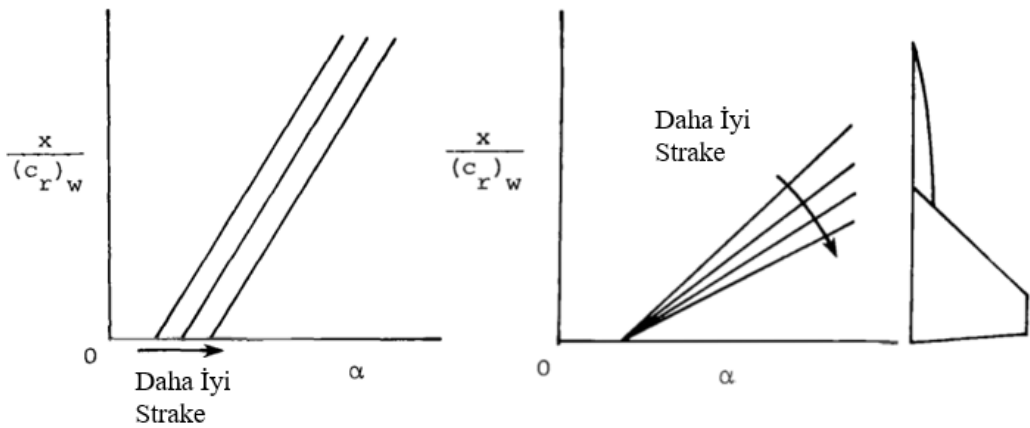
Şekil 1.2 : Strake şeklinin taşıma karakterindeki etkisi (Lamar, 1980).

1.3.2 Alan ve yarı açıklık

Strake girdaplarının kanat üstündeki akışa nüfuz edebilmesinde şekli gibi referans alanının büyüklüğü de önem arz etmektedir. Girdapların kanat üstü akışı manipüle edebilmesinin strake referans alanının fonksiyonu olduğu görülmüştür. Parametrenin etkilerine bakmak amacıyla NASA'nın 43 farklı alan ve yarı açıklığa sahip strake ile gerçekleştirdiği deneysel çalışma incelenmiştir.

Alanın ve yarı açıklığın sabit tutularak diğer parametreler değiştirildiğinde girdap karakterizasyonunda değişimlerin meydana geldiği görülmüştür. Frink ve Lamar (1980) daha iyi strake tasarımının karşılaştırmasını yapmak amacıyla girdap bozunum başlangıcının kanat kök veterine oranı ile hesaplanan boyutsuzlaştırılmış parametre (x/c_{rw}) ile ölçmüşlerdir. Strake optimizasyonun daha anlaşılır olması amacıyla farklı alan ve yarı açıklık oranlarında daha iyi strake tasarlanmasına olanak tanıyan parametrelerin kullanıcı rehberi Şekil 1.3'te verilmiştir. Böylece girdap bozunum eğimi düşük ve/veya orijinden uzak değere sahip yapıların daha iyi strake olduğunu göstermektedir.

İlk olarak strake yarı açıklık oranları sabit tutulup strake referans alanı oranları değiştirilmiştir. Bu değişimler sonucunda sabit yarı açıklık oranında strake alanı artırıldığında stall durumuna girilen hücum açısının da arttığı ve girdap bozunumunun da daha yüksek hücum açılarında gerçekleştiği gözlemlenmiştir. İkinci senaryoda ise alanların oranı sabit tutulurken yarı açıklıkların değiştirilmiştir. Bu ölçümlerde ise sabit alanda yarı açıklıkların oranı arttıkça girdap bozulmasının yaşandığı ve stall durumuna girilen hücum açılarının azaldığı gözlemlenmiştir.



Şekil 1.3 : Boyutsuzlaştırılmış girdap bozunum parametresinin hücum açısı ile değişimi (Frink ve Lamar, 1980).

Çalışmalar doğrultusunda strake alanının artması veya aynı alana sahip strakelerin yarı açıklık değerlerinin azaltılması ile strake verimliliğinin artacağı sonucuna varılmıştır.

1.3.3 Narinlik

Narinlik bir strake yapısının boyunun yarı açıklık değerine oranıdır. Narinlik oranı, hücum kenarının şekillenmesinde önemli rol oynar. Strakelerin farklı narinlik oranlarındaki yapıları incelendiğinde strake performansında oldukça etkili sonuçlar alındığı, bu sebeple strake tasarımı yaparken narinlik oranının da önemli bir parametre olduğu dikkate alınmalıdır.

Deneyisel çalışmalar sonucunda, daha yüksek strake alanına sahip olmasına rağmen daha düşük narinlik oranındaki strake geometrilerinin yüksek hücum açılarında daha kötü performans sergilediği görülmüştür. Daha kararlı yapıda girdap sistemleri oluşturması sebebiyle narinlik oranının önemi birçok çalışmada vurgulanmıştır. Özetle narinlik oranının yüksek olması, strake için avantaj sağlamaktadır (Lamar, 1976; Maltby ve Peckham, 1987; Kohlman ve Wentz, 1969).

1.3.4 Hücum kenarı emme parametresi

Strake tasarımında geometrik parametrelerin dışında aerodinamik parametrelerin de strake verimliliğinde etkilerinin olduğu görülmüştür. Hücum kenarındaki emme kuvveti parametresinin artışıyla girdap bozunumunun gerçekleştiği hücum açısı da artmaktadır. Bu da strakelerden elde edilen ekstra taşıma katsayısının daha verimli ve uzun süreli kullanıldığının göstergesidir. Girdap kararlılığın iyileştirilmesinde kanat ucuna doğru artan hücum kenarı emme parametresi arasında ilişki olduğu söylenmektedir (Frink ve Lamar, 1980).

1.3.5 Tasarım parametrelerinin değerlendirilmesi

Strake yapılarının savaş uçaklarında genel kullanım alanlarının başında yüksek manevra kabiliyetinin geliştirilmesi, stall hücum açısının arttırılması, kanat alanında büyüme yapmadan hava aracı taşıma katsayısındaki artışın sağlanması olarak bahsedilmektedir. Genel kabiliyetler olarak bakıldığında strake tasarım optimizasyonu genellikle yüksek hücum açılarındaki girdap kararlılığının sağlanması şeklinde değerlendirilmiştir. Bu özelliklerinin yanı sıra strake geometrilerinin uçağın denge koşullarının belirlenmesinde de etkili olduğu birçok deneysel ve sayısal yöntem ile belirtilmiştir.

Parametreler ve deneysel verileri göz önüne alındığında;

- Hücum kenarı emme parametresinin artması,
- Strake alanının artması,
- Sabit alanda yarı açıklığın azalması,
- Narinlik oranının artması strake verimini arttıran başlıca unsurlardır.

1.4 Tezin Amacı

Strakeler ile ilgili literatür geçmişinde yapılan birçok akademik araştırma mevcuttur. Bu araştırmalar genel olarak strake yapılarının temel görevi olan yüksek hücum açılarındaki taşıma etkileri üzerine odaklanmıştır. Bunlara ek olarak strakelerin hava aracı boylamsal ve yuvarlanma moment stabilitesine etkilerini içeren çalışmalar da literatürde yerini almaktadır. Strake-kanat etkileşiminden kaynaklı oluşan girdap akımı incelemeleri de kanat aerodinamiğindeki etkilerin anlaşılmasına ışık tutmaktadır. Stabilite ve kontrol üzerine yapılan çalışmalar ise genellikle elde edilen taşımadan kaynaklı hava aracı boylamsal stabilitenin incelenmesi veya asimetrik taşımanın yarattığı yuvarlanma stabilitesindeki etkilere vurgu yapmaktadır. Fakat bunların yanında karmaşık strake girdaplarının sadece kanat üzerinde değil aynı zamanda kanat ve kuyruk kontrol yüzeylerinin performansında da etkileri olacaktır. Yanal stabiliteyi belirleyen bir diğer unsur olan kuyruk ve kontrol yüzeyleri aerodinamiğindeki etkilerini içeren çalışmaların bahsedilen diğer konulara kıyasla az olduğu gözlemlenmiştir.

Çalışmanın ana amacı, savaş uçaklarında strake kullanımının aerodinamik karakterini incelemek, değişen hücum açısı ve beta açılarındaki boylamsal ve yanal stabilitedeki değişimleri araştırmak, kontrol yüzeyleri ile sağlanan hava aracı kontrol otoriteleri hakkında yaklaşımlar yapabilmektir. Çalışmalar strake tasarım parametrelerinden biri olan strake yapısının etkin referans alanın küçültülmesinin aerodinamik etkilerini de içermektedir.

Çalışmanın modelleme yöntemi temel olarak Reynolds-Averaged Navier–Stokes (RANS) denklemlerinin birden fazla türbülans modelinde kullanılması ve analiz edilmesi üzerinedir. Modelin doğrulanması amacıyla farklı hücum açısı aralığında yapılan deneysel veriler CFD analizleri ile karşılaştırılmış ve sonuçların birbiri ile örtüştüğü görülmüştür. Yeterli seviyede eleman boyut ve sayısına sahip çözüm ağı ile strakesiz, büyük ve küçük referans alana sahip iki strake entegrasyonun olduğu üç

model için toplam 165 tasarım noktasında analizler tamamlanmıştır. Sonuçlar ile detaylı açıklamalar Sonuçlar ve Öneriler bölümünde yer almaktadır.



2. METODOLOJİ VE YÖNTEM

Tezin ana amacı, farklı referans alanlarına sahip strake modellerinin delta kanat yapısındaki savaş uçağı modeline uygulanması ile hava aracı kontrol yüzeyleri dahil bütün bileşenlerinde yarattığı kuvvet ve moment etkilerinin boylamsal ve yanal stabilitesindeki etkilerini incelemektedir. İnceleme değişen hücum açısı ($\alpha=0^\circ$ ile $\alpha=32^\circ$), beta açısı ($\beta=5^\circ$ ile $\beta=10^\circ$), aileron ($\delta a=0^\circ$ ile $\delta a=15^\circ$), flap ($\delta f=0^\circ$ ile $\delta f=15^\circ$), ve rudder ($\delta r=0^\circ$ ile $\delta r=15^\circ$) açılma açılarında kuvvet (C_x , C_y , C_z) ve moment (C_l , C_m , C_n) katsayılarındaki etkilerin değerlendirilmesini üzerine kurulmuştur. Aynı zamanda akımın strake ile manipüle edilmesi sonucu oluşan girdapların kanat, kuyruk ve gövde üzerindeki aerodinamik etkileri de araştırılmıştır.

Bu çalışmada sıkıştırılabilir, steady-state (kararlı durum) ve birleşik RANS denklemleri, hücre merkezli sonlu hacimler yöntemi kullanılarak ağ topolojileri üzerinde ayrıştırıldı. Modelin deneysel veriler ile en doğru şekilde uyumluluğunun test edilmesi amacıyla türbülans akış modeli k- ω SST (Shear Stress Transport) (Menter, 1994), Baseline (BSL) Reynolds Stres Modeli (Launder ve diğ, 1975; Menter, 1994) ve Açık Cebirsel Reynolds Stres Modeli (EARSM) (Gatski ve Speziale, 1993) dahil olmak üzere özelleştirilmiş parametreler içeren çeşitli türbülans modelleri HAD çözücü programı (ANSYS) ile koşturulmuştur.

Metodoloji ve yöntemler ana başlığındaki detaylandırılan alt bölümler aşağıda verilmektedir:

- Çözücü Modellenmesi
 - SST türbülans modeli
 - Yüksek taşımalı araçlar için SST modifikasyonu
 - RSM Türbülans Modeli
 - BSL Reynolds Stres türbülans modeli
 - EARSM Türbülans Modeli
- Çözücü Kurulumu
 - Sınır şartları

- Model Geometri
- Çözüm Ağı Yapısı

2.1 Çözücü Modellenmesi

HAD analiz yaklaşımlarına uygun olacak şekilde birleştirilmiş formdaki (conservation form) korunum formülleri 2.1’de gösterilmiştir. Kütle korunumu ve enerji denklemleri 10^{-6} , momentum taşınım denklemleri ise 10^{-5} yakınsama kriteri sağlanana kadar yukarıda bahsedilen türbülans modelleri ile çözüldü. Dışarıdan etki eden ısı transferi ve kütle kuvvetleri (body forces) etkileri dahil edilmemiştir. Hava modeli ideal bir gaz olarak tanımlanmış ve yoğunluğun ifade edildiği state denklemleri çözülmüştür.

$$\frac{\partial U}{\partial t} + \frac{\partial F}{\partial x} + \frac{\partial G}{\partial y} + \frac{\partial H}{\partial z} = 0 \quad (2.1)$$

Denklem 2.1’de verilen korunum denklemlerinin birleştirilmiş şekildeki matris formları ile verilmiştir. F (2.3), G (2.4) ve H (2.5) akış formlarını, U (2.2) ise çözüm vektörü olarak tanımlanmıştır ve içerisindeki elemanlar zaman adımına (time-step) bağlı olacak şekilde sayısal olarak çözümlenmektedir.

$$U = \begin{Bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ \rho \left(e + \frac{V^2}{2} \right) \end{Bmatrix} \quad (2.2)$$

$$F = \begin{Bmatrix} \rho u \\ \rho u^2 + p - \tau_{xx} \\ \rho v u - \tau_{xy} \\ \rho w u - \tau_{xz} \\ \rho \left(e + \frac{V^2}{2} \right) u + p u - k \frac{\partial T}{\partial x} - u \tau_{xx} - v \tau_{xy} - w \tau_{xz} \end{Bmatrix} \quad (2.3)$$

$$G = \begin{Bmatrix} \rho v \\ \rho u v - \tau_{yx} \\ \rho v^2 + p - \tau_{yy} \\ \rho w v - \tau_{yz} \\ \rho \left(e + \frac{V^2}{2} \right) v + p v - k \frac{\partial T}{\partial y} - u \tau_{yx} - v \tau_{yy} - w \tau_{yz} \end{Bmatrix} \quad (2.4)$$

$$H = \left\{ \begin{array}{c} \rho w \\ \rho u w - \tau_{zx} \\ \rho v w - \tau_{zy} \\ \rho w^2 + p - \tau_{zz} \\ \rho \left(e + \frac{V^2}{2} \right) w + p w - k \frac{\partial T}{\partial z} - u \tau_{zx} - v \tau_{zy} - w \tau_{zz} \end{array} \right\} \quad (2.5)$$

Yukarıda verilen denklemlerde ρ yoğunluk, u , v ve w sırasıyla x , y , z yönlerindeki hız bileşenleridir ve e ise birim hacim başına toplam iç enerjidir. Statik basınç p ile gösterilmiş olup, enerji terimi ile olan bağıntısı denklem 2.6 ile verilmiştir.

$$p = (\gamma - 1) \left[e - \frac{1}{2} \rho (u^2 + v^2 + w^2) \right] \quad (2.6)$$

Viskoz stresleri denklem 2.7 ile verilmiş olup, i ve j indisleri üç boyutlu Kartezyen koordinatları temsil etmektedir:

$$\tau_{ij} = \mu_{tot}^* \left(\frac{\partial v_i}{\partial j} + \frac{\partial v_j}{\partial i} - \frac{2}{3} \delta_{ij} \nabla \cdot \vec{v} \right) \quad (2.7)$$

2.1.1 SST türbülans modeli

SST modeli türbülans kayma gerilmelerinin (τ) taşınım yaklaşımı çözümünü ve duvar yüzeyi üzerinde meydana gelen akım ayrılımlarının konumlarının ve şiddetlerinin oldukça yeterli doğrulukta ve nitelikte sonuçlandırmaya yarayan türbülans modelidir. SST modeli türbülans kayma gerilmesi formül 2.8 ile tanımlanmıştır; a_1 sabit katsayıyı, k ise türbülans kinetik enerjiyi temsil etmektedir.

$$\tau = \rho a_1 k \quad (2.8)$$

Sınır tabaka akışlarının modellenmesi çalışmalarında en çok kullanılan modellerden biri olmuştur. En çok tercih edilmesinin nedenleri arasında diğer RANS türbülans modellerine kıyasla pürüzsüz yüzey geometrilerindeki akış düzensizliklerini daha gerçekçi sonuçlar ile elde etmesi yer almaktadır. Eddy viskozitesinin aşırı tahmin edilmesinden dolayı oluşan sorunlar için taşınım davranışı yeniden düzenlenmiştir, düzenlenen eddy viskozite terimi formül 2.9 ile gösterilmektedir.

F_2 terimi sınır tabaka akışları için 0 değerinde, serbest kayma tabakaları için ise 1 değerindeki fonksiyonu tanımlar, S gerinim (strain) hızıdır.

$$v_t = \frac{a_1}{maks(a_1\omega, SF_2)} \quad (2.9)$$

Yukarıdaki formülde verilen ω ise üretilen kinetik enerji formudur ve formül 2.10 ile gösterilmektedir:

$$P_\omega = \frac{a_3}{v_t} P_k \quad (2.10)$$

Modelin daha başarılı şekilde sonuçlanması sağlanan karıştırma (blending) fonksiyonları 2.11 ve 2.14 ile verilmiş olup, yüksek ve düşük hızlı akış rejimlerdeki türbülans viskozitesinin doğru davranışının elde edilmesi için kullanılan fonksiyonları içermektedir. Bu geliştirme viskozite türbülansını çift dönüş yaklaşımı tarafından modellemektedir. Karıştırma fonksiyonları düşük hızlı akış rejimlerinde basit bir kare kök fonksiyonu olarak yer alırken, yüksek hızlı akış rejimlerinde türbülans miktarını kontrol etmek için farklı bir görevde yer almaktadır. Böylece akışın farklı hızlardaki koşullarında daha doğru sonuçlar elde etmek için modifiye edilmiş bir türbülans modelleme avantajı sağlamaktadır.

$$F_1 = \tanh(\arg_1^4) \quad (2.11)$$

$$\arg_1 = \min\left(maks\left(\frac{\sqrt{k}}{\beta'\omega y'} \frac{500v}{y^2\omega}\right), \frac{4\rho k}{CD_{kw}\sigma_{\omega 2}y^2}\right) \quad (2.12)$$

y en yakın duvar yüzeyi ile olan mesafeyi, v ise kinematik viskoziteyi temsil eder. CD_{kw} terimi ise formül 2.13 ile verilmiştir:

$$CD_{kw} = \max\left(2\rho \frac{1}{\sigma_{\omega 2}\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j}, 1.0 \times 10^{-10}\right) \quad (2.13)$$

$$F_2 = \tanh(\arg_2^2) \quad (2.14)$$

$$\arg_2 = maks\left(\frac{2\sqrt{k}}{\beta'\omega y'} \frac{500v}{y^2\omega}\right) \quad (2.15)$$

2.1.1.1 Yüksek taşımalı araçlar için SST modifikasyonu

SST-HL olarak belirtilen yaklaşım yüksek taşımaya sahip modellemeler içeren konfigürasyonlardaki akışı daha doğru bir şekilde modellemek için SST modelinin temel prensiplerine uyarlanmaktadır (Ansys CFX-Solver Theory Guide, 2021). Böylece yüksek taşıma getiren yüzeyler olan bazı profillerdeki uçak kanatları, kanat strakeleri, flap uyarlamaları gibi geometriler üzerinde üzerinde daha güvenilir tahminler elde etmek amaçlanmaktadır.

Modifikasyonun ayarlama parametresi olan CHL sayısı ile akım ayrılmalarının artırılması veya azaltılması sağlanmaktadır. Deneysel veriler ile uyumlu sonuçlar elde edilmektedir. Diğer eddy viskozite modelleri arasında bu modifikasyona alternatif bir yöntem bulunmamaktadır, bu yönüyle de SST modeli avantaj sağlamaktadır. Bu çalışmadaki strake konfigürasyonlu yapılan HAD analiz modellerinde SST-HL modifikasyonu deneysel veriler ile uyumluluğu açısından uygulanmıştır.

2.1.1.2 Üretim limitleyiciler

Akışın standart iki denklemlili türbülans modellenmesinde bazı durumlarda yüzey üzerindeki durma (stagnation) noktalarındaki kinetik enerji üretim hızı olan P_k gereğinden fazla tahmin edilmektedir. Bu da akış modelindeki aerodinamik karakterin incelenmesinde çeşitli problemlere yol açabilmektedir. Bu sebeple durma noktalarındaki türbülans kinetik enerji birikmesini önlemek veya azaltmak amacıyla, türbülans denklemlerinde üretim hızı terimini sınırlayıcı bir formülasyon geliştirilmiştir.

Formül Menter (1994) tarafından geliştirilmiştir (2.16):

$$P_k = \min(P_k, C_{lim}\rho\varepsilon), C_{lim} = 10 \quad (2.16)$$

Limitleyici sadece durma noktalarındaki aerodinamik etkinliğin azaltılmasına yönelik çalışır, kayma tabakalarındaki aerodinamik performansı değiştirmez.

2.1.2 RSM türbülans modeli

RANS türbülans modelleri arasında en ayrıntıya sahip olan modeller arasında yer almaktadır, bu yönüyle de diğer modellere kıyasla bilgisayar çözüm süreleri daha fazla olabilmektedir. Model temel olarak bütün Reynolds gerilme tensör taşınımını doğru sonuca en yakın şekilde tahmin etmeye dayalıdır. Dağılma (dissipation) hız denklemi ile beraber karmaşık türbülanslı hareketin neden olduğu momentum değişimini doğru

bir şekilde çözümlemeyi amaçlar. Bu sebeple de üç boyutlu akış modellemesinde ek olarak 7 adet taşınım denklemini daha çözmektedir. Fakat Reynolds gerilme taşınım denklemlerinin hassasiyetten dolayı bazı koşullarda yakınsama veya karalılık sorunları ile model hazırlığında zorluklara sebep vermektedir.

2.1.2.1 BSL Reynolds Stres türbülans modeli

RSM modelindeki yakınsama hassasiyetinin iyileştirilmesi amacıyla duvar yakınındaki akışın modellemesinde $k - \omega$, dış bölgenin modellenmesinde ise $k - \varepsilon$ formülasyonu geliştirilmiştir (Menter, 1994). Yaklaşım genel olarak Wilcox modelinin karıştırma fonksiyonu olan F1 ile çarpımı, aynı zamanda 1-F1 fonksiyonu tarafından dönüştürülmüş $k - \varepsilon$ modelinin birleşiminden oluşmaktadır (2.23). F1 fonksiyonu duvar yakın bölgede 1 değerini, sınır tabakadan ayrıldıkça ise 0 değerine kadar azalmaktadır.

Wilcox duvara yakın yani sınır tabaka uzunluk yaklaşımı için geliştirilen türbülans modeli denklem 2.17 ve 2.18 ile verilmiştir:

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho U_j k) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_{k1}} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + P_k - \beta' \rho k \omega \quad (2.17)$$

$$\frac{\partial(\rho \omega)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho U_j \omega) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_{\omega 1}} \right) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] + a_1 \frac{\omega}{k} P_k - \beta_1 \rho \omega^2 \quad (2.18)$$

Denklem ve ile $k - \varepsilon$ modelinin dönüştürülmesi ile meydana gelen yaklaşım:

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho U_j k) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_{k2}} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + P_k - \beta' \rho k \omega \quad (2.19)$$

$$\begin{aligned} & \frac{\partial(\rho \omega)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho U_j \omega) \\ &= \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_{\omega 2}} \right) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] + 2\rho \frac{1}{\sigma_{\omega 2} \omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j} + a_2 \frac{\omega}{k} P_k \\ & - \beta_2 \rho \omega^2 \end{aligned} \quad (2.20)$$

Yukarıda bahsedilen iki modelin entegrasyonu, $k -$ ve $\omega -$ denklemlerinin BSL Reynolds Stres modele eklenmesi sonucunda geliştirilmiştir. Böylece kaymazlık (bouyancy) etkilerinin de dahil edildiği güncellenmiş BSL türbülans modeli denklem 2.21 ve denklem 2.22 ile verilmiştir:

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho U_j k) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_{k3}} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + P_k - \beta' \rho k \omega + P_{kb} \quad (2.21)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial(\rho \omega)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho U_j \omega) \\ = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_{\omega 3}} \right) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] + (1 - F_1) 2\rho \frac{1}{\sigma_{\omega 2} \omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \\ + a_3 \frac{\omega}{k} P_k - \beta_3 \rho \omega^2 + P_{\omega b} \end{aligned} \quad (2.22)$$

Kaymazlık etkisi üretim terimi $P_{\omega b}$, türbülans frekansı ω , hız vektörü U , yoğunluk ρ , türbülans üretim hız terimi P_k ile gösterilmektedir. Yeni modelde verilen katsayılar, temel modellerin ilgili katsayılarının lineer bir kombinasyonunu oluşturmaktadır (2.23).

$$\Phi_3 = F_1 \Phi_1 + (1 - F_1) \Phi_2 \quad (2.23)$$

Modelin tamamlanması amacıyla bütün katsayılar aşağıda liste şeklinde görülmektedir:

$$\beta' = 0.09, a_1 = \frac{5}{9}, \beta_1 = 0.075 \quad (2.24)$$

$$\sigma_{k1} = 2, \sigma_{\omega 1} = 2, \sigma_{k2} = 1 \quad (2.25)$$

$$a_2 = 0.44, \beta_2 = 0.0828, \sigma_{\omega 2} = 1/0.856 \quad (2.26)$$

2.1.3 EARSİM türbülans modeli

Açık Cebirsel Reynolds stress modeli (EARSİM), diğer modellerinde sıkça kullandığı standart iki denklemlilik modellerin genişletilmesini temel almaktadır. Model Reynolds streslerin taşınım denklemlerinden üretilmiş olup, girdap dönüş tensörleri ve ortalama gerinim hızlarının lineer olmayan çözümlerini Reynolds stres terimleri arasında tanımlamaktadır. Model içeriğindeki yüksek dereceden denklemlerinden dolayı çoğu akış modelini taşınım denklemlerini çözmeye gerek kalmadan da modele entegre edilmesini sağlamaktadır. Bir önceki bölümde bahsedilen BSL Reynolds stres türbülans modeli ve $k - \varepsilon$ türbülans modelinin genişletilmesi ile meydana gelen

EARSİM modeli, ikincil akış etkilerin girdap dönüşlerinin daha iyi tahmin edilmesine yönelik çalışmaların sonucu geliştirilmiştir.

Açık cebirsel Reynolds stres modeli Wallin ve Johansson (2000) tarafından geliştirilmiş ve uygulamaya alınmıştır. Akış modelinde daha iyi sonuçlar için modelin BSL modeli ile kullanımı önerilmektedir. EARSİM modelinde isotropik olmayan tensör terimlerinden türettiği Reynolds stresler 2.27 ile gösterilmiştir:

$$\overline{u_i u_j} = k(a_{ij} + \frac{2}{3} \delta_{ij}) \quad (2.27)$$

İsotropik olmayan tensor a_{ij} ile gösterilmiş olup, 2.28 ile verilen açık cebirsel matris denklemleri ile çözülmektedir:

$$Na = -A_1 S + (a\Omega - \Omega a) - A_2 \left(aS - Sa - \frac{2}{3} tr\{aS\} \right), N = A_3 + A_4 \left(\frac{P_k}{\epsilon} \right) \quad (2.28)$$

Reynolds stres taşınım modelinin basınç gerinim terimlerine bağlı olarak değişen A_i katsayıları değerleri $A_1 = 1.245$, $A_2 = 0$, $A_3 = 1.8$, $A_4 = 2.25$ alınmıştır. A_1 katsayısının arttırılması ile EARSİM modeli, BSL Reynolds stres modeli ile birlikte kullanımına uygun hale getirilmiştir. S_{ij} boyutsuz gerinim hızını (2.29), Ω_{ij} ise vortisite tensörünü (2.30), τ zaman ölçeği (time-scale) ifadesini (2.31) belirtmektedir:

$$S_{ij} = \frac{1}{2} \tau \left(\frac{\partial U_i}{\partial x_j} + \frac{\partial U_j}{\partial x_i} \right) \quad (2.29)$$

$$\Omega_{ij} = \frac{1}{2} \tau \left(\frac{\partial U_i}{\partial x_j} - \frac{\partial U_j}{\partial x_i} \right) \quad (2.30)$$

$$\tau = \frac{k}{\epsilon} = \frac{1}{C_\mu \omega}, C_\mu = 0.09 \quad (2.31)$$

İsotropik olmayan tensörler 2.32 ile ifade edilmiştir, böylece denklem 2.28’de verilen matrisin açık çözümünde kullanılmaktadır.

$$\begin{aligned} a_{ij} = & \beta S_{ij} + \beta_3 \left(\Omega_{ik} \Omega_{kj} - \frac{1}{3} II_\Omega \delta_{ij} \right) + \beta_4 (S_{ik} \Omega_{kj} - \Omega_{ik} S_{kj}) \\ & + \beta_6 (S_{ik} \Omega_{kl} \Omega_{lj} + \Omega_{ik} \Omega_{kl} S_{lj} - \frac{2}{3} IV \delta_{ij} - II_\Omega S_{ij}) \end{aligned} \quad (2.32)$$

β katsayıları ve Q terimi:

$$\beta_1 = -N/Q \quad (2.33)$$

$$\beta_3 = -12 \cdot IV/(N \cdot Q \cdot (2N^2 - II_\Omega)) \quad (2.34)$$

$$\beta_4 = -1/Q \quad (2.35)$$

$$\beta_6 = -6 \cdot N/(Q \cdot (2N' - II_\Omega)) \quad (2.36)$$

$$Q = (N^2 - 2II_\Omega)/A_1 \quad (2.37)$$

İzotropik olmayan tensör ve katsayıların formülasyondaki sabit özellikleri aşağıda açıklanmıştır:

$$II_S = S_{kl}S_{lk} \quad (2.38)$$

$$II_\Omega = \Omega_{kl}\Omega_{lk} \quad (2.39)$$

$$IV = S_{kl}\Omega_{lm}\Omega_{mk} \quad (2.40)$$

Üç boyutlu akışın modellenmesinde denklem 2.41'de verilen N fonksiyonu ile çözülmektedir. N fonksiyonu altıncı dereceden bir fonksiyondur, eğer iki boyutlu akış modellenmek istenirse üçüncü derece formata türetilmektedir.

$$N = \left\{ \begin{array}{l} \frac{A_3}{3} + (p_1 + \sqrt{P_2})^{1/3} + \text{sign}(P_1 + \sqrt{P_2})|P_1 - \sqrt{P_2}|^{1/3}, P_2 \geq 0 \text{ ise} \\ \frac{A_3}{3} + 2(P_1^2 - P_2)^{1/6} \cos\left(\frac{1}{3} \arccos\left(\frac{P_1}{\sqrt{P_1^2 - P_2}}\right)\right), P_2 < 0 \text{ ise} \end{array} \right\} \quad (2.41)$$

Fonksiyon 2.41'de gösterilen P_1 ve P_2 terimleri:

$$P_1 = \left(\frac{A_3^2}{27} + \frac{A_1 A_4}{6} + II_S - \frac{2}{3} II_\Omega \right) \cdot A_3 \quad (2.42)$$

$$P_2 = P_1^2 - \left(\frac{A_3^2}{9} + \frac{A_1 A_4}{9} + II_S + \frac{2}{3} II_\Omega \right)^3 \quad (2.43)$$

Seçenek olarak model üzerinde difüzyon düzeltmesi kullanımı istenirse A_3 yerine (2.44) ile verilen formüldeki A'_3 terimi kullanılabilir:

$$A'_3 = A_3 + A_4 \cdot C_{Diffmaks}(1 + \beta_1^{eq} II_S, 0) \quad (2.44)$$

C_{Diff} difüzyon düzeltmesinin derecesini ölçeklemeye yarayan parametre olarak karşımıza çıkmaktadır ve parametre için önerilen değer 2.2'dir. Fakat modeldeki varsayılan değer 0 olarak kullanılmıştır. β_1^{eq} değeri β_1 'in denge durumu değeridir ve $P_k = \varepsilon$ koşulunda gerçekleşmektedir:

$$\beta_1^{eq} = -A_1 \frac{N^{eq}}{(N^{eq})^2 - 2II_\Omega}, \quad N^{eq} = A_3 + A_4 \quad (2.45)$$

Taşıyım denklemlerindeki difüzyon terimleri modelde 2.46 ile verilen eddy viskozitelerin kullanılması ile çözülmektedir.

$$\mu_t = \frac{C_\mu k^2}{\varepsilon} = \frac{k}{\omega} \quad (2.46)$$

2.2 Çözücü Kurulumu

Bu çalışmada üç farklı türbülans modeli iki farklı çözücü programı (Ansys-CFX ve Ansys-Fluent) ile birlikte kullanılmıştır. Amaç akış modellemesinde deneysel verilere en uyumlu metot ile çalışmalara devam etmek olmuştur. Ayrıca model içerisindeki geliştirilmiş türbülans kontrolünde değişiklik yapılarak akış rejiminde yarattığı etkiler incelenmiştir.

Gerçekleştirilen bütün HAD analizleri sıkıştırılabilir akış kabulündeki üç boyutlu tam ölçekli modelde koşturulmuş ve RANS denklemleri hücre merkezli sonlu hacimler yöntemi ile çözülmüştür. HAD analizi RANS modelleri ve sınır şartları ilerideki alt başlıklarda detaylı şekilde anlatılmıştır.

2.2.1 HAD yaklaşımı

Hesaplamalı kod hibrit yapıdaki yapılandırılmamış ağ modelinin çözülmesine dayanmaktadır. HAD analizleri steady-state koşulunda çözdürülmüştür ve analizlerde fiziksel zaman adımı 0.1 s olarak alınmıştır. Çözücü kontrolündeki adveksiyon şeması ve türbülans nitelikleri yüksek çözünürlükte ayarlanmıştır. Çözüm ağı yeterlilik çalışmalarının ardından seçilmiş olan çözüm ağı yapısı ile hem strake olmayan hem de strake yapısına sahip geometriler ile deneysel verilere en yakın sonuçların verildiği modeller bulunmuştur. Validasyon çalışmaları için kullanılan RANS türbülans modelleri ve geliştirilmiş parametrelere ait senaryoları Çizelge 2.1 ile verilmiştir.

Çizelge 2.1 : Validasyon senaryolarının model özellikleri.

Senaryo	Strake	Türbülans Modeli	Gelişmiş Özellik	Çözücü
1	Yok	SST	Yok	CFX
2	Yok	BSL RSM	Yok	CFX
3	Yok	EARSIM	Yok	CFX
4	Yok	SST	%10 Üretim Limitleyici	CFX
5	Yok	SST	Yok	Fluent
6	Yok	SST	%10 Üretim Limitleyici	Fluent
7	Var	SST	Yok	CFX
8	Var	RSM	Yok	CFX
9	Var	SST	SST-HL=1	CFX

Gerçekleştirilen senaryoların deneysel veriler ile uyumluluğu ve çalışma için seçilen türbülans model özellikleri ile sonuç verileri ilerideki validasyon çalışmasında verilmektedir. Senaryoların hepsi coupled yapıdaki hassasiyette ve basınç tabanlı implicit metot tipinde Jacobian viskoz yöntemi uygulanarak çözülmüştür. Deneysel veriler ile doğrulama araştırması sonucunda tez çalışmasına strake olmayan geometri modeli için BSL RSM türbülans modeli (Senaryo 2) ile, strake olan geometri modelleri için ise SST-HL modifikasyonuna sahip SST türbülans modeli (Senaryo 9) ile devam edilmiştir. Bütün analizler 16 işlemciye sahip bilgisayarda koşturulmuştur.

Deneysel verilerin doğrulanması amacıyla yapılan analizler kapsamında değişen hücum açısı $\alpha=0^\circ$ ile $\alpha=56^\circ$ aralığında toplam 252 tasarım noktasında taramalar yapılmıştır ($\beta=0^\circ$). Seçilen türbülans modeli ile birlikte stabilite ve kontrol çalışmaları kapsamında ise ek olarak 165 adet tasarım noktası değerlendirilmiştir. Tez çalışma kapsamında değişen hücum açısı ve beta açısı ile çözülen analizlerin parametre değerleri Çizelge 2.2 ile verilmiştir. Kontrol yüzeyi analizleri ise değişen flap, aileron ve rudder açıları yapılmıştır. Kontrol yüzeyi parametreleri Çizelge 2.3 ile verilmiştir. Parametreler her konfigürasyon için hücum, beta ve kontrol yüzeyi açılma açısının bütün kombinasyonlarında yapılmıştır.

Çizelge 2.2 : Hücum açısı ve beta açısı parametre değerleri.

Konfigürasyon	α [°]	β [°]
S0	0	0
S1	8	5
S2	16	10
	24	
	32	

Çizelge 2.3 : Kontrol yüzeyi açılma açısı parametre değerleri.

Konfigürasyon	α [°]	β [°]	δf [°]	δa [°]	δr [°]
S0	0	0	15	15	15
S1	8	5			
S2	16	10			
	24				
	32				

2.2.2 Sınır şartları

İleride açıklanan sınır şartları bilgisi bütün tasarım noktaları için geçerlidir. Hava koşulu deniz seviyesi (0 ft), ideal gaz tanımlanmış ve serbest akım hızı ($Ma=0.5$) giriş bölgesi sınır şartı olarak verilmiştir. Giriş bölgesi türbülans yoğunluğu varsayılan ayar olan orta seviyede verilmiştir ve ısı transfer seçeneği adyabatik ve referans sıcaklık koşulu uygulanmıştır. Çıkış bölgesinde sıfır gauge basınç bölgesi tanımlanmıştır. Duvar bölgeleri kaymaz sınır şartı olarak tanımlanmıştır.

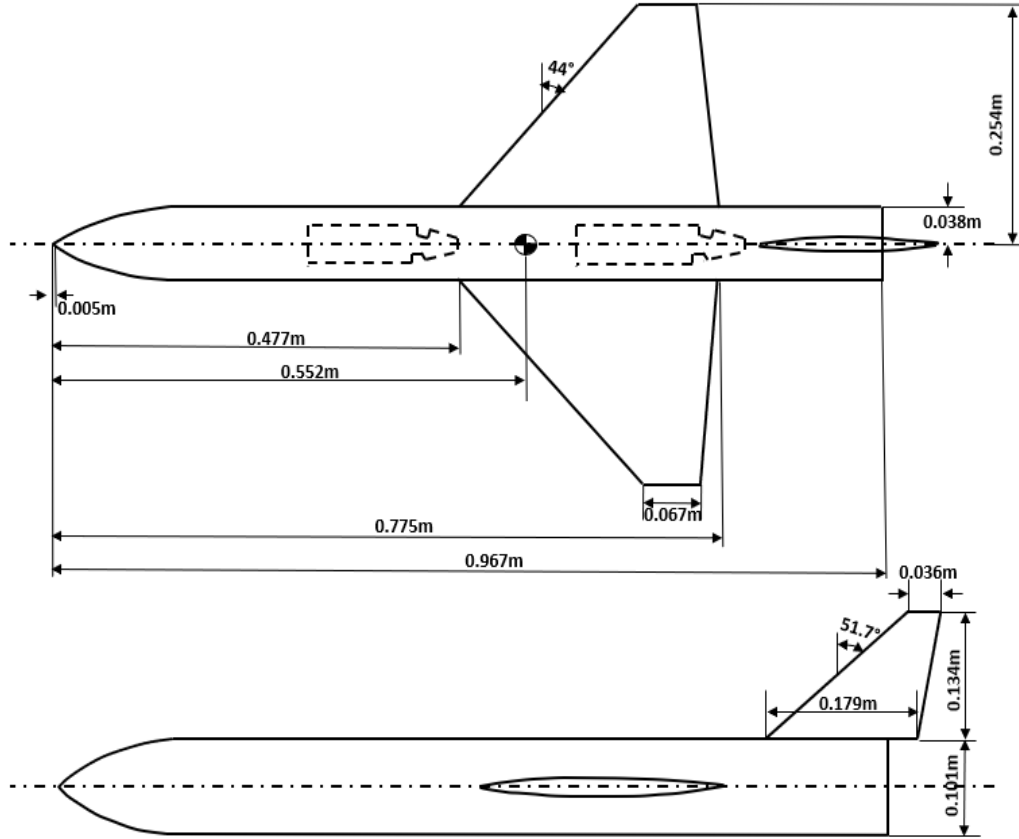
Analizler yakınsama koşulu sağlandıktan sonra en az 150 iterasyon daha devam ettirilmiştir ve analiz sonuçları son 50 iterasyonun ortalaması alınarak işlenmiştir.

2.3 Model Geometri

Savaş uçağı model geometrisi NASA Langley Araştırma Merkezi tarafından (Frink ve Lamar, 1980; Gloss ve Mckinney, 1973) hazırlanmıştır. Farklı strake geometrilerinin rüzgâr tüneline test edildiği çalışmada, konfigürasyonların taşıma katsayısı verileri, yunuslama moment katsayısı verileri ve strake verimliliği gibi parametreleri için incelemeler bulunmaktadır (Lamar ve Frink, 1981). Model geometrilerden S0 ile adlandırılan geometri strake olmayan savaş uçağı modelini, S1 geometrisi referans çalışmadaki AD-14 olarak isimlendirilmiş strake yapısına sahip modeli, S2 geometrisi ise AD-14 strake referans alanının yarısına sahip strake konfigürasyonu tanımlamaktır. Analizler rüzgâr tüneli modelinin birebir ölçekli boyutlarında yapılmıştır. Referans model geometri (S0) boyutları Şekil 2.1 ile gösterilmiştir.

Kanat yapısı 0° bükülme açısına ve 44° süpürme açısına sahip delta kanat modelidir. Referans kanat alanı 0.1032 m^2 olan kanat yapısı 2.5 açıklık oranına ve 0.2 daralma oranına sahiptir. Kanat ve kuyruk profilleri kambursuz bikonveks profile sahip olup

simetrik yapıdadır, kök profil %6 kalınlığa sahip iken uç bölgesine giderken lineer bir şekilde daralarak %4 kalınlığa düşmektedir. Ağırlık merkezi kanat gövde ile birleşim veter boyunun çeyreğinde konumlandırılmıştır.

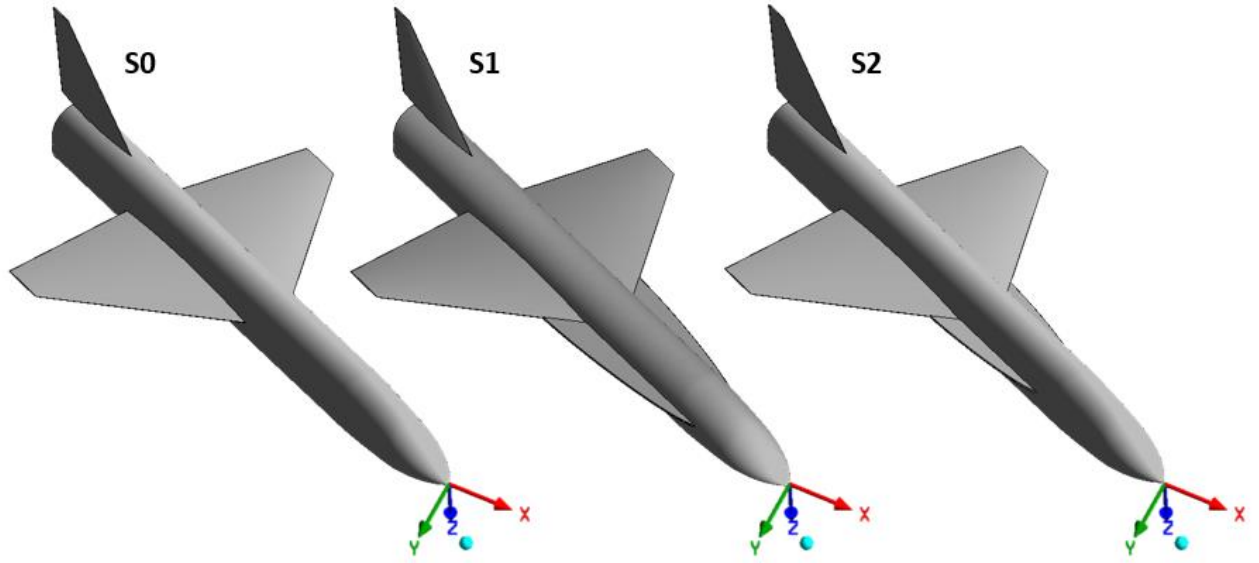


Şekil 2.1 : Model geometri boyutları.

S1 ve S2 olarak adlandırılan strakeli model geometrileri ise stall sonrası bölgedeki verimliliği deneysel verilerce en yüksek olan gotik yapıdaki strake geometri ile yapılmıştır. Her iki strake de düz yapıya sahip olup kalınlık değeri 0.318 cm'dir. Üç modelin izometrik görünüşleri Şekil 2.2 ile verilmiştir. Geometri ile ilgili referans değerlerin olduğu boyutlar Çizelge 2.4'de gösterilmektedir.

Çizelge 2.4 : Geometri referans değerleri.

Parametre	Değer	Birim
Sref	0.1032	m ²
Skuyruk	0.0142	m ²
C _{MAC}	0.233	m
Ckuyruk	0.119	m
b	0.508	m
ℓuçak	0.967	m
CG	0.552	m



Şekil 2.2 : Model geometrilerin izometrik görünüşleri.

Strake versiyonlu S1 geometrisinde kullanılan AD-14 (Lamar ve Frink, 1981) numaralı strake konum bilgileri Çizelge 2.5 ile verilmiştir, sıfır noktası strake geometrisinin gövde ile başlangıç yerine referans alınmıştır.

Çizelge 2.5 : S1 strake modelinin konum değerleri.

x [cm]	y [cm]
0	0
0.325	0.229
0.818	0.457
1.433	0.686
2.154	0.914
2.974	1.143
3.886	1.374
5.982	1.831
8.44	2.289
11.298	2.746
14.623	3.203
18.59	3.66
23.589	4.12
31.991	4.577

2.3.1 Kontrol yüzeyi boyutlandırması

Kanat ve kuyruklarda olmak üzere stabilite analizlerinde kullanılmak üzere tasarlanan kontrol yüzeyleri flap, aileron ve rudder yüzeyleridir. Tasarım boyutları oluşturulurken

literatürdeki referans koşullar ve savaş uçaklarında kullanılan kontrol yüzeyi boyutları dikkate alınmıştır. Savaş uçaklarında iniş-kalkış performansının yeterli olması iniş-kalkış sırasında oluşabilecek tehlikelerden kaçınmamızı sağlamaktadır. İniş ve kalkış durumunda hava aracı ani hamleli rüzgarlara veya yan rüzgâra maruz kaldığında hareketi düzeltici yeterli seviyede yuvarlanma momenti üretecek aileron kontrol yüzeyine ihtiyaç duymaktadır. Bu sebeple savaş uçaklarındaki kanat kontrol yüzeyi tasarımında aileron tasarımı birinci öncelik olarak alınması tavsiye edilmektedir (Sadraey, 2012). Kanat kontrol yüzeylerinden flap genellikle kanat yarı açıklığının %40 ila %60'ına konumlandırılmış, aileron ise moment kolunun artırılması için kanadın dış bölümüne yerleştirilmiş ve kanat yarı açıklığının yaklaşık %20 ila %40'ı oranında konumlandırılmıştır. Kuyruk kontrol yüzeyi olan rudder tasarımında dikkat edilmesi gereken parametreler: rudder alanı, rudder veter uzunluğu, rudder açıklığı ve rudder limit açılma açılarıdır. Çizelge 2.6 ile kontrol yüzeyi geometrilerinin genel boyut oranları verilmiştir.

Çizelge 2.6 : Kontrol yüzeyi geometrilerinin literatür boyut oranı değerleri.

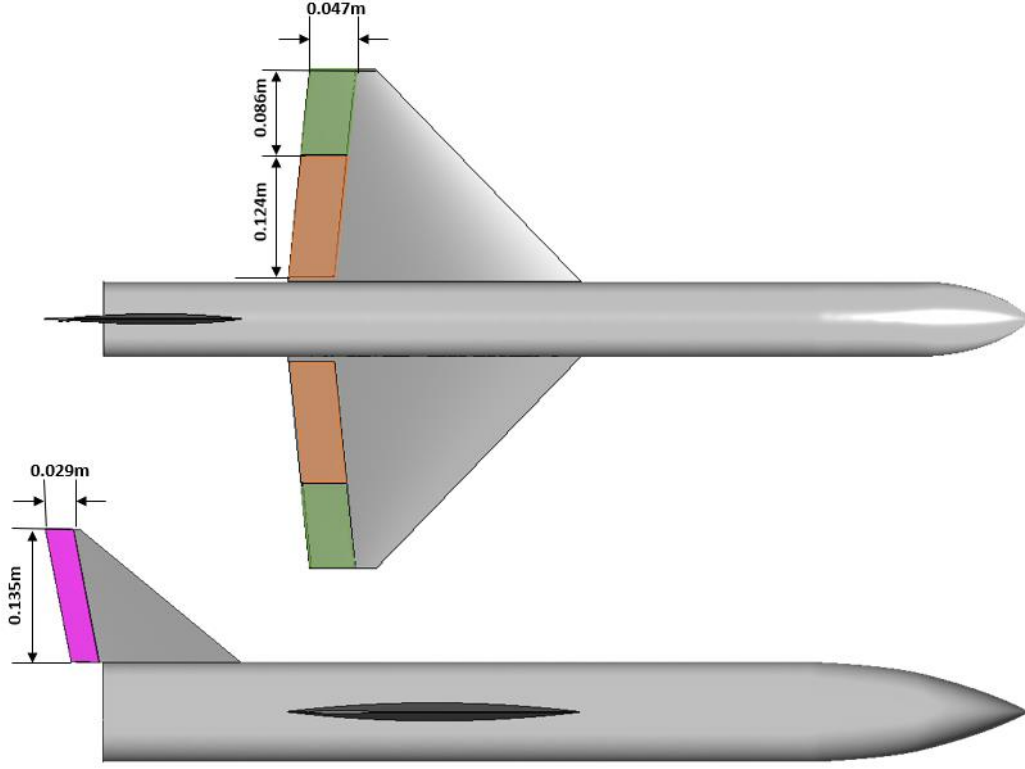
KY	Aileron (a)	Rudder (r)
KY alanı / S	$S_a/S_{ref} = 0.03-0.12$	$S_r/S_{kuyruk} = 0.15-0.35$
KY açıklığı / (b)	$b_a/(b/2) = 0.2-0.4$	$b_r/(b_{kuyruk}) = 0.7-1$
KY veteri / C	$C_a/C_{MAC} = 0.15-0.3$	$C_r/C_{kuyruk} = 0.15-0.4$
KY maks negatif limit	25° (yukarı)	-30° (sola)
KY maks pozitif limit	20° (aşağı)	+30° (sağa)

Tasarımlar Sadraey (2012) tarafından yayınlanan “Aircraft design: A systems engineering approach” adlı kitabındaki kontrol yüzeyi tasarım bölümü takip edilerek yapılmıştır. Analizlerde kullanılmak üzere tasarlanan kontroll yüzeyi boyut oranları Çizelge 2.7’de verilmiştir.

Çizelge 2.7 : Tasarlanan kontrol yüzeyi boyut ve referans değerleri.

Oran	Aileron (a)	Flap (f)	Rudder (r)
S_{KY}/S	0.08	0.11	0.28
$b_{KY}/(b)$	0.34	0.5	1
C_{KY}/C	0.2	0.2	0.24
KY maks limitleri	±30°	±30°	±30°

Kontrol yüzeyi geometrilerinin referans boyutları ve S0 modeli üzerindeki gösterimi Şekil 2.3 ile verilmiştir.



Şekil 2.3 : Kontrol yüzeylerinin model üzerinde gösterimi.

2.4 Çözüm Ağı Yapısı

Çözüm ağı oluşturma süreçleri Fidelity Pointwise Meshing programı ile üç boyutlu model üzerinde gerçekleştirilmiştir. Çözüm ağı yapısı hibrit yapılandırılmamış (unstructured) elemanlar kullanılarak oluşturulmuştur. CFD simülasyonlarında uzamsal yakınsamanın incelenmesi, ayırıklaştırma hatalarını belirlemek için simülasyonun giderek daha küçük boyuttaki elemanlar ile oluşturulan çözüm ağı üzerinde gerçekleştirilmesini içerir. Richardson Ekstrapolasyonu en iyi ağ çözümünden elde edilen mühendislik miktarları için hata bandını ortaya çıkarmak amacıyla yapılmıştır (Roache P.J., 1998; Schwer, 2008; Roache P.J., 1994). Roache tarafından Grid Convergence Index (GCI) ve normalleştirilmiş grid yöntemi kullanılarak hazırlanan farklı çözünürlükteki üç adet çözüm ağı ile ilgili referans değerler ile verilmiştir.

Çözüm ağı çalışmalarında referans alınan yöntem “Mesh Generation Guidelines” adlı final raporu olan Versiyon 11.3 dokümanına dayanmaktadır (HLPW-4, 2020). Çalışmada AIAA standartlarına uygun olacak şekilde A, B ve C seviyedeki çözüm

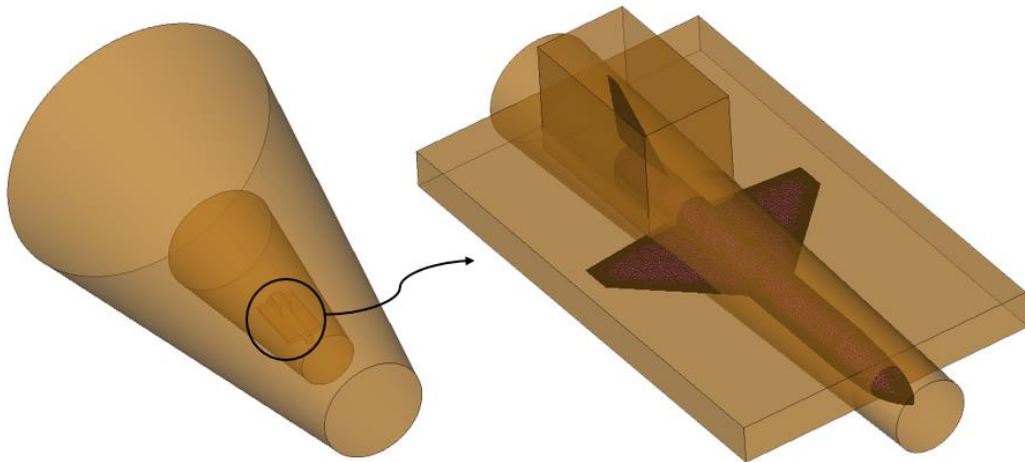
ağları oluşturulmuştur. Hazırlanan yüzey çözüm ağı standart bilgileri Çizelge 2.8 ile verilmiştir.

Çizelge 2.8 : Ağdan bağımsızlık çalışması yüzey çözüm ağı parametreleri.

Versiyon	Gövde ve Kuyruk Eleman Boyutu	Kanat Eleman Boyutu (Veter boyunca)	Kanat Eleman Boyutu (Açıklık boyunca)	TE'deki Hücre (Nod) Sayısı	Mesh Faktörü
A	$\leq \%2.25 C_{MAC}$	$\leq \%0.225 C$	$\leq \%0.225 b$	4(5)	-
B	$\leq \%1.5 C_{MAC}$	$\leq \%0.15 C$	$\leq \%0.15 b$	6(7)	2/3
C	$\leq \%1.0 C_{MAC}$	$\leq \%0.1 C$	$\leq \%0.1 b$	9(10)	2/3

A versiyon çözüm ağı yapısı en kaba ağı yapısına sahiptir. Tipik olarak bu mesh faktörüne göre ölçeklendirilecek diğer yüzey ağı özelliklerine örnek olarak nod sayıları, kenar uzunlukları, esneme oranları, bozulma oranları yer almaktadır. Firar kenarı kalınlıkları boyunca Çizelge 2.8'de verilen nod sayıları her seviyedeki ağı yapısı için sağlanmıştır.

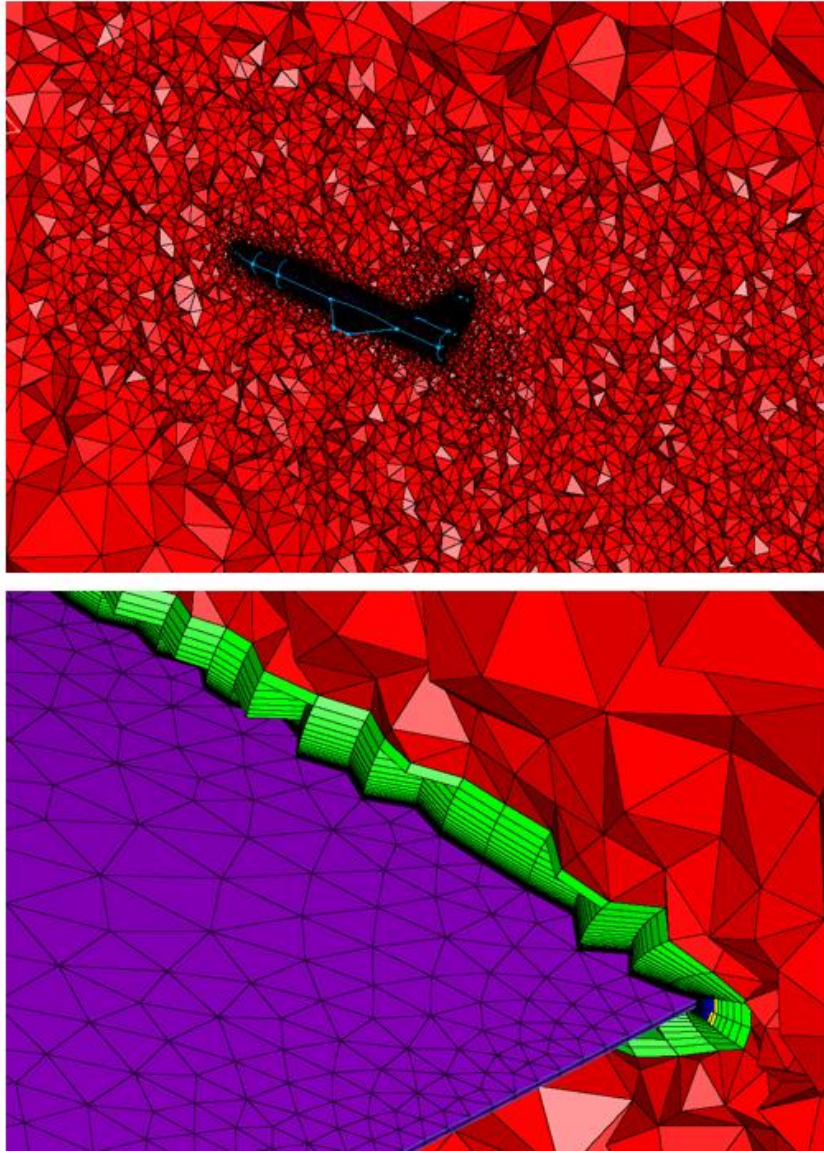
Hacim ağının oluşturulma sırasında duvar bölgelere yakın olacak şekilde oluşturulmuş yoğunluk hacimleri kullanılmıştır. Şekil 2.4 ile gösterilen yoğunluk hacimleri üç katman şeklinde tanımlanmış olup, duvara en yakın bölgedeki yoğunluk hacminin eleman boyutu gövde yüzeyi eleman boyutu ile aynı değerde alınmıştır.



Şekil 2.4 : Hacim ağında kullanılan yoğunluk hacimleri.

Hacim ağındaki sınır tabaka akışların modellenmesi için atılan inflation tabakası prizma eleman tipinde örülmüş olup, tabakanın özellikleri Çizelge 2.9 ile gösterilmiştir. Ağı topolojisi Şekil 2.5 ile gösterilmektedir. Çözüm ağlarının bütün

versiyonları için y^+ duvar kalınlığı <1 değeriinde tutulmuştur. A, B ve C versiyonları için toplam eleman sayıları sırasıyla 9.7, 25.7 ve 85.3 milyondur.

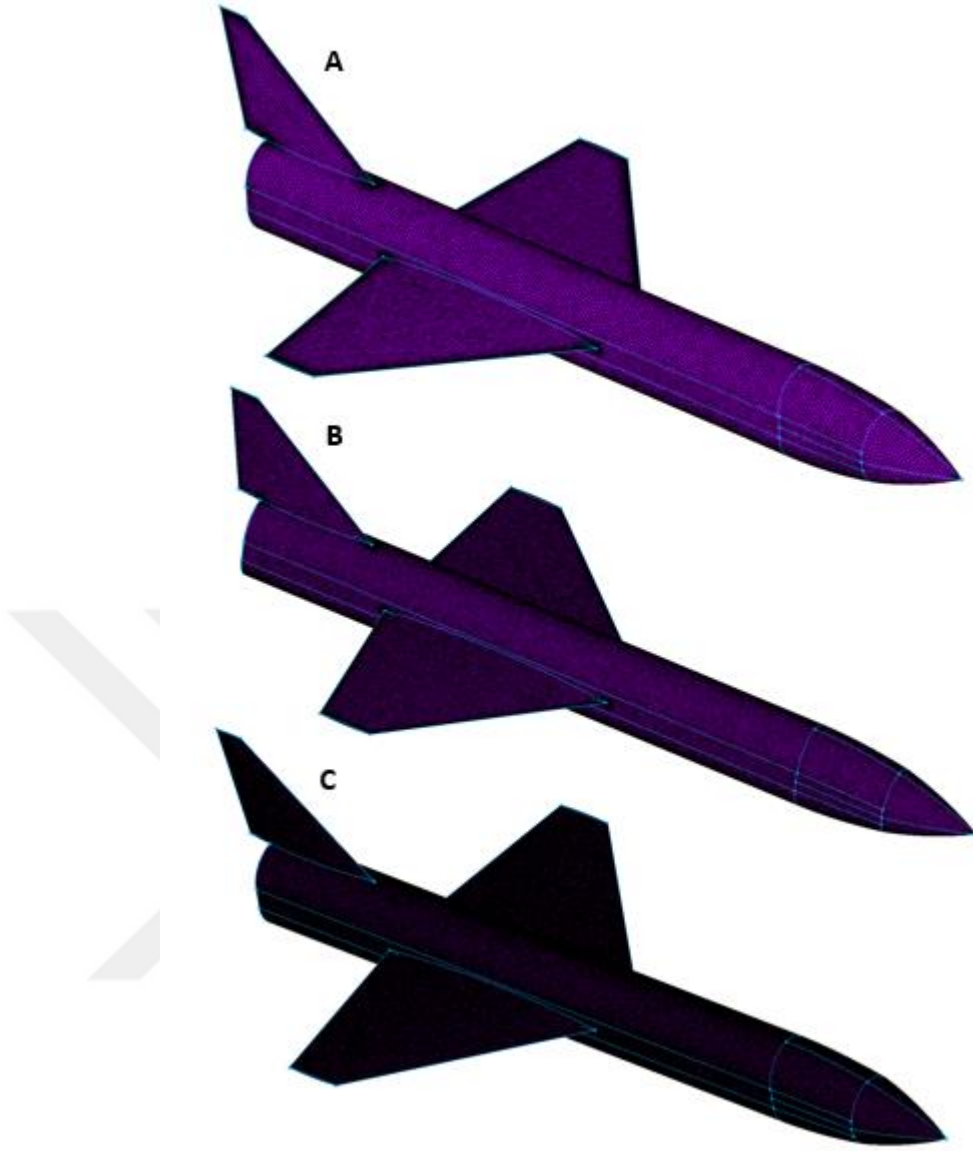


Şekil 2.5 : Çözüm ağı topolojisi: Tetrahedral hacim ağı yapısı (üst), Prizma yapıdaki katman yapısı (alt).

Çizelge 2.9 : Ağdan bağımsızlık çalışması hacim çözüm ağı parametreleri.

Versiyon	Eleman Sayısı ($\times 10^6$)	İlk Katman Kalınlığı Δy [mm]	Sınır Tabaka Büyüme Oranı	Ortalama y^+ Değeri
A	9.7	0.0024	1.25	<1
B	25.7	0.0016	1.16	<1
C	85.3	0.0011	1.10	<1

Versiyon yüzey çözüm ağı görselleri Şekil 2.6'dan görülebilir.



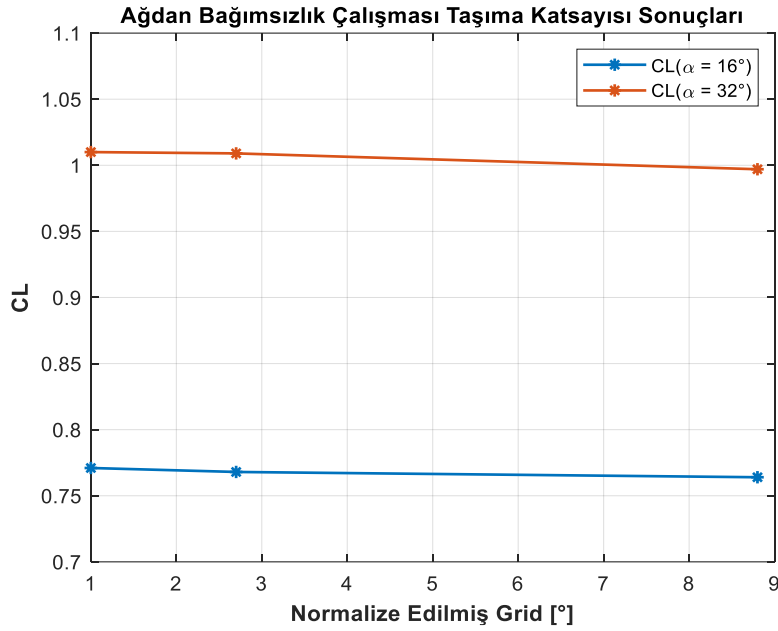
Şekil 2.6 : Üstten aşağıya doğru sırasıyla A, B ve C versiyon yüzey ağırları.

CGI yönteminin uygulandığı üç farklı eleman sayısındaki ağ için A çözüm ağına göre normalizasyon işlemi uygulanmıştır. Buna göre normalize edilmiş ağ değerleri A, B ve C için sırasıyla 1, 2.7 ve 8.8 olmaktadır. Analiz karşılaştırma parametresi olarak taşıma katsayısı verileri kullanılan çalışmada hücum açısı $\alpha=16^\circ$ ve $\alpha=32^\circ$ değerlerindeki sonuçlar değerlendirildiğinde (Şekil 2.7), bütün versiyonlar arasındaki CL fark değeri %1 mertebelerini geçmediği görülmüştür. Hücum açısı $\alpha=16^\circ$ 'daki taşıma, sürüklenme ve yunuslama moment katsayıları üç versiyon için karşılaştırılmalı şekilde Çizelge 2.10 ile verilmiştir. Versiyonlar arasındaki yüzdelik aerodinamik katsayı farklarının oldukça küçük değerlerde olduğu görülmektedir.

Çizelge 2.10 : Ağ versiyonlarının $\alpha=16^\circ$ 'deki aerodinamik katsayı farkları.

Versiyon	Normalize Edilmiş Boyut	ΔCL (%)	ΔCD (%)	ΔCm (%)
A	1	-	-	-
B	2.7	-0.5	-0.5	0.2
C	8.8	-1.0	-1.2	0.3

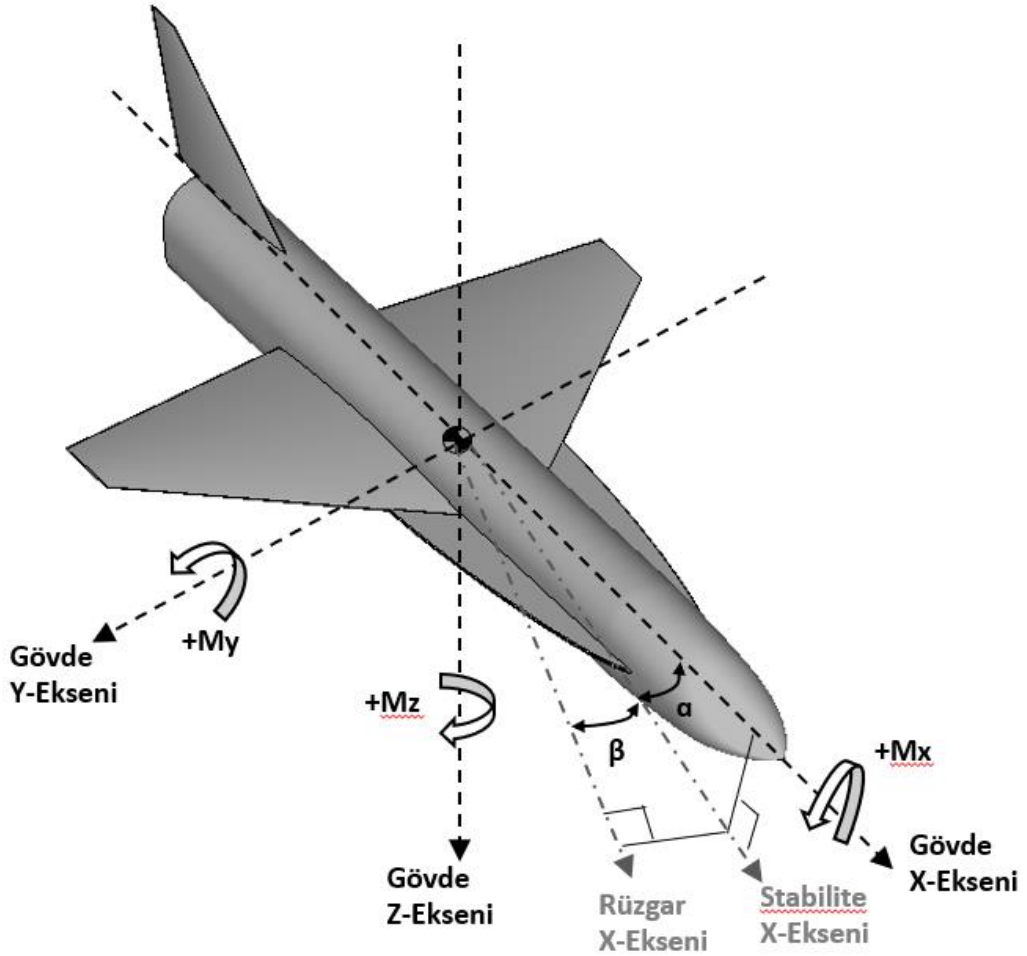
Hazırlanan üç ağ yapısının da analiz için yeterli olduğu değerlendirilmiştir. Bu sebeple, çözüm süresinin avantajından dolayı tez çalışmasına A versiyon çözüm ağı ile devam edilmiştir.



Şekil 2.7 : Ağdan bağımsızlık çalışmaları taşıma katsayısı sonuçları.

3. SONUÇLAR VE ÖNERİLER

Ağ yapısının seçiminin ardından S0 ve S1 geometrileri kullanılarak referans model rüzgâr tüneli ($Ma=0.2$) verilerinin (Lamar ve Frink, 1981) doğrulanma çalışmalarına geçilmiştir. Bir önceki bölümde anlatıldığı üzere (Çizelge 2.1), 9 farklı senaryodaki en uygun çözücü programı ve türbülans modeli çalışması bulunmuştur. Uygun model seçiminin ardından 2 farklı referans alana sahip LEX geometrisinin savaş uçağı modelindeki stabilite ve kontrolüne etkisi incelenmiştir. Analiz sonuçlarındaki aerodinamik türev ve katsayılar gövde eksen takımına göre verilmiş olup, eksen gösterimleri Şekil 3.1 ile gösterilmiştir.

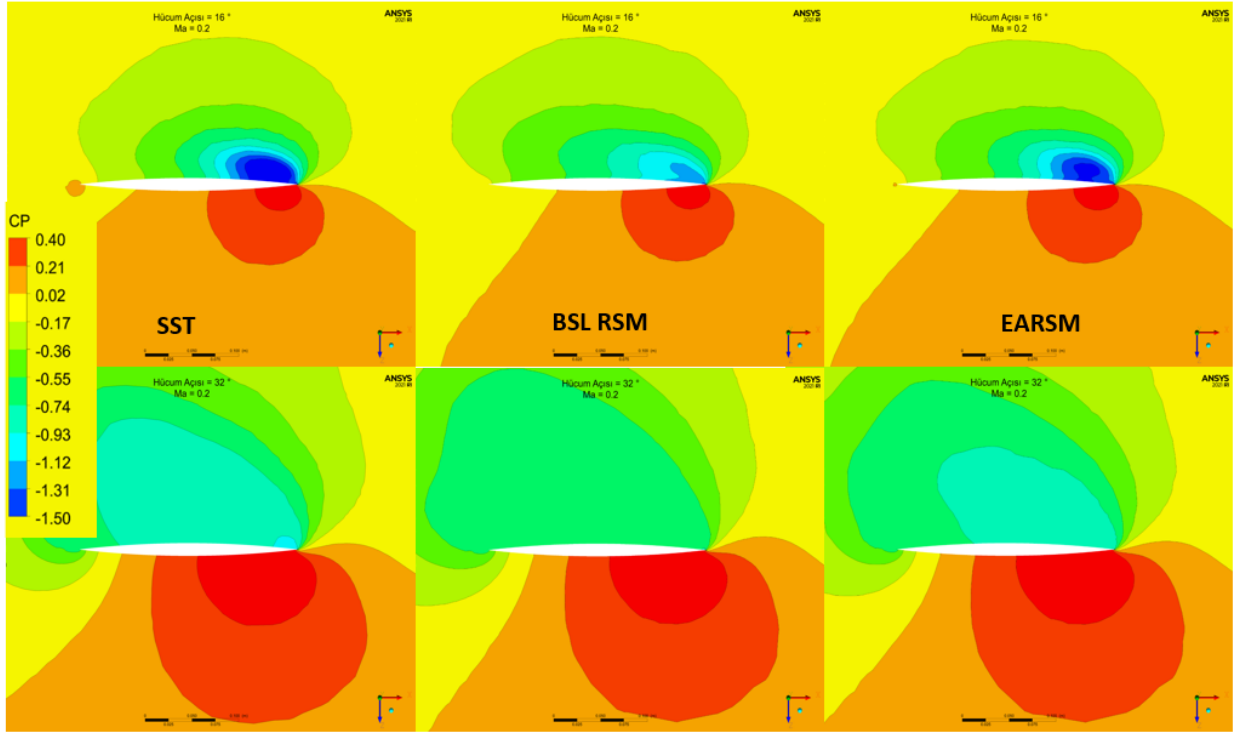


Şekil 3.1 : HAD analiz eksen takımı gösterimi.

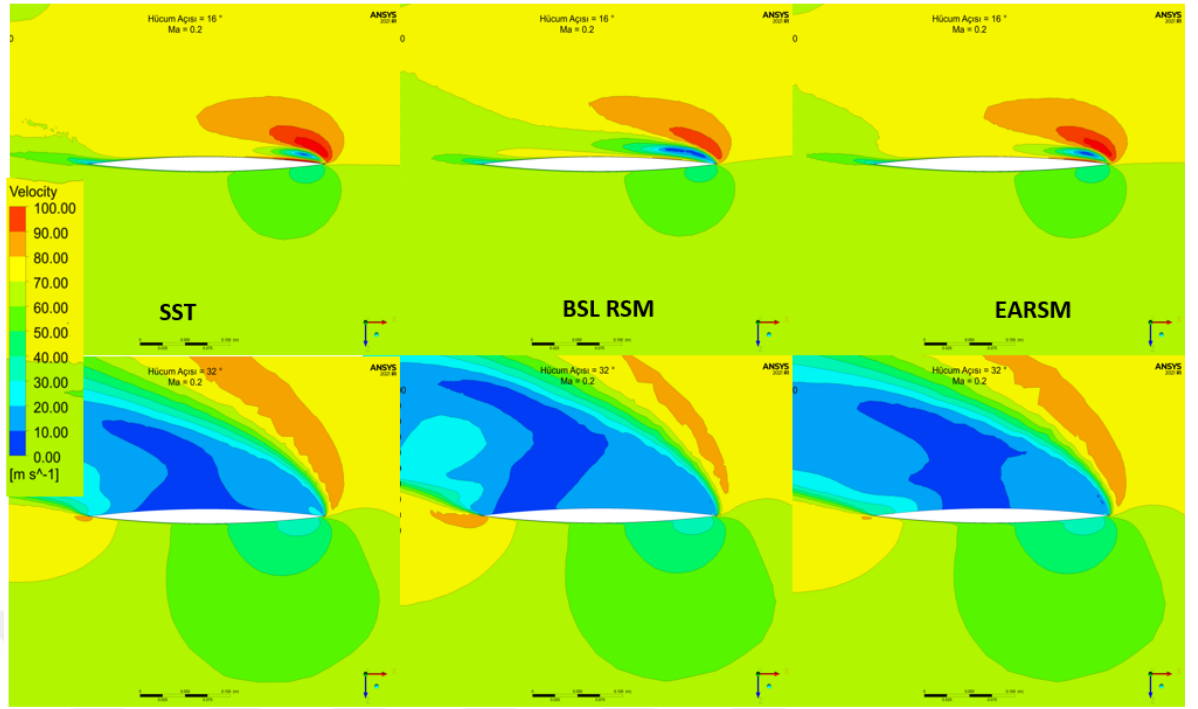
3.1 Deneysel Verilerin Doğrulanması

Analizler için uygun modelin seçilmesi amacıyla çalışmanın deneysel veriler ile doğrulanması genel olarak iki konu üzerinden gerçekleştirilmiştir: aerodinamik kuvvet ve moment katsayılarının HAD analizi ile uyumu ve kanat veteri boyunca farklı açıklık oranlarından alınan hız ve basınç katsayısı (C_p) kontürlerinin incelenmesi. Basınç katsayısı terimi formül 3.1 ile açıklanmıştır, q terimi dinamik basıncı tanımlamaktadır. Yüksek hücum açısı değerlerinde meydana gelen sınır tabaka akış ayrışmaları incelenmiş ve kanat yüzeyindeki ters basınç gradyen bölgelerinin tanımlanması sağlanmıştır. İlk olarak farklı türbülans modellerinin değişen hücum açısında akış topolojilerindeki aerodinamik etkilerinin incelenmesi amacıyla $\alpha=16^\circ$ ve $\alpha=32^\circ$ hücum açısı koşullarında hız ve basınç kontürleri karşılaştırılmıştır. S0 geometrisi için kanadın $y/b=0.4$ oranındaki konumundan alınan kesit üzerinde SST, BSL RSM ve EARSIM modellerinin karşılaştırıldığı basınç katsayısı kontürleri Şekil 3.2, hız kontürleri ise Şekil 3.3 ile gösterilmektedir.

$$C_p = (P - P_\infty)/q, \quad q = 1/2\rho V^2 \quad (3.1)$$



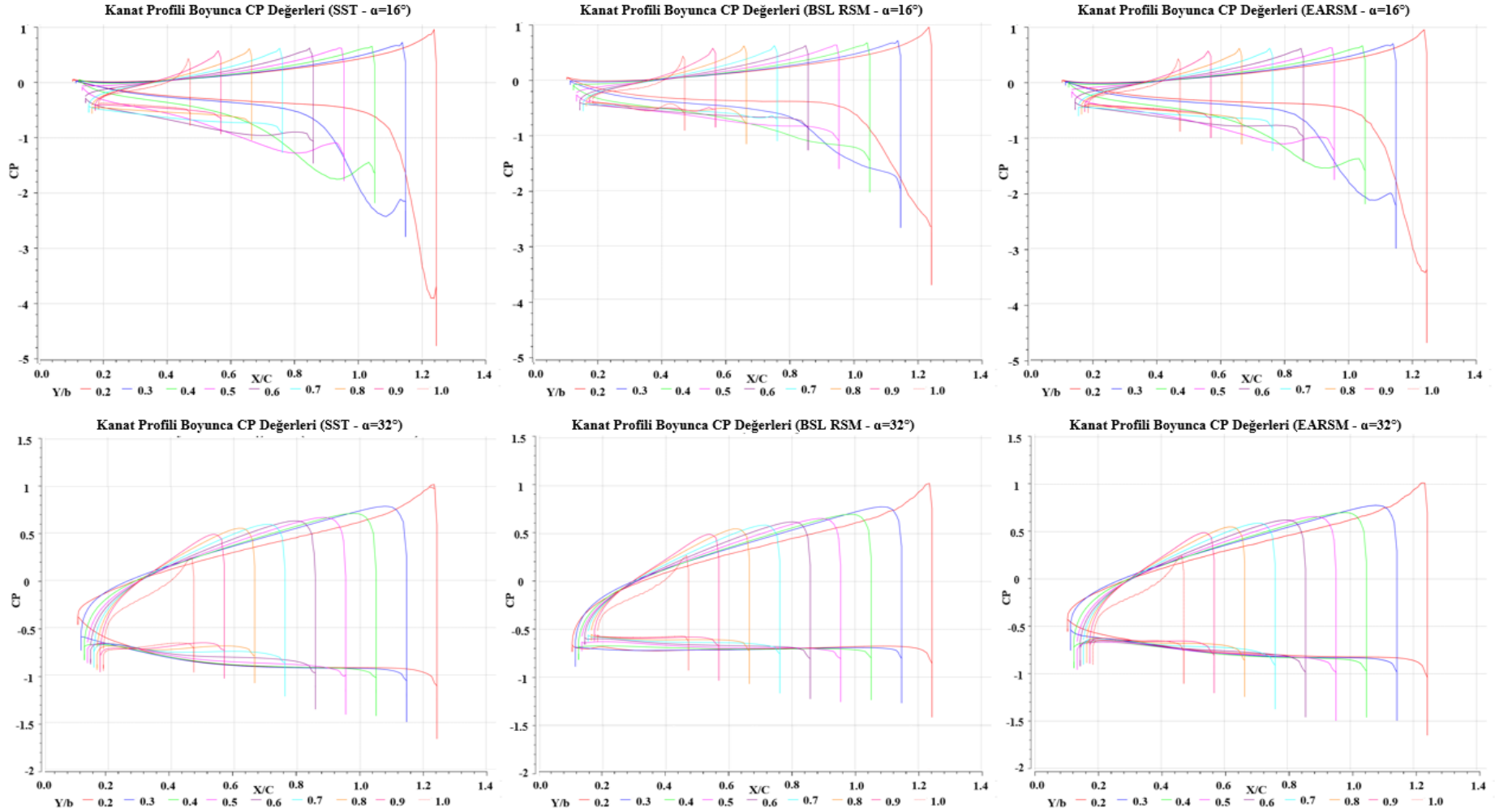
Şekil 3.2 : S0 geometrisi $y/b=0.4$ konumundaki C_p kontürü: $\alpha=16^\circ$ (üst), $\alpha=32^\circ$ (alt).



Şekil 3.3 : S0 geometrisi $y/b=0.4$ konumundaki hız kontürü: $\alpha=16^\circ$ (üst), $\alpha=32^\circ$ (alt).

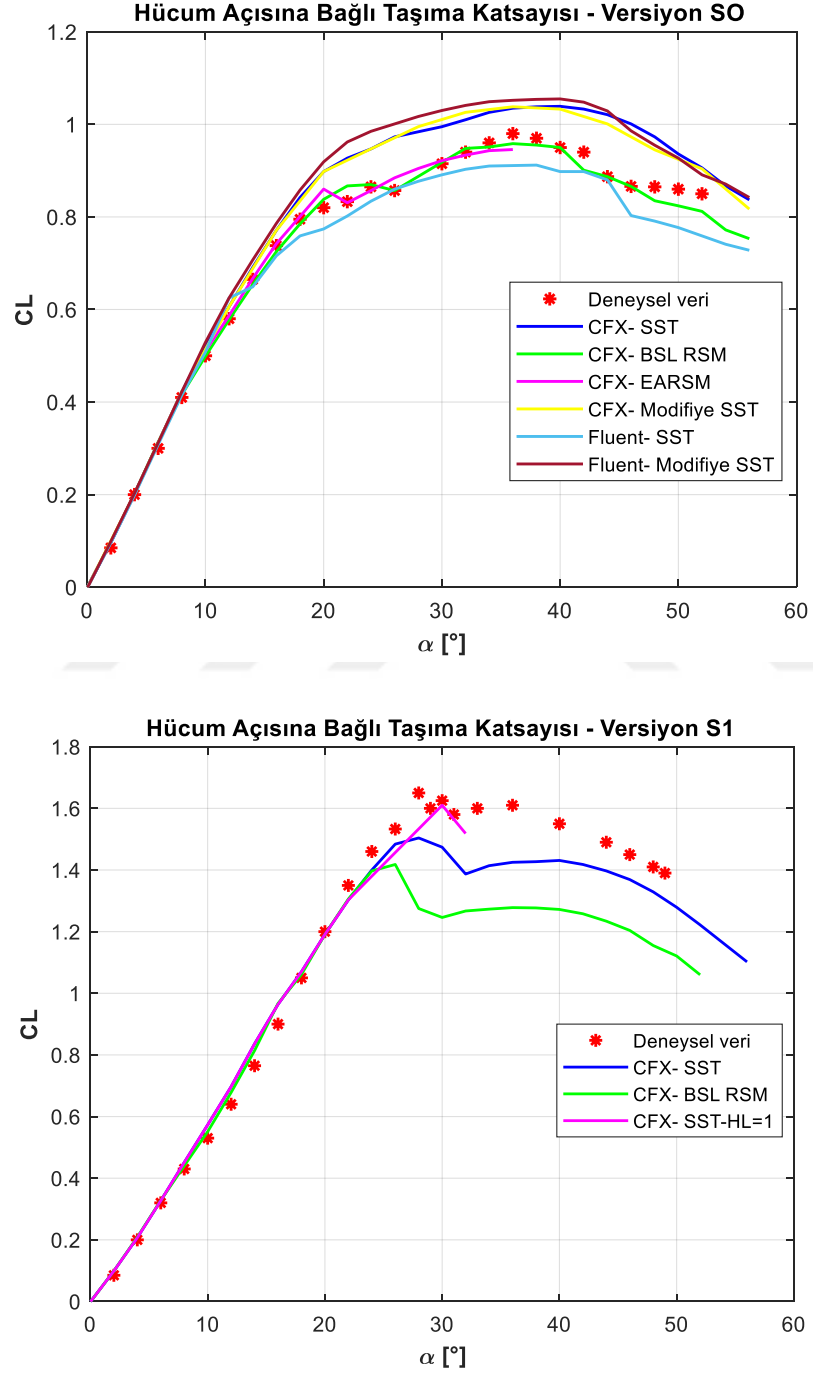
Basınç katsayısı kontürleri incelendiğinde, her iki hücum açısı için de SST ve EARSIM modellerinin BSL RSM'e göre kanat üst yüzeyinde ters basınç gradyenlerinin daha yüksek olduğu görülmüştür. Bu iki model kanat yüzeyi üzerindeki taşıma katsayısı değerlerini daha BSL RSM modeline göre daha yüksek tahmin etmektedir. Hız kontüründe ise $\alpha=16^\circ$ koşulunda üç türbülans modeli de yaklaşık olarak aynı aralıklarda seyrettiği görülmüştür, aerodinamik karakterde akım ayrılımlarının henüz başlamadığı lineer kısımda kalan hücum açıları tahmininde üç model de birbiri ile tutarlıdır. Yüksek hücum açısı olan $\alpha=32^\circ$ koşulunda ise SST ve EARSIM modelindeki akım ayrılımlarının kanadın orta veter kısmından başlayıp geliştiği, BSL RSM modelinde ise akım ayrılımlarının kanadın firar kenarında ve diğer modellere göre daha şiddetli şekilde meydana geldiği gözlemlenmiştir.

Şekil 3.4 ile gösterilen grafiklerde hücum açısı $\alpha=16^\circ$ ve $\alpha=32^\circ$ koşullarında kanat profili boyunca C_p değerleri görülmektedir. Profil veteri boyunca hücum kenarına yakın bölgelerde SST modelinin negatif basınç bölgesi yüksek hesaplandığı görülmüştür.



Şekil 3.4 : Kanat profili boyunca farklı türbülans modellerinin C_p değerleri: $\alpha=16^\circ$ (üst), $\alpha=32^\circ$ (alt).

İncelenen farklı türbülans hassasiyetine sahip modellerin hücum açısına bağlı taşıma katsayılarının deneysel veri ile karşılaştırmasını gösteren grafik Şekil 3.5 ile verilmiştir. Üst taraftaki grafik S0 konfigürasyonunun analiz verilerini içerirken, alt taraftaki grafik ise strake yapısına sahip S1 konfigürasyon CL katsayı karşılaştırmasını vermektedir.



Şekil 3.5 : Türbülans modellerinin taşıma katsayılarının deneysel veriler ile karşılaştırılması: versiyon S0 (üst), versiyon S1 (alt).

Strake olmayan S0 versiyonu rüzgâr tüneli CL değerlerinin BSL RSM ve EARSİM modeli sonuçları ile oldukça uyumlu olduğu görülmektedir. Fakat EARSİM modelinin BSL RSM'e göre daha fazla çözüm süresine ihtiyaç duyması ve yakınsama zamanının daha yüksek olması sebebi ile tercih edilmemiştir. Diğer modeller düşük hücum açılarında iyi sonuç verseler de türbülans etkilerinin arttığı yüksek hücum açılarında akış karakterini anlamakta yetersiz kaldığı görülmüştür. Fluent – SST ile yapılan analizlerde ise $\alpha=18^\circ$ hücum açısından sonra taşıma katsayısında kayıplar meydana geldiği görülmüştür. Strakeli yapıdaki S1 versiyonu için ise RSM modeli yüksek hücum açılarında akım ayrılmalarının artmasından dolayı taşımayı tahmin etmede yetersiz kaldığı görülmüştür. SST modeline ek olarak SST-HL (High Lift) modifikasyonu yapılmış model ise deneysel veriler ile en uygun tahminde bulunan model olarak karşımıza çıkmaktadır. Bu sebeple tez çalışmasına S0 versiyonu için CFX – BSL RSM modeli ile, S1 ve S2 versiyonları için ise CFX – SST-HL=1 modeli ile devam edilmiştir.

3.2 HAD Analiz Sonuçları

Bu bölüm ile beraber tez çalışması süresince elde edilen sonuçlar ile ilgili incelemeler gösterilecek ve yorumlanacaktır. Analizleri yapılan üç konfigürasyon için de strake geometrilerinin hava aracı üzerindeki etkileri aerodinamik olarak araştırılmış, aynı zamanda hava aracı stabilite ve kontrolünde yarattığı değişiklikler incelenmiştir.

3.2.1 Akış topolojisinin incelenmesi

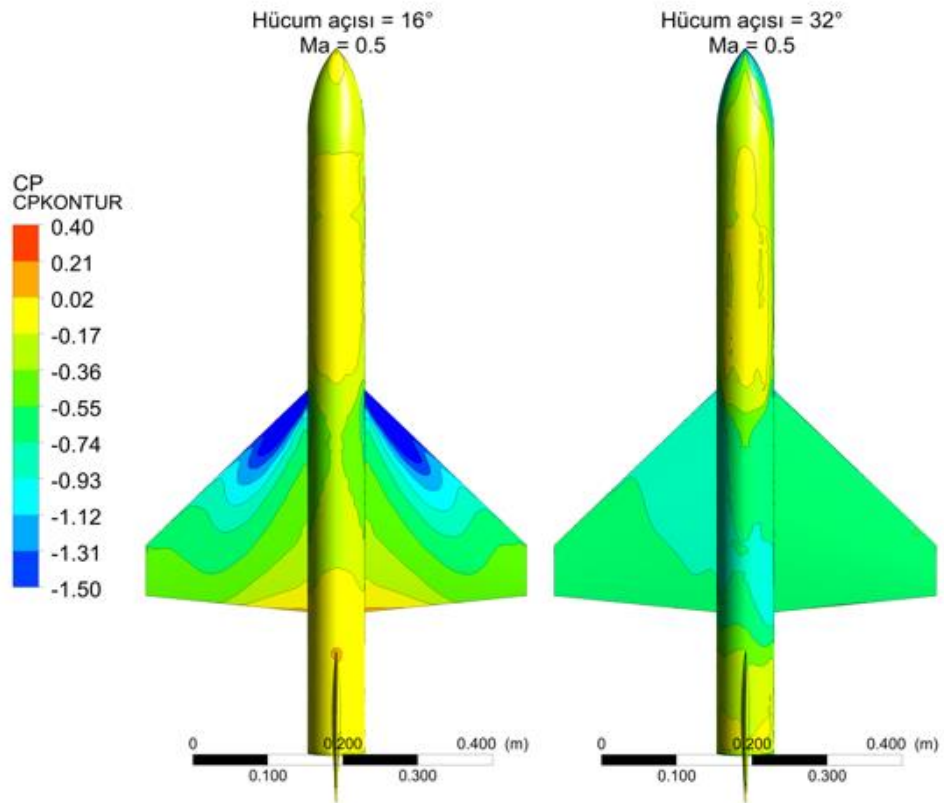
Strake geometrileri temel çalışma prensip olarak girdap yaratıcı bileşenler olarak çalışmaktadır. Artan hücum açısı ile birlikte daha etkin bir yapıya bürünen girdap oluşumları, kanat üzerindeki ayrılmaya başlamış akım ile etkileşerek yeniden tutunmayı sağlayıcı görevde bulunmaktadır. Bu bölümde strake yapılarının hava aracı yüzeyindeki basınç dağılımları ve akış topolojisine etkileri tartışılmıştır.

3.2.1.1 Hücum açısı analizleri

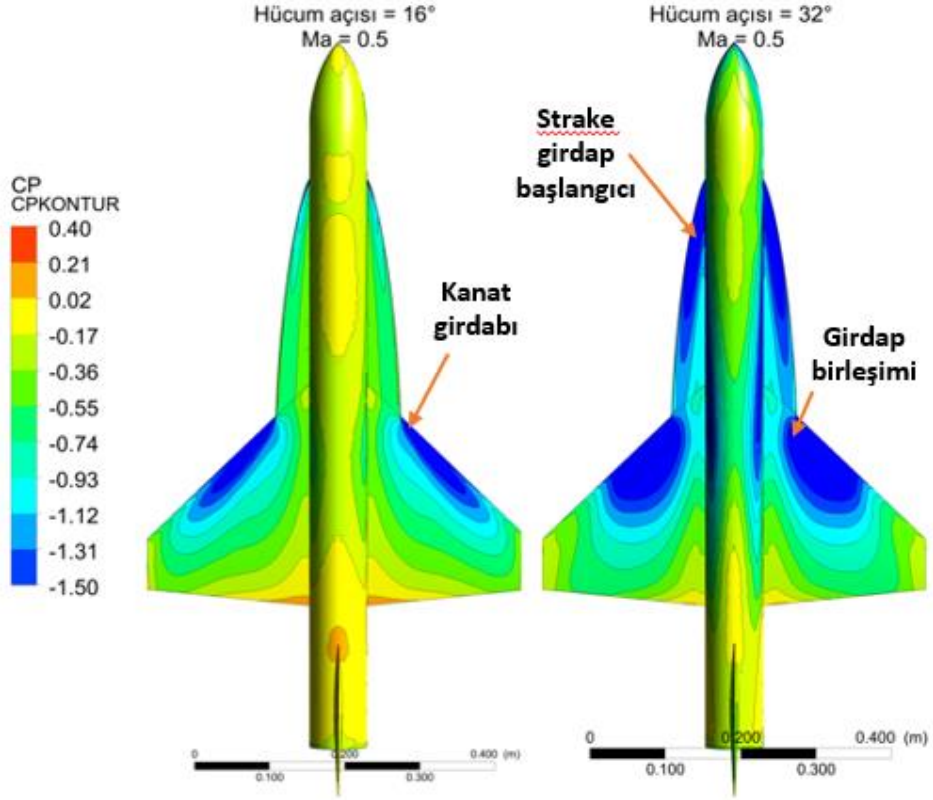
Hücum açısı analizleri kapsamında $\alpha=0^\circ$ ila $\alpha=32^\circ$ aralığında değişen parametrelerde HAD analizleri gerçekleştirilmiştir. Şekil 3.6 ile S0 konfigürasyonunun, Şekil 3.7 ile S1 konfigürasyonunun, Şekil 3.8 ile S2 konfigürasyonunun hava aracı üst yüzeyindeki basınç dağılımları gösterilmektedir. Verilen basınç katsayısı dağılım kontürlerinden

ilk durum hava aracının türbülanslı aerodinamik etkilerinin daha şiddetlenmediği yani aerodinamik olarak lineer bölge olarak sayılabilecek $\alpha=16^\circ$ hücum açısında, ikinci durum ise kanat üzerinde taşıma kayıplarının yaşandığı girdap etkilerinin daha açık şekilde görülebileceği $\alpha=32^\circ$ hücum açısında değerlendirilmiştir.

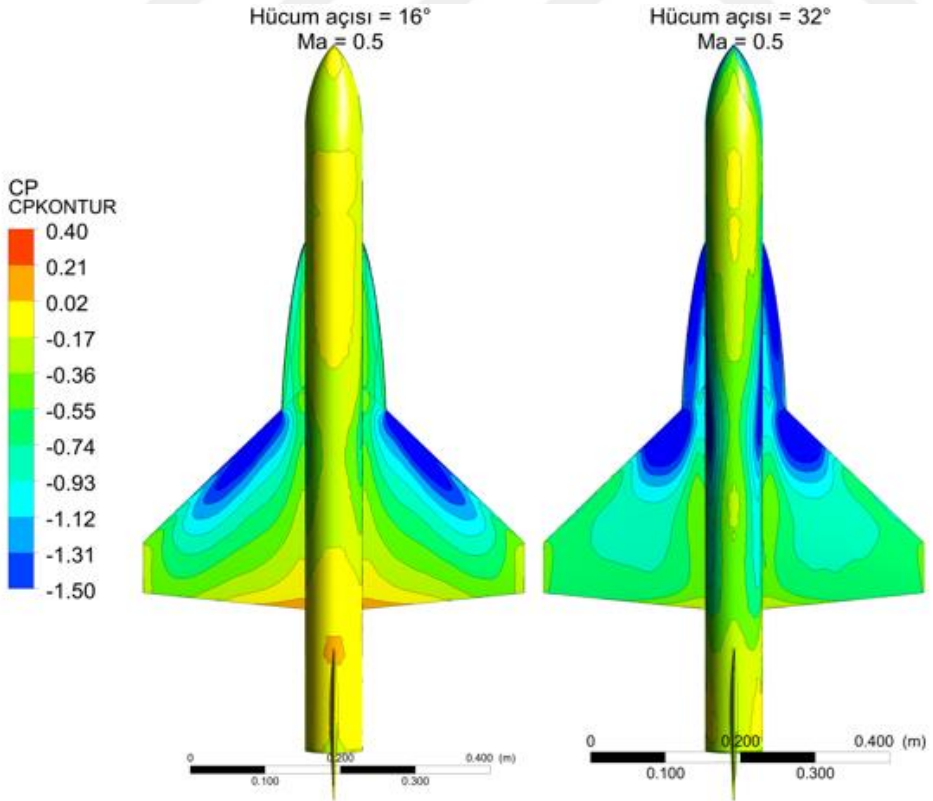
S1 versiyonun basınç dağılımları incelendiğinde, $\alpha=16^\circ$ durumunda henüz strake bölgesinden güçlü girdap gelişiminin görülmediği, kanadın delta yapısından kaynaklı strake kanat birleşiminden dolayı girdap oluştuğu görülmektedir. Aynı durum S0 versiyonu için de geçerli olup, gövde kanat birleşiminden dolayı oluşan girdap yapısı Şekil 3.6'nın sol görselinde verilmiştir. Hücum açısı $\alpha=32^\circ$ koşuluna gelindiğinde strake başlangıç bölgesinden gelişen girdabın kanat yüzeyindeki girdap ile birleştiği, kanat yüzeyindeki negatif basınç bölgesini arttırdığı görülmektedir. Referans alanı yarıya düşürülmüş strake versiyonu olan S2'de ise strake girdabının küçüldüğü, bu sebeple kanat üzerindeki ters basınç gradyanlarında azalma meydana geldiği görülmüştür.



Şekil 3.6 : S0 versiyonu basınç dağılım kontürleri: $\alpha=16^\circ$ (sol), $\alpha=32^\circ$ (sağ).

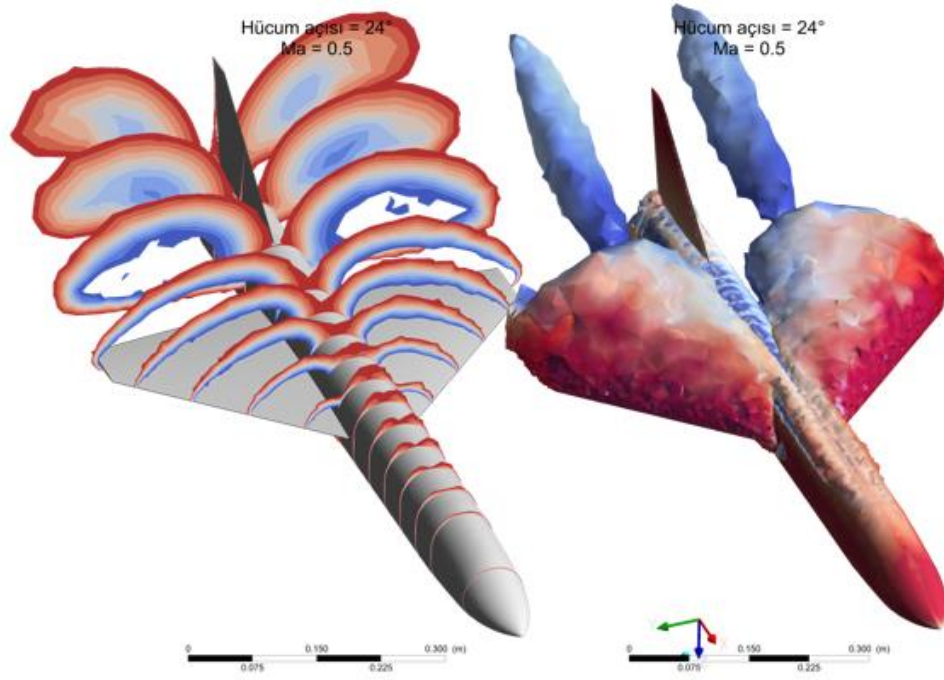


Şekil 3.7 : S1 versiyonu basınç dağılım kontürleri: $\alpha=16^\circ$ (sol), $\alpha=32^\circ$ (sağ).

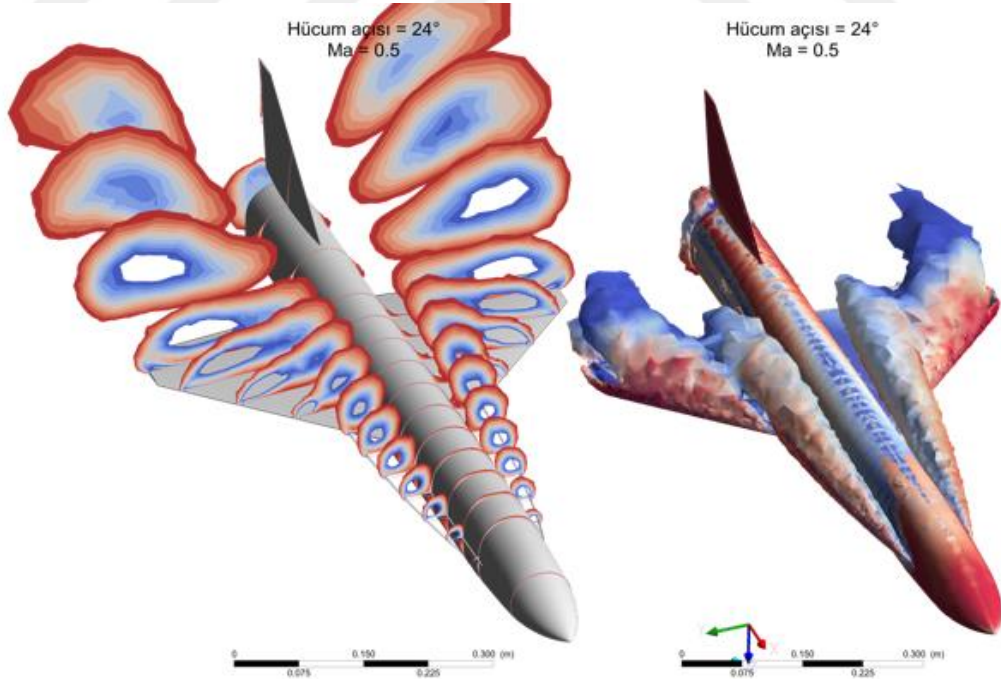


Şekil 3.8 : S2 versiyonu basınç dağılım kontürleri: $\alpha=16^\circ$ (sol), $\alpha=32^\circ$ (sağ).

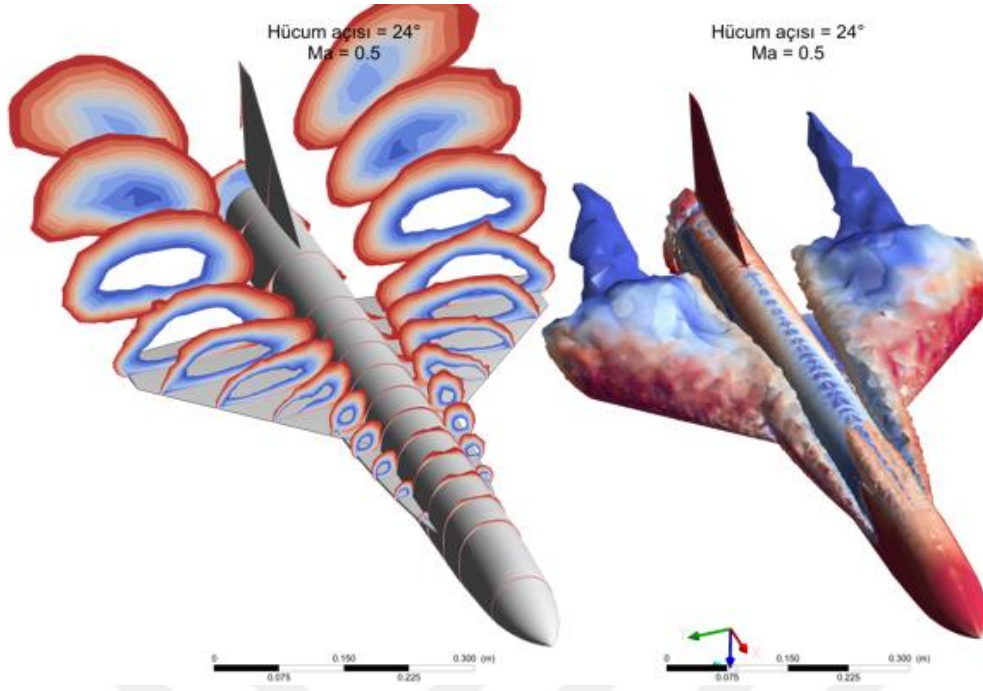
S0, S1 ve S2 versiyonlarının girdap akım topoloji görselleri sırasıyla Şekil 3.9, Şekil 3.10 ve Şekil 3.11 ile verilmiştir.



Şekil 3.9 : S0 versiyonu $\alpha=24^\circ$ 'deki uçak boyunca girdapların iso-surface gösterimleri (sol), girdap yoğunluk bölgeleri (sağ).



Şekil 3.10 : S1 versiyonu $\alpha=24^\circ$ 'deki uçak boyunca girdapların iso-surface gösterimleri (sol), girdap yoğunluk bölgeleri (sağ).



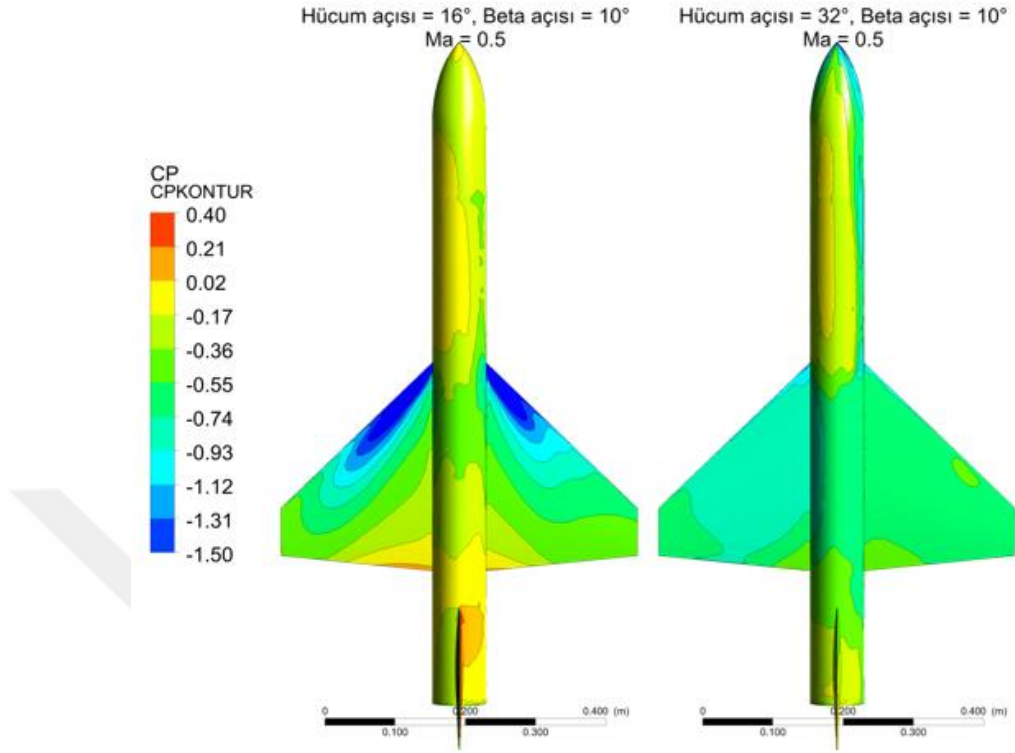
Şekil 3.11 : S2 versiyonu $\alpha=24^\circ$ 'deki uçak boyunca girdapların iso-surface gösterimleri (sol), girdap yoğunluk bölgeleri (sağ).

Girdap akım topoloji görsellerinin sol kısmında verilen bölümde x ekseninden uçak boyunca alınan kesitlerin girdap büyüklük dağılımları çizdirilmiştir. Görsel aynı zamanda yüzey üzerindeki sınır tabaka kalınlığı hakkında da bilgi vermektedir; sınır tabaka kalınlıklarının akış yönünde artışı ile girdapların gittikçe genişlediği görülmektedir. Sağ taraftaki görsellerde ise Q-criterion methoduna göre çizdirilen girdap yoğunluk bölgeleri görülmektedir. S0 versiyonunda artan hücum açısının getirisi ile kanat yüzeyi üzerinde meydana gelen akım ayrılımları net bir şekilde görülmektedir. Strake geometrileri eklenen S1 ve S2 versiyonlarında ise strake girdabının kanattan ayrılan girdap yapısı ile birleştiği, kanat üzerinde taşımayı artırıcı bir etkiye sebep olduğu görülmektedir. Strake alanının küçülmesi ile girdap şiddetinde azalma meydana gelmektedir.

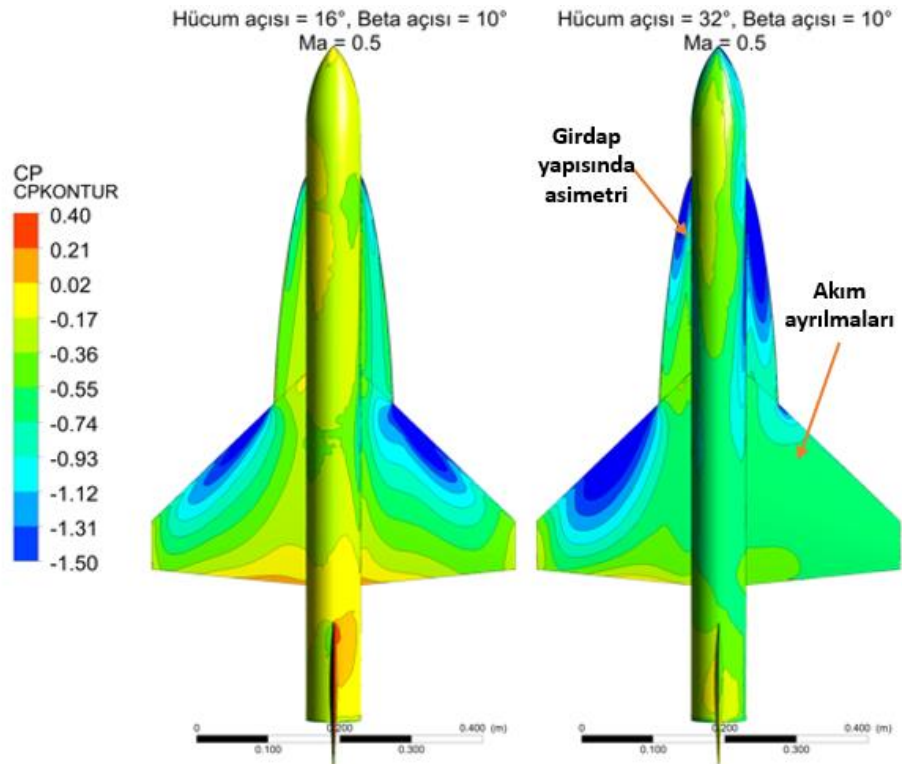
3.2.1.2 Beta açısı analizleri

Savaş uçakları aerodinamik gereklilikler, savaş taktikleri, uçuş görev konseptleri veya pilotun kontrol girdileri sebebiyle beta açılı uçuşlar yapabilir. Örneğin saldırı veya savunma sırasında ani manevra yapan savaş uçakları beta açılarına maruz kalabilmektedir. Ayrıca olabilecek yüksek alfa ve beta açısı kombinasyonları hava aracının yatış performansı ve yanal stabilitesinde değişiklik yarattığından dolayı betalı uçuşların incelenmesi önem kazanmaktadır. S0, S1 ve S2 versiyonlarının beta açısı

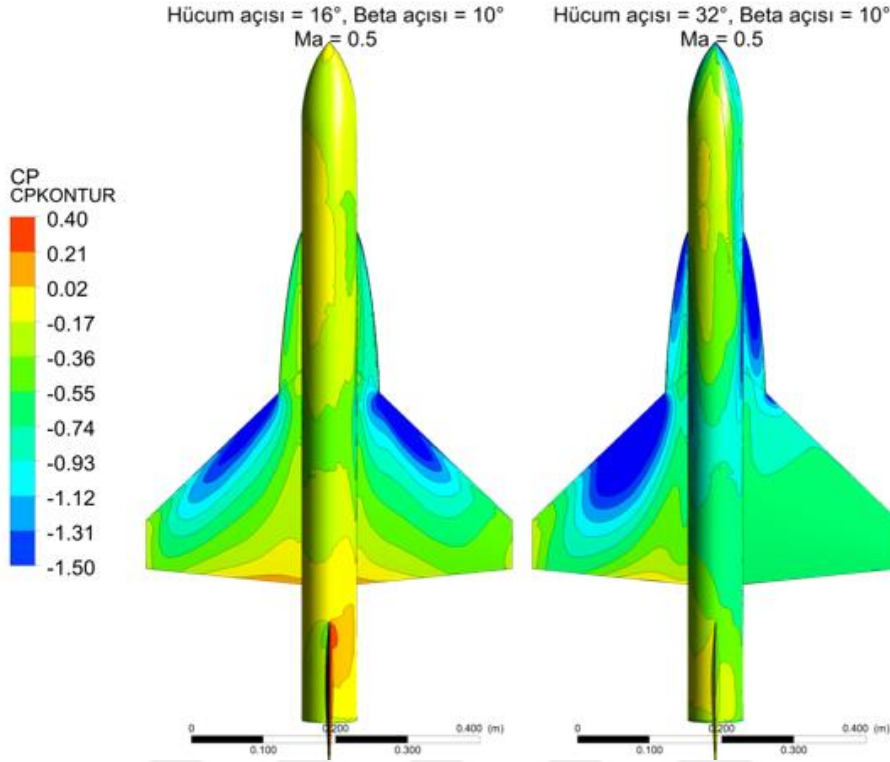
$\beta=10^\circ$ koşulundaki basınç katsayısı dağılımları sırasıyla Şekil 3.12, Şekil 3.13 ve Şekil 3.14 ile verilmiştir.



Şekil 3.12 : S0 versiyonu basınç dağılım kontürleri: $\alpha=16^\circ$, $\beta=10^\circ$ (sol), $\alpha=32^\circ$, $\beta=10^\circ$ (sağ).



Şekil 3.13 : S1 versiyonu basınç dağılım kontürleri: $\alpha=16^\circ$, $\beta=10^\circ$ (sol), $\alpha=32^\circ$, $\beta=10^\circ$ (sağ).



Şekil 3.14 : S2 versiyonu basınç dağılım kontürleri: $\alpha=16^\circ$, $\beta=10^\circ$ (sol), $\alpha=32^\circ$, $\beta=10^\circ$ (sağ).

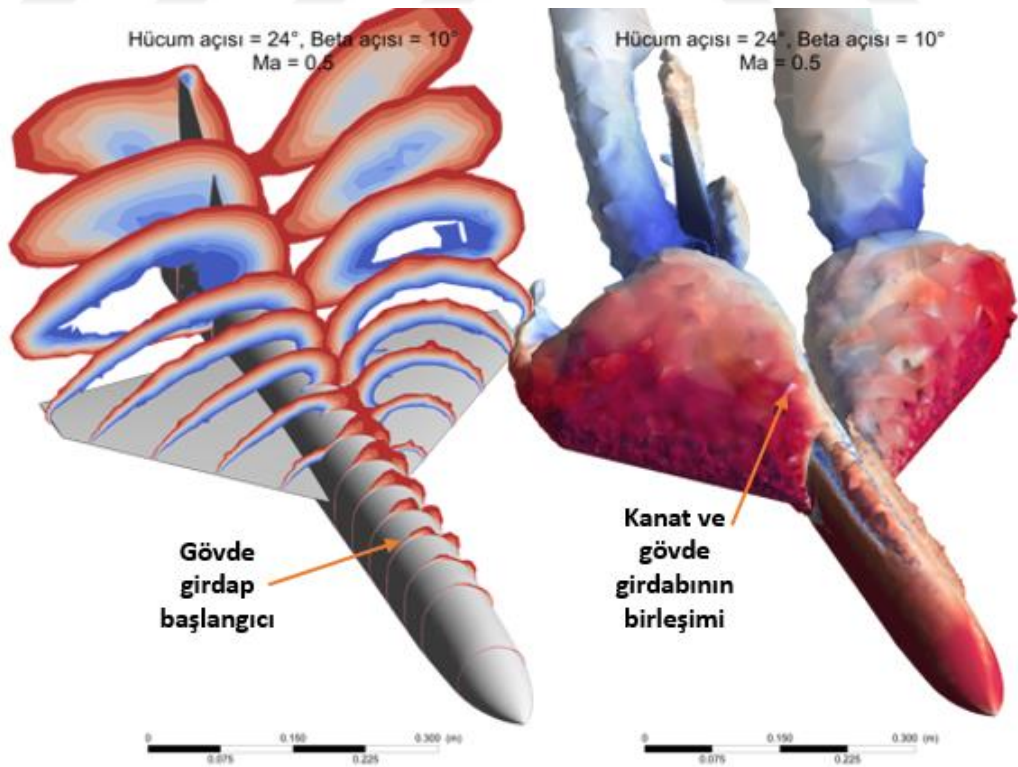
Rüzgârın yandan alındığı uçuşun getirdiği asimetrik serbest akımdan kaynaklı hava aracının sağ kanadındaki akımı gövdeye doğru, sol kanadındaki akımı ise sol kanat ucuna doğru yönlendirdiği görülmüştür. Şekil 3.12 incelendiğinde rüzgârı önden alan kanat üzerindeki negatif basınç gradyenlerinde düşüş meydana geldiği bunun sonucunda sağ kanat taşımasında kayıpların olduğu gözlemlenmiştir. Kanatlarda asimetrik taşıma farkı hava aracı yuvarlanma momentini de etkileyeceği görülmektedir. Ayrıca gövdenin rüzgârı yandan alması ile hava akımı ile karşılaşılacak yüzeyin alanının büyümesine sebep olmuş, bu bölgede türbülans etkileri artmakta ve gövdenin rüzgâr alan kısmında sürüklemeye artış olmaktadır. Son olarak beta açısının dikey kuyrukta yarattığı basınç dağılımı değişimlerinden kaynaklı kuyruk bölgesinde asimetrik taşımanın meydana geldiği görülmüştür.

S1 ve S2 versiyonlarının $\alpha=16^\circ$ ve $\beta=10^\circ$ açıdaki basınç dağılım değerleri Şekil 3.13 ve Şekil 3.14 ile gösterilen çıktının sol tarafında yer almaktadır. Her iki strake versiyonu için de görseller incelendiğinde, basınç katsayısı dağılımlarının hem rüzgârı önden alan kanat için hem de rüzgârı arkadan alan kanat için büyük oran değişmediği görülmüştür. Fakat $\alpha=32^\circ$ ve $\beta=10^\circ$ açısındaki koşullara bakıldığında, strake girdabı rüzgârı önden alan bölümünde daha güçlü şekilde gelişmekte, rüzgâr arkasında kalan

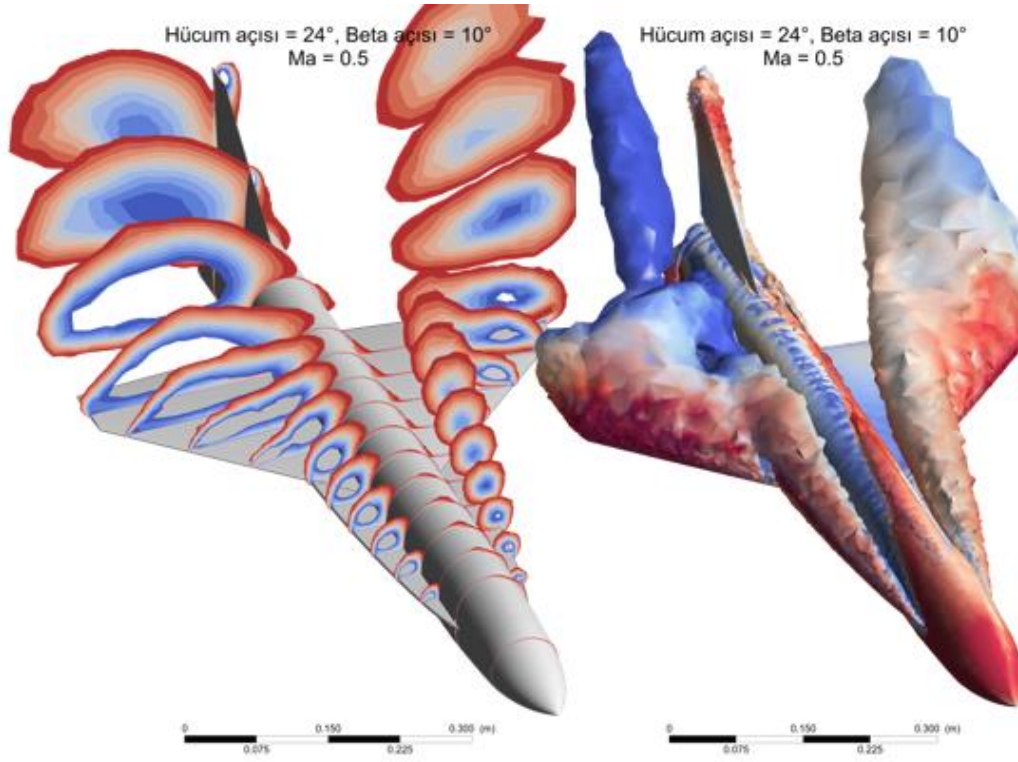
bölümde ise yüzeyden ayrılmaktadır. Rüzgâr arkası kanattaki strake girdabı yüzeyden ayrılmış şekilde gelişim gösterse de sol kanadın delta yapısından dolayı kanat gövde birleşim bölgesinde hava akımı manipüle edilerek kanat yüzeyinde negatif basınç bölgesinin korunmasını sağlamaktadır. Rüzgâr alan bölümde ise strake girdabı kanat girdabı ile etkileşim sağlayamamakta ve kanat yüzeyindeki akım ayrılmalarını engelleyemediği görülmektedir.

S0, S1 ve S2 versiyonlarının hücum açısı $\alpha=24^\circ$ ve beta açısı $\beta=10^\circ$ koşulundaki girdap akım topolojileri sırasıyla Şekil 3.15, Şekil 3.16 ve Şekil 3.17 ile verilmiştir. S0 versiyonunun x eksenine boyunca alınan kesitlerdeki girdap akımı iso-yüzey kontürlerinin rüzgâr akımına doğru ötelendiği görülmektedir. Sağ kanattan ayrılan akım ayrımlarının dikey kuyruğa doğru yöneldiği, kuyruk yüzeyi akışında kararsız türbülanslı akışların oluşmasına sebep verdiği görülmüştür. Gövdenin sivri burun yapısının silindirik yapı ile birleştiği yerden ise gövde girdabının başladığı ve gövde boyunca gelişerek kanat girdapları ile birleştiği gözlemlenmiştir.

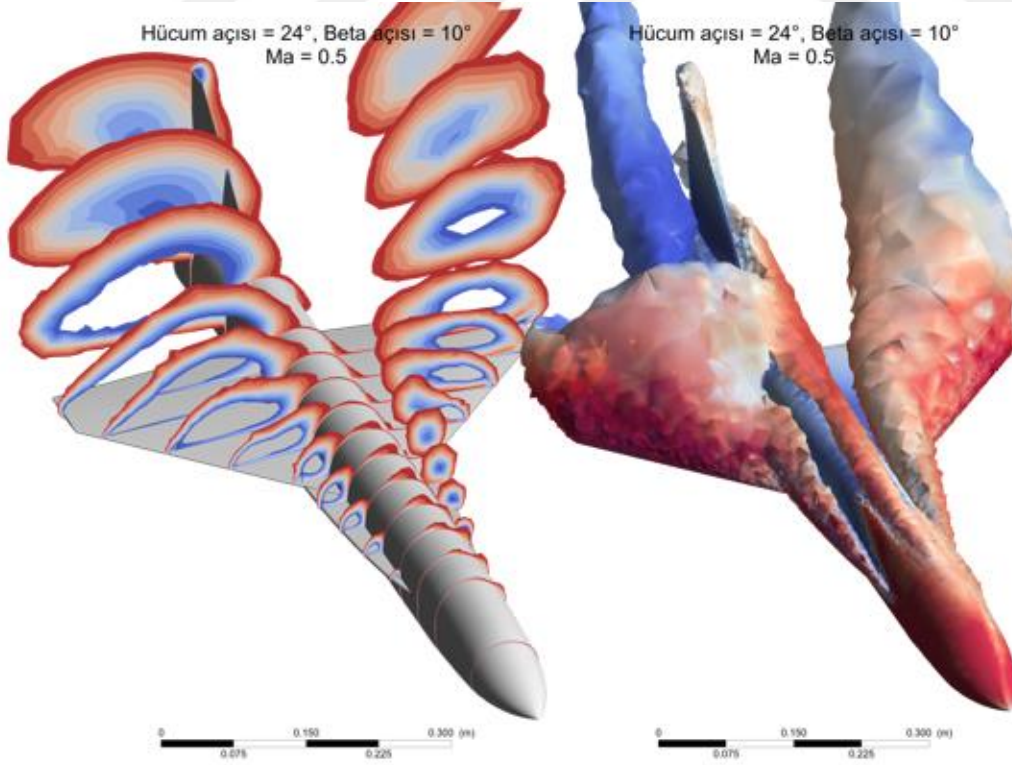
Strakeli versiyonları beta açılı uçuşları için girdap oluşumları incelendiğinde, rüzgâra önden bakan kısımda strake girdabının oluştuğu, fakat kanat girdabı ile birlikte kanat yüzeyine tutunamadan ayrıldıkları gözlemlenmiştir.



Şekil 3.15 : S0 versiyonu $\alpha=24^\circ$ ve $\beta=10^\circ$ 'deki uçak boyunca girdapların iso-yüzey gösterimleri (sol), girdap yoğunluk bölgeleri (sağ).



Şekil 3.16 : S1 versiyonu $\alpha=24^\circ$ ve $\beta=10^\circ$ 'deki uçak boyunca girdapların iso-yüzey gösterimleri (sol), girdap yoğunluk bölgeleri (sağ).



Şekil 3.17 : S2 versiyonu $\alpha=24^\circ$ ve $\beta=10^\circ$ 'deki uçak boyunca girdapların iso-yüzey gösterimleri (sol), girdap yoğunluk bölgeleri (sağ).

Rüzgârı arkadan alan kanat bölgesinde ise girdap yoğunluk bölgelerinin sol kanadın uç tarafındaki açıklığa yöneldiği ve delta kanadın hücum kenarında oluşan girdap ile birleştiği gözlemlenmektedir. Strake alanını küçültülmüş olan S2 versiyonu için sağ kanattaki akım ayrılmalarının S1 versiyonuna göre daha fazla olduğu görülmektedir. Ayrıca S0 versiyonunda olduğu gibi S1 ve S2 versiyonlarında da kanattan ayrılan akım kuyruk bölgesindeki düzenli akımı gölgelemiş ve o bölgede kararsız akış rejimlerinin oluşmasına sebebiyet verdiği görülmüştür.

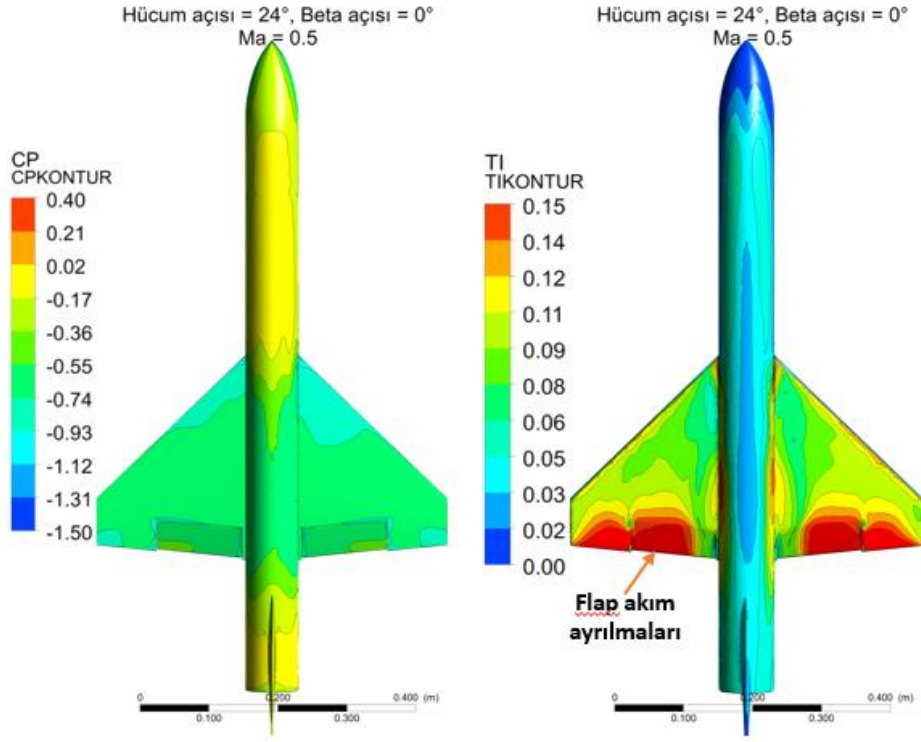
3.2.1.3 Flap analizleri

Flap geometrileri genellikle savaş uçaklarında iniş ve kalkış hızlarının düşürülmesinde, taşıma katsayısının belirli hücum açılarında ihtiyaca göre artırılmasında veya hava aracı yatay stabilizatörü olarak da kullanımı sağlanmaktadır. Aerodinamik verimliliğin artmasında etkili olan flap bileşenlerinin hava aracı tasarımında önemli bir yeri bulunmaktadır.

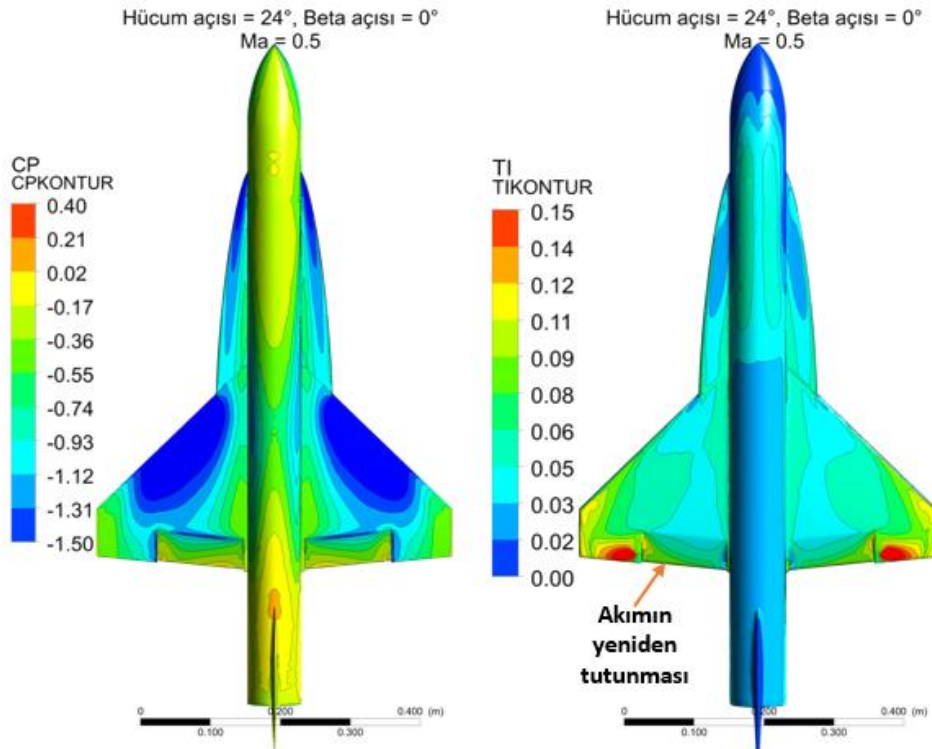
Flap açılmasının aerodinamik katsayıları etkilerinin ve boylamsal kararlılıkta yarattığı değişimlerin incelenmesi amacıyla flap açısı $\delta f=15^\circ$ açılmadaki $\alpha=0^\circ$ ila $\alpha=32^\circ$ aralığında HAD analizleri koşturulmuş olup, basınç ve türbülans yoğunluğu dağılım kontürleri S0, S1 ve S2 versiyonları için sırasıyla Şekil 3.18, Şekil 3.19 ve Şekil 3.20 ile gösterilmiştir. Görsellerin sağ bölümünde yer alan türbülans yoğunluğu (TI) terimi formül 3.2 ile verilen hesap yöntemi ile çizdirilmiştir, k türbülans kinetik enerji, TAS ise gerçek hava akım hızını sembol etmektedir.

$$TI = \sqrt{2/3 * k/TAS} \quad (3.2)$$

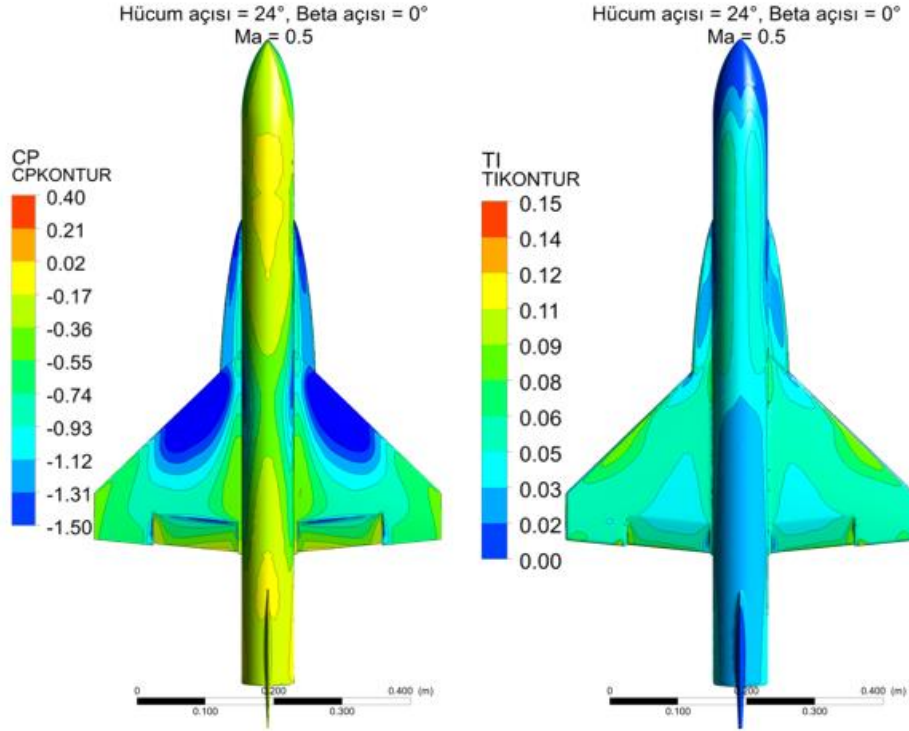
Flap açılmasının kanat yüzeyi üzerindeki basınç katsayı dağılımları incelendiğinde, S0 versiyonunun $\alpha=24^\circ$ 'teki flap yüzeyi üzerindeki ters basınç gradyenlerinde düşüş meydana geldiği görülmüştür. Bu sebeple flap yüzeylerinde akıma ayrılmalarının meydana geldiği görülmektedir. Flap kontrol yüzeyi etkinliğinin strake olmayan versiyon için $\alpha=24^\circ$ açısında oldukça verimsiz olduğu görülmektedir. Strake entegrasi oluşan girdap gelişimi ile flap kontrol yüzeyindeki akımın yeniden tutunduğu ve kanat yapısındaki taşımayı arttırdığı gözlemlenmiştir.



Şekil 3.18 : S0 flap versiyonu $\alpha=24^\circ$ 'teki basınç dağılımları (sol), türbülans yoğunluk dağılımları (sağ).



Şekil 3.19 : S1 flap versiyonu $\alpha=24^\circ$ 'teki basınç dağılımları (sol), türbülans yoğunluk dağılımları (sağ).



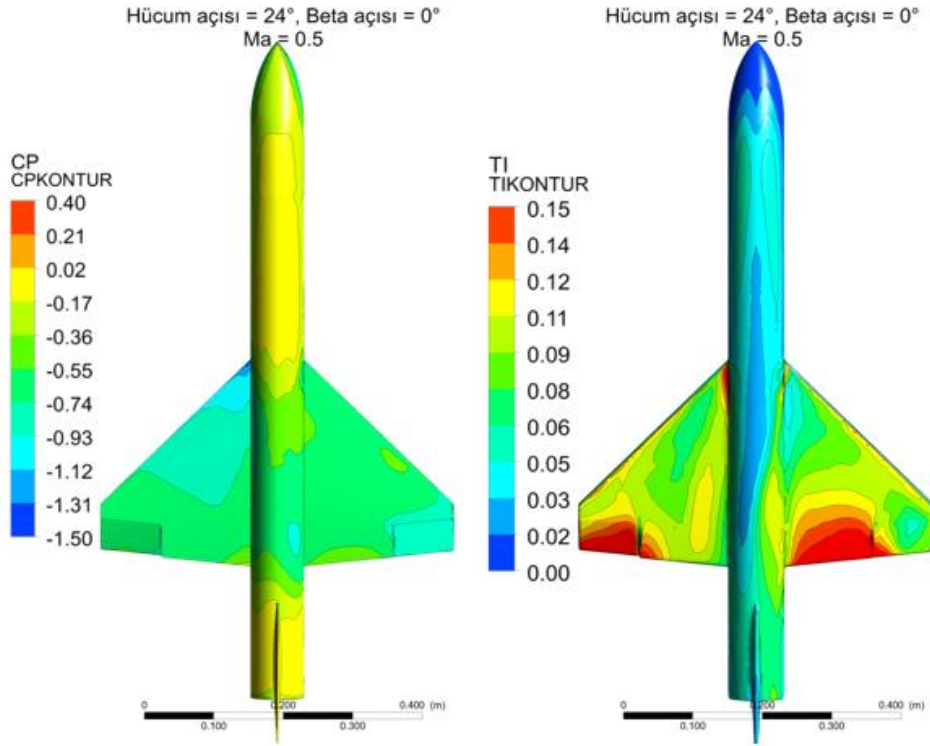
Şekil 3.20 : S2 flap versiyonu $\alpha=24^\circ$ 'teki basınç dağılımları (sol), türbülans yoğunluk dağılımları (sağ).

3.2.1.4 Aileron analizleri

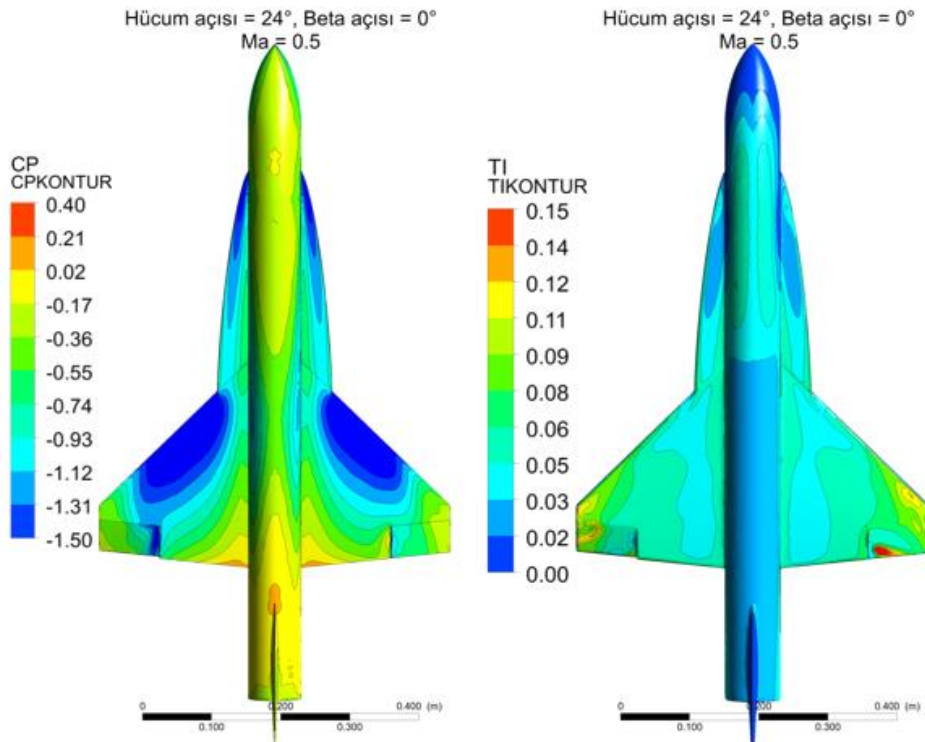
Aileron kontrol yüzeyi hava aracı yanal stabilitesindeki yatış performansının geliştirilmesinde oldukça öneme sahip bir yüzey olup, yan rüzgâr veya ani hamleli rüzgarlar ile karşılaşan hava aracında meydana gelebilecek asimetrik taşıma sonucunda hava aracının devrilmeye karşı direncinin sağlanmasında görev almaktadır. Aynı zamanda savaş uçaklarının ihtiyaç anında gerçekleştirdikleri ani dönüş manevralarının gerçekleşmesinde kullanılan kontrol yüzeyleridir.

Aileron açılmasının aerodinamik katsayıları etkilerinin ve yanal kararlılıkta yarattığı değişimlerin incelenmesi amacıyla aileron açısı $\delta a=15^\circ$ açılmadaki $\alpha=0^\circ$ ile $\alpha=32^\circ$ ve $\beta=0^\circ$ ile $\beta=10^\circ$ aralığında HAD analizleri koşturulmuş olup, basınç ve türbülans yoğunluğu dağılım kontürleri S0, S1 ve S2 versiyonları için sırasıyla Şekil 3.21, Şekil 3.22 ve Şekil 3.23 ile gösterilmiştir. Aileron pozitif açılması yani hava aracını sağa yatış verecek kontrolü sağlayacak şekilde açılması ile analizler tamamlanmıştır.

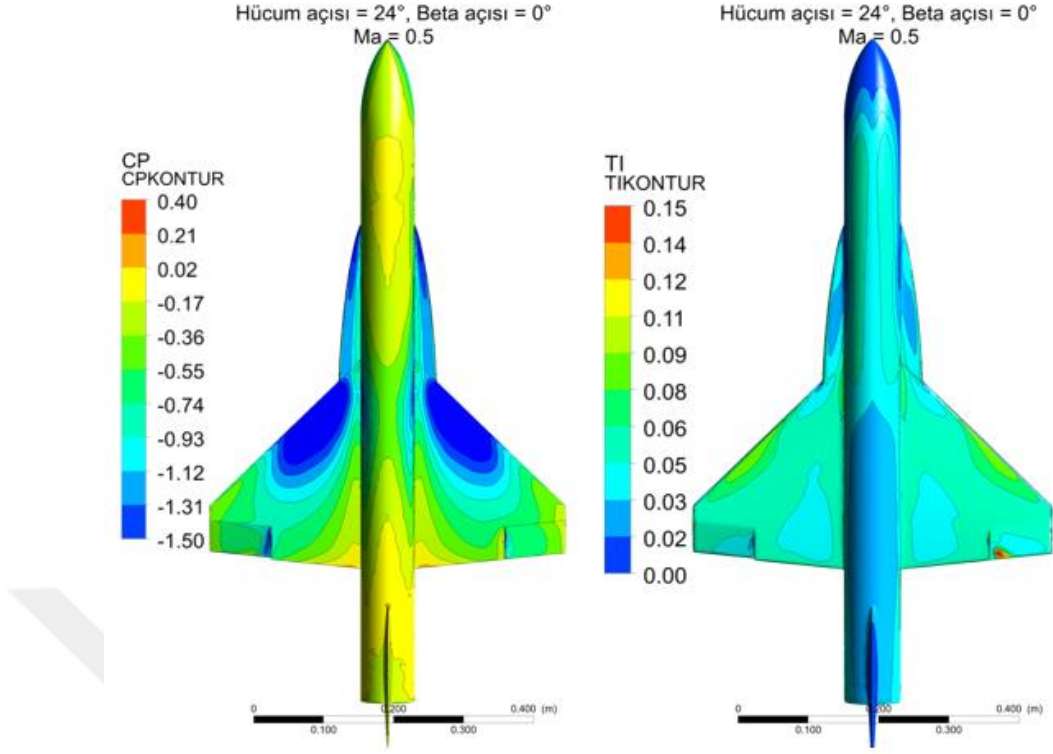
S0 versiyonunda flap kontrol yüzeyinde olduğu gibi aileron kontrol yüzeyinde de meydana gelen akım ayrılmaları yükselen hücum açısı ile daha da artmakta ve aileron etkinliğinde oldukça fazla seviyede düşüşlere sebebiyet verdiği görülmektedir.



Şekil 3.21 : S0 aileron versiyonu $\alpha=24^\circ$ 'teki basınç dağılımları (sol), türbülans yoğunluk dağılımları (sağ).



Şekil 3.22 : S1 aileron versiyonu $\alpha=24^\circ$ 'teki basınç dağılımları (sol), türbülans yoğunluk dağılımları (sağ).

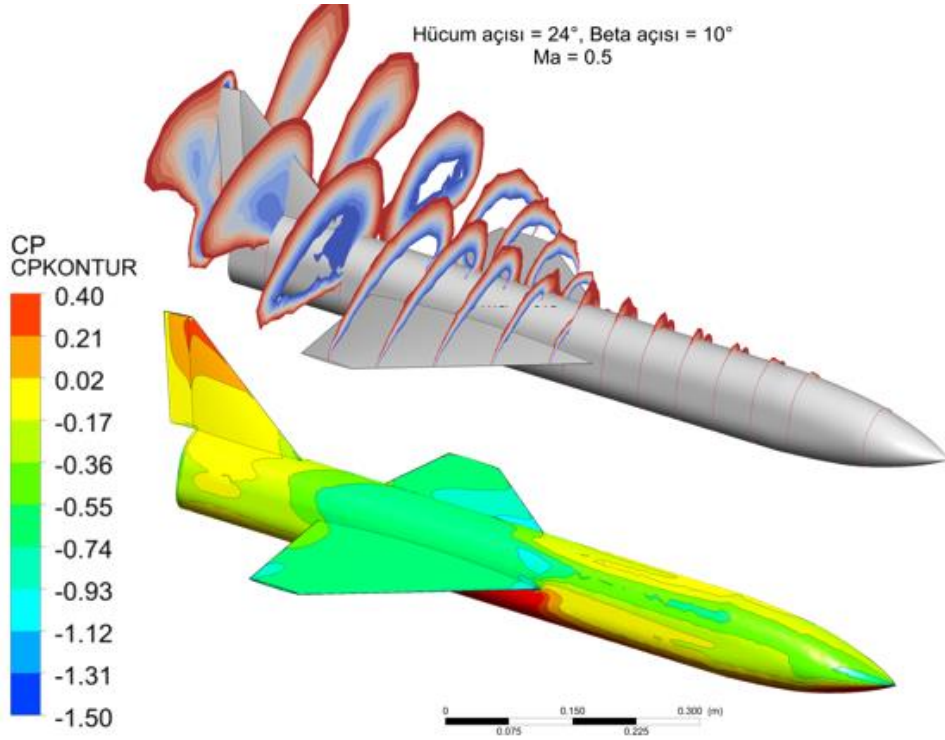


Şekil 3.23 : S1 aileron versiyonu $\alpha=24^\circ$ 'teki basınç dağılımları (sol), türbülans yoğunluk dağılımları (sağ).

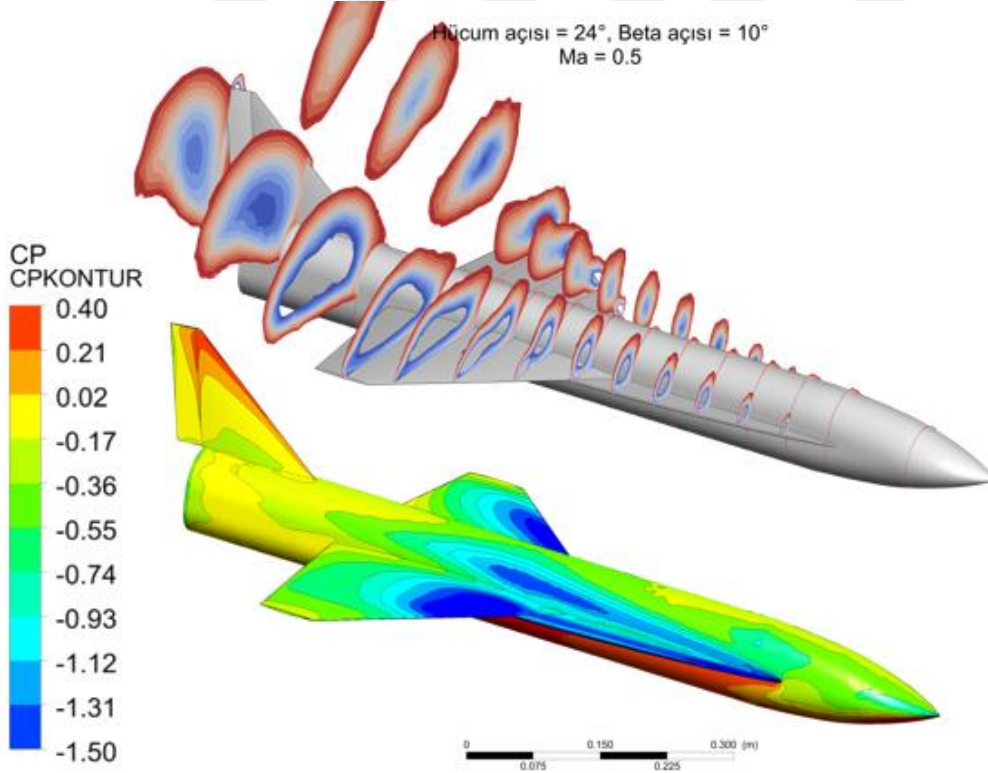
S1 ve S2 versiyonlarında ise strake geometrilerinin kanat üzerindeki akımın yeniden tutunmasında etkili olduğu, sol kanattaki aileron üzerinde negatif basınç bölgelerinin oluşması sonucunda taşımasında artış meydana gelmesini sağladığı görülmüştür. Strake referans geometrisindeki artışın, $\alpha=24^\circ$ hücum açısında aileron etkinliğinde artışa sebep olduğu gözlemlenmiştir.

3.2.1.5 Rudder analizleri

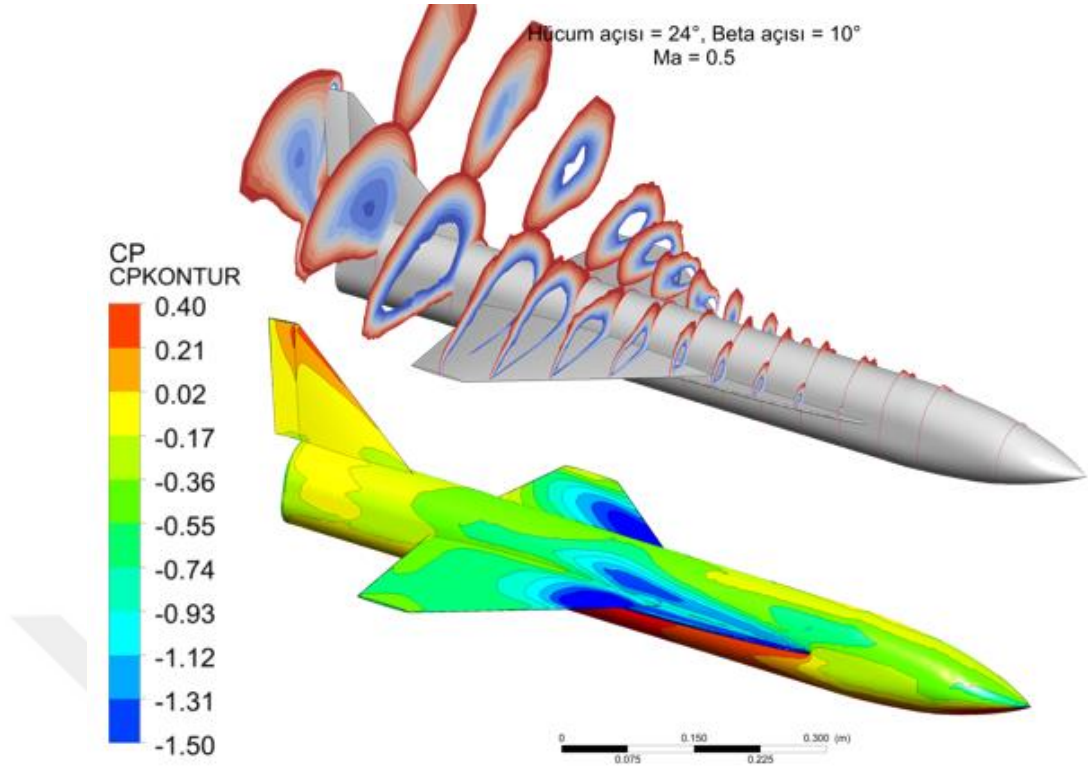
Genellikle uçağın yöneliminin kontrol edilmesi amacıyla kullanılan rudder kontrol yüzeyinin savaş uçaklarında dönüş manevralarında kullanılmasının yanında asimetrik itki durumunda stabilitenin sağlanması, yan rüzgâr veya şiddetli hamleli rüzgârda serbest akıma doğru yönelimin gerçekleştirilmesi açısından önemli bir bileşendir. Yanal stabilite ve kontrolün sağlanması gibi durumlarda genellikle aileron kontrol yüzeyi ile entegre olacak şekilde çalışmaktadırlar. Rudder açılmasının aerodinamik katsayılarına etkilerinin ve yanal kararlılıkta yarattığı değişimlerin incelenmesi amacıyla rudder açısı $\delta r=15^\circ$ açıldadaki $\alpha=0^\circ$ ile $\alpha=32^\circ$ ve $\beta=0^\circ$ ile $\beta=10^\circ$ aralığında HAD analizleri koşturulmuş olup, basınç ve türbülans yoğunluğu dağılım kontürleri S0, S1 ve S2 versiyonları için sırasıyla Şekil 3.24, Şekil 3.25 ve Şekil 3.26 ile gösterilmiştir.



Şekil 3.24 : S0 rudder versiyonu $\alpha=24^\circ$ ve $\beta=10^\circ$ 'deki uçak boyunca girdapların iso-yüzey gösterimleri (üst), basınç dağılımları (alt).



Şekil 3.25 : S1 rudder versiyonu $\alpha=24^\circ$ ve $\beta=10^\circ$ 'deki uçak boyunca girdapların iso-yüzey gösterimleri (üst), basınç dağılımları (alt).



Şekil 3.26 : S2 rudder versiyonu $\alpha=24^\circ$ ve $\beta=10^\circ$ 'deki uçak boyunca girdapların iso-yüzey gösterimleri (üst), basınç dağılımları (alt).

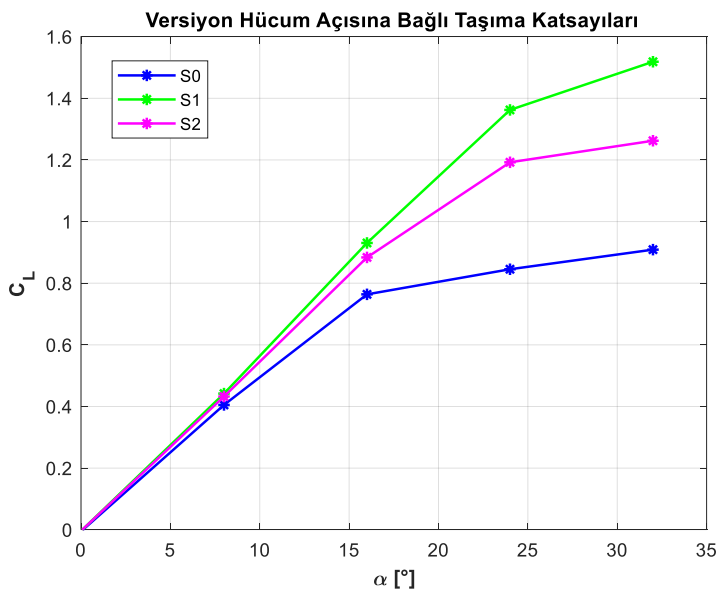
Strake bileşenlerinin etkili olduğu hücum açılarından biri olan $\alpha=24^\circ$ değerinde yan akıma ($\beta=10^\circ$) maruz bırakılan hava aracı için rudder etkinliğinin değerlendirilmesi sağlanmıştır. Şekil 3.24'de S0 versiyonu rüzgârı önden alan kuyruğun uç bölümünde basınç dağılımında artışın meydana geldiği, kararsız yapıdaki girdap bölgesinin kuyruk ve rudder üzerindeki akışı olumsuz yönde etkilediği görülmektedir. Fakat strakeli versiyonlarda sağ taraftaki strake bileşen girdaplarının kanat ve gövde yüzeyi çevresindeki düzensiz akıma müdahale etmesi ile kuyruk ve rudderın uç ve orta bölümlerinde basınç gradyanlarının negatif bölgeye geçtikleri görülmüştür. Kuyruk ve rudderdaki yanal düzlemde taşımanın artması ile bu hücum açısında rudder kontrol yüzeyinde verimlikte artış sağlandığı görülmüştür.

3.3 Boylamsal Stabilite ve Kontrolün İncelenmesi

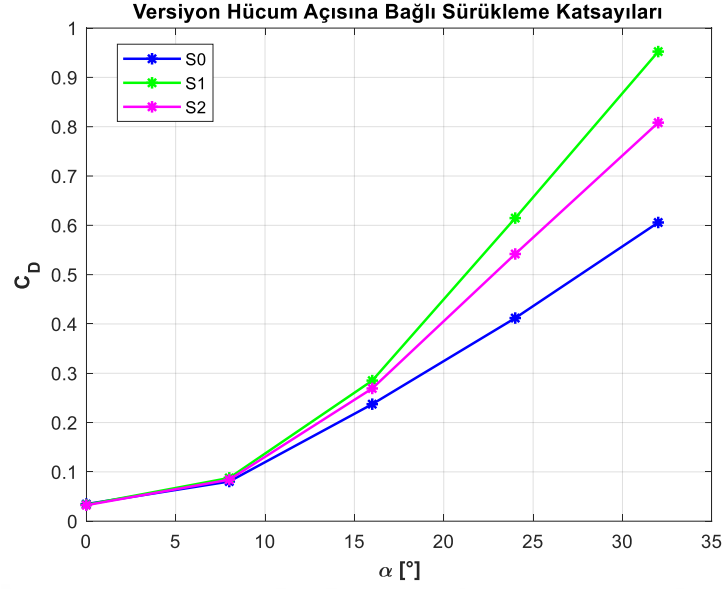
Hava aracının kalkıştan inişe kadarki süredeki uçuşunun her fazı için oldukça büyük bir öneme sahip olan boylamsal karakterin belirlenmesi uçuş kritik durum olarak karşımıza çıkmaktadır. Boylamsal stabilitede meydana gelebilecek herhangi bir kontrol kaybı hava aracının stall veya spin durumuna girmesi ile sonuçlanabilir. Boylamsal kararlılık analizleri ile uçağın statik marjın limitleri, ağırlık merkezi

konumları ayarlanıp, yapısal, aviyonik, motor sistemleri ve yakıt yerleşimleri belirlenmektedir. Kanat konfigürasyonu, yatay stabilizatör tasarımları da istenilen boylamsal kararlılık mertebesinde şekillenmektedir. Savaş uçakları yüksek manevra kabiliyetleri gerçekleştirmelerinden dolayı çoğu zaman boylamsal olarak kararsız bölgede görev yapmaktadır. Bu sebeple kontrol kayıplarının olabileceği özellikle yüksek hücum açılarındaki maksimum burun aşağı yunuslama otoritesindeki kabiliyetleri iyi değerlendirilmelidir.

Boylamsal stabilitenin incelenmesi kapsamında hava aracının değişen hücum açılarındaki C_L , C_D ve C_m katsayıları üzerindeki etkileri ile ilgili çalışmalar yapılmıştır. Şekil 3.27 ve Şekil 3.28 ile verilen grafikler değişen hücum açısı aralığında versiyonların sırasıyla C_L ve C_D katsayılarındaki değişimlerini göstermektedir. Hücum açısı $\alpha=16^\circ$ mertebelerine kadar strake geometrisinin taşıma üzerinde çok büyük bir etkisi yok iken ilerleyen hücum açılarında kanat üzerinde negatif basınç bölgeleri oluşturması ile taşıma katsayısında yüksek oranda artış meydana geldiği görülmüştür. Strake referans alanındaki değişimin C_L katsayısına etkisi de $\alpha=16^\circ$ 'den yüksek hücum açılarında oluşan girdapların şiddetlenmesi ile kendini göstermektedir. S1 ve S2 versiyonları için $\alpha=16^\circ$ 'de taşıma ve sürüklenme katsayılarının neredeyse aynı değerlerde olduğu görülmüştür. S0 versiyonu ile kıyaslandığında $\alpha=16^\circ$ 'de S1 versiyonu C_L değeri %22 artış gösterirken, S2 versiyonunun ise %16 artış gösterdiği görülmüştür. Hücum açısı $\alpha=24^\circ$ iken S1 C_L değerindeki artış %78 mertebelerine çıkarken, S2 versiyonunun ise %56 oranında artış sağlanmıştır.



Şekil 3.27 : Versiyonların hücum açısına bağlı C_L katsayıları.



Şekil 3.28 : Versiyonların hücum açısına bağlı C_D katsayıları.

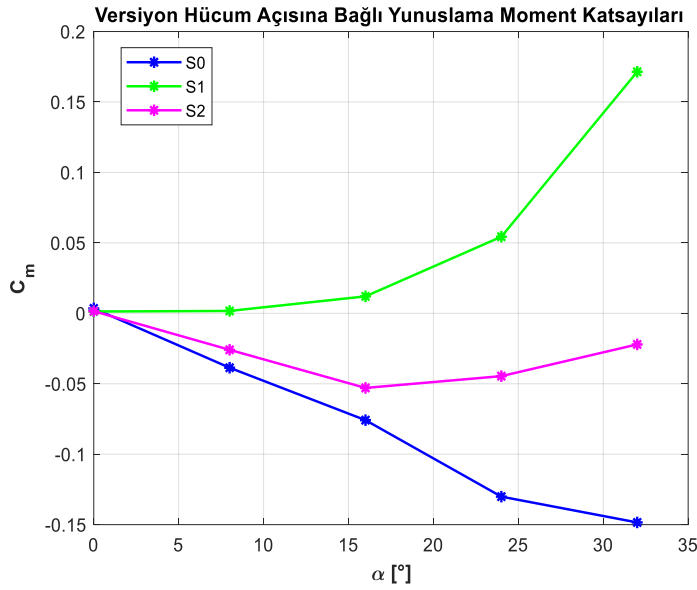
Şekil 3.29 ile versiyonların hücum açısına bağlı yunuslama moment (C_m) katsayılarındaki değişim gösterilmektedir. Analizler referans geometri modeli ağırlık merkezi konumu $CG_X = -0.552$ m olarak alınmıştır. S0 versiyonun her hücum açısında boylamsal kararlı, S1 versiyonun $\alpha = 0^\circ$ ile $\alpha = 16^\circ$ aralığında nötr stabilitede, $\alpha = 16^\circ$ ile $\alpha = 32^\circ$ aralığında ise yüksek seviyelerde boylamsal kararsız, S2 versiyonunun ise $\alpha = 0^\circ$ ile $\alpha = 16^\circ$ aralığında boylamsal kararlı, $\alpha = 16^\circ$ ile $\alpha = 32^\circ$ aralığında ise düşük seviyede boylamsal kararsız durumda olduğu görülmektedir. İncelenen hücum açısı aralıklarına bağlı olan boylamsal stabilite türevleri ve versiyonların %SM değerleri Çizelge 3.1 ile verilmiştir. Türev aralıkları hava aracının lineer karakter gösterdiği $\alpha = 0^\circ$ ile $\alpha = 16^\circ$ aralığında alınmıştır.

Çizelge 3.1 : Versiyonların boylamsal stabilite türevleri ve statik marjinleri.

Versiyon	Statik Marjin (%SM)	$C_{L\alpha}$ [1/rad]	$C_{D\alpha}$ [1/rad]	$C_{m\alpha}$ [1/rad]
S0	%10	2.755	0.726	-0.284
S1	%-1	3.346	0.901	0.038
S2	%6	3.178	0.848	-0.173

Versiyonların statik marjin aralıkları genel savaş uçaklarının uçuş marjinlerine göre limitler arasında kalmaktadır. Fakat S0 versiyonunun sert bir şekilde burun aşağı

yunuslama moment getirmesi sebebiyle manevra yapma kabiliyeti için ağırlık merkezinde değişikliğe gitmesi gerektiği düşünülmektedir.

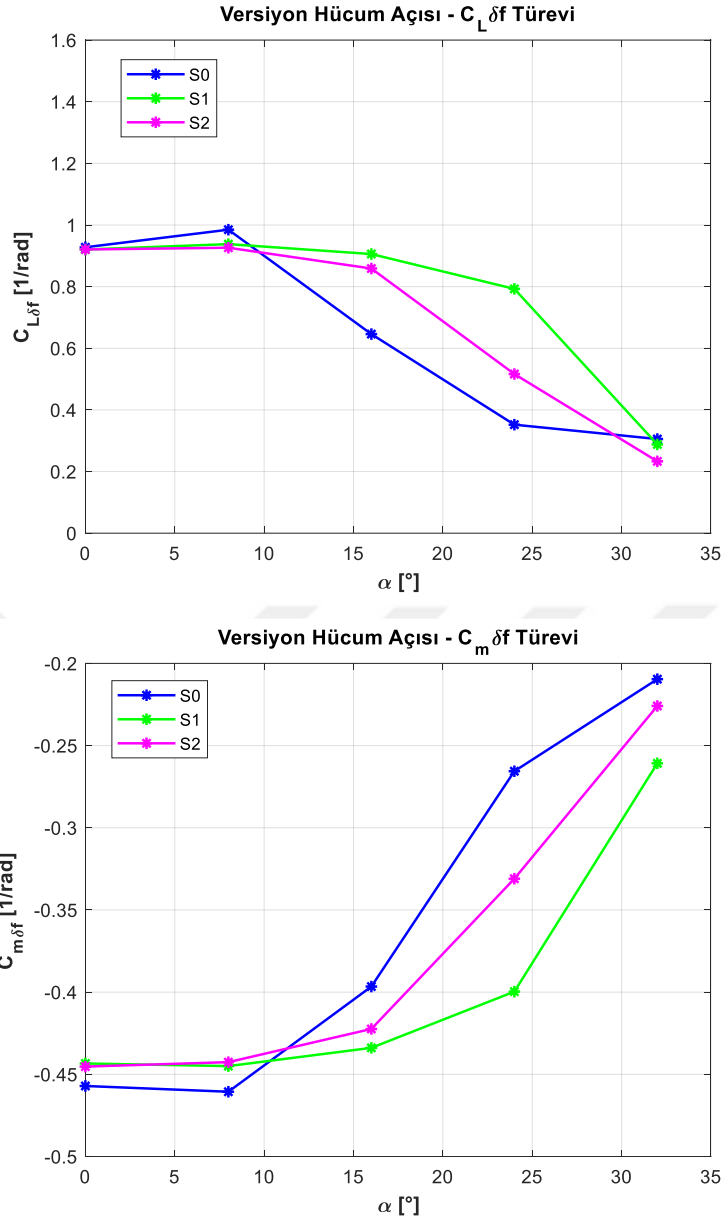


Şekil 3.29 : Versiyonların hücum açısına bağlı yunuslama moment (C_m) katsayıları.

3.3.1 Flap etkinliğinin incelenmesi

Savaş uçaklarında flap kontrol yüzeyi sadece taşımayı arttırıcı yüzey olarak değil gerektiği durumlarda boylamsal trim için de kullanılmaktadır. Yatay kuyruk veya ruddervatorun yetersiz olduğu koşullarda ikincil stabilizatör olarak kullanıldığı hava araçları mevcuttur. Flap boylamsal stabilite türevlerinin strake varlığındaki değişimlerinin incelendiği görsel Şekil 3.30 ile verilmiştir.

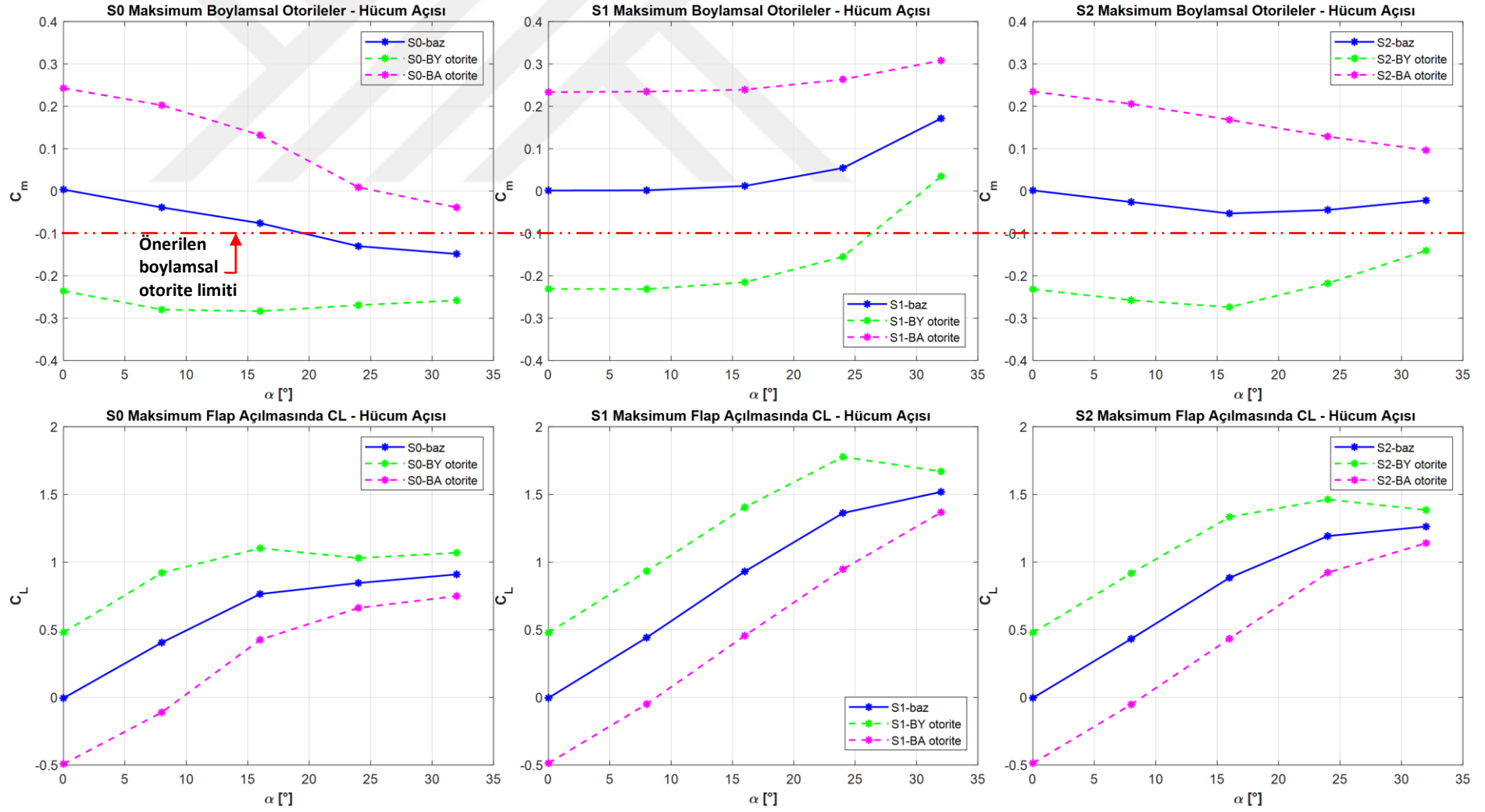
Akış topolojilerinin incelendiği önceki bölümlerde de bahsedildiği gibi, strake entegresinin $\alpha=8^\circ$ 'den yüksek hücum açısı bölgelerindeki flap etkinliğinde artışa sebep olduğu görülmektedir. Strake girdap akımlarının en çok şiddetlendiği $\alpha=24^\circ$ hücum açısında S1 versiyonunun flap taşıma verimliliği S0'a göre iki katından da fazla artış göstermiştir, S2 versiyonu ise strakesiz konfigürasyona göre %46 civarında artışa sebep olmuştur. Flap kontrol yüzeyinin $\alpha=24^\circ$ hücum açısında getirdiği yunuslama moment değişimi incelenecek olursa, S1 versiyonunda S0'a göre %50 artış, S2 versiyonunda ise %25 artış görülmektedir. Strake girdaplarının bozunuma uğrayıp taşıma kaybına sebebiyet verdiği $\alpha=32^\circ$ 'de flapın taşıma potansiyeli her üç versiyonda da yakın değerlerde seyretmektedir, fakat yunuslama moment getirisi olarak strake versiyonları hala daha etkin gözükmemektedir.



Şekil 3.30 : Versiyonların değişen hücüm açılarında flap açılmasına bağlı taşıma (üst) ve moment (alt) türev değerleri.

3.3.2 Boylamsal otoritenin incelenmesi

Boylamsal otorite analizi hava aracının değişen hücüm açısı veya beta açılarındaki kontrol yüzeyleri limitleri dahilinde yapabileceği maksimum BY (burun yukarı) ve maksimum BA (burun aşağı) C_m moment eğrilerini belirtmektedir. Hava aracı stabilite ve kontrol kabiliyetlerinin anlaşılmasında büyük bir rol oynamaktadır. Şekil 3.31 ile değişen hücüm açısı aralığında BA ve BY maksimum otoriteler ve taşıma eğrisi grafikleri gösterilmektedir. Sağlanan BA ve BY otoriteler flap kontrol yüzeyinin $\pm 30^\circ$ limitindeki ek katsayı değerlerini içermektedir.



Şekil 3.31 : Maksimum boylamsal otoriteler (üst), maksimum otoritedeki C_L katsayı değerleri (alt).

Özellikle stabilite kayıplarının olabileceği yüksek hücum açısı değerlerinde kontrol yüzeylerinin belirli seviyelerde hava aracını hücum açısı düşürecek şekilde etkinliğe sahip olması gerekmektedir. MIL-F-8785C adındaki standartta savaş uçağı kategorisindeki hava araçlarının boylamsal kurtarma kapasitelerinin olması için en azından 0.1 değerinde C_m katsayısının olması önerilmektedir (Moorhouse ve Woodcock, 1982). Şekil 3.31'deki boylamsal otoriteler incelendiğinde, düşük hücum açısı değerlerinde hava aracının kalkış, iniş, tırmanma veya seyir durumları için trimli uçuş güvenliği açısından her üç versiyonda uygun gözükmemektedir. S0 versiyonu taşıma kaybının meydana geldiği $\alpha=32^\circ$ hücum açısında dahi boylamsal olarak otoriteye sahip olduğu gözlemlenmiştir.

S1 versiyonu yüksek hücum açılarında burun aşağı kabiliyetini yitirdiği görülmüştür. Bu durumun iyileşmesi için ağırlık merkezinde değişikliklere gidilebilir veya güvenli bölge olan $\alpha=24^\circ$ hücum açısını geçmeyecek görev konseptleri değerlendirilebilir. Fakat savaş uçağı konseptlerinde yüksek hücum açılarında boylamsal kontrol stall veya spine girme durumlarının engellenmesi açısından önem kazanmaktadır.

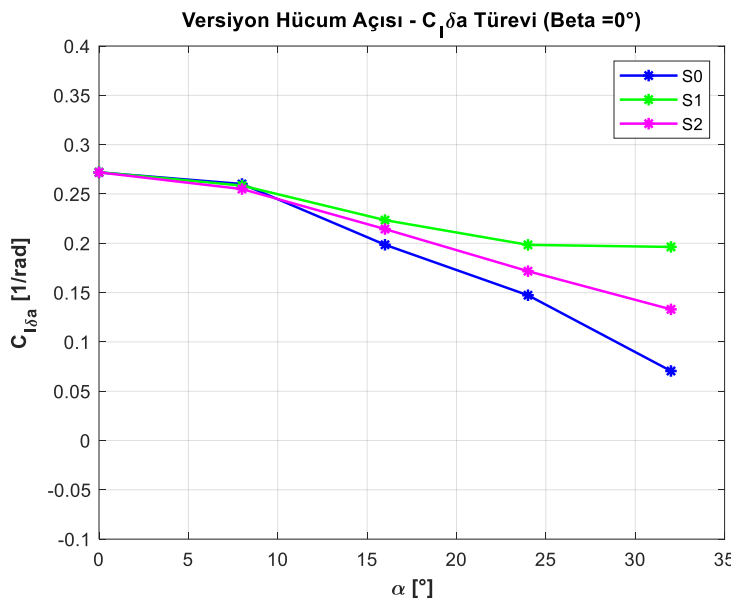
S2 versiyonunda ise küçülen strake yapısı ile yüksek hücum açılarındaki yunuslama momentinde yüksek hücum açısında kontrolsüz artış gözlemlenmemiştir. Bu sebeple yüksek hücum açısında kendisini daha düşük hücum açılara düzeltmeye yetecek otoriteye sahip olacağı değerlendirilmiştir.

3.4 Yanal Stabilite ve Kontrolün İncelenmesi

Hava aracının boylamsal stabilitenin değerlendirilmesi kadar öneme sahip olan yanal stabilite genellikle kontrol yüzeyleri veya kuyruk yapısı ile sağlanmaktadır. Olası asimetric rüzgâr koşulunda hava aracının kendisini akıma paralel hale getirecek komutu üretmesi gerekmektedir. Yanal stabilite ve kontrolünün incelenmesi kapsamında yönelme moment dengesinde etkili rudder kontrol yüzeyi, yuvarlanma moment dengesinde etkili olan aileron kontrol yüzeylerinin strake entegrasyonlu konfigürasyonlardaki verimliliklerindeki değişimlere bakılmıştır. Ayrıca hava aracının beta açısı etkisi altındayken yanal kararlı olup olmadığı değerlendirilmiştir.

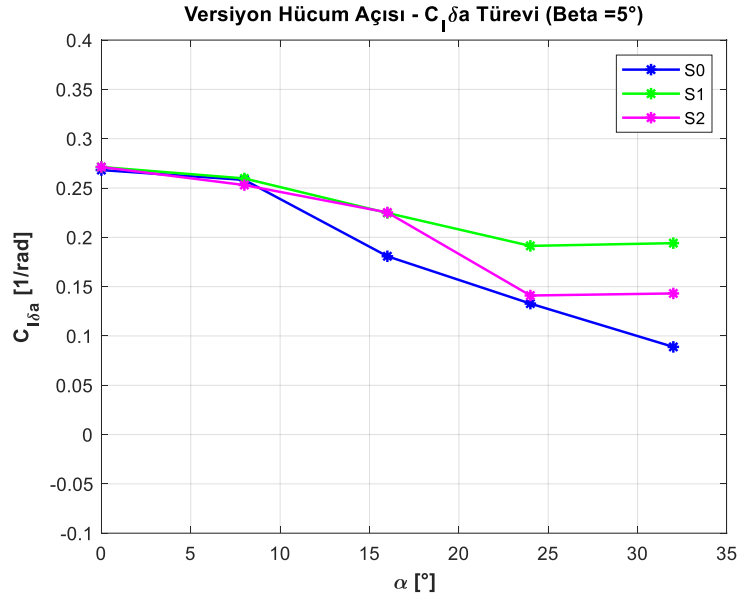
3.4.1 Aileron etkinliğinin incelenmesi

Strake geometrilerinin kanat yüzeyinde oluşturduğu girdap akımlarından dolayı kanadın uç bölümünde olan aileron kontrol yüzeyinin aerodinamik karakter ve kontrol yüzeyi verimlilikleri incelenmiştir. Yatış performansında görev alan aileron kontrol yüzeyinin strake eklenmesi ile yüksek hücum açılarındaki akım rejimlerinde meydana gelen değişimler yanal stabilitenin daha anlaşılır hale getirmesi beklenmektedir. Beta açısı $\beta=0^\circ$, $\beta=5^\circ$ ve $\beta=10^\circ$ koşullardaki aileron kontrol yüzeyi yuvarlama momentindeki etkinliğinin farklı hücum açılarındaki türev değerleri sırasıyla Şekil 3.32, Şekil 3.33 ve Şekil 3.34 ile gösterilmektedir.

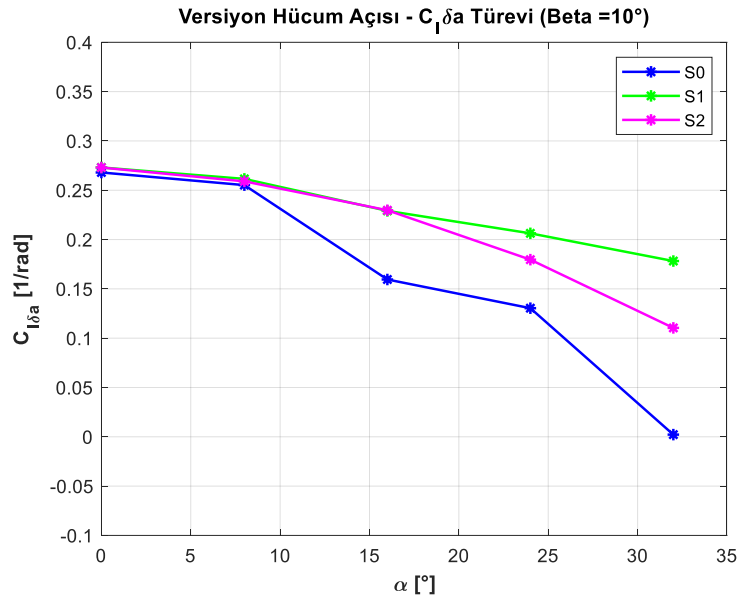


Şekil 3.32 : Versiyonların değişen hücum açılarında aileron açılmasına bağlı C_l türev değerleri ($\beta=0^\circ$).

Beta açısının $\beta=0^\circ$ olduğu durumda aileron kontrol yüzeyinin $\alpha=16^\circ$ 'ye kadar etkinliğinde değişiklik olmadığı gözlemlenmiştir. Düşük hücum açısı aralığında aileron etkinliğinin değişmemesinin sebebi olarak strake versiyonlarının girdap bölgesinin henüz gelişmemesinden kaynaklandığı düşünölmektedir. Daha yüksek hücum açılara gelindiğinde ise aileron etkinliğinde strake referans alanı ile aynı oranda artış sağlandığı gözlemlenmiştir. S0 ile kıyaslandığında, hücum açısı $\alpha=24^\circ$ 'de S1 versiyonunun aileron verimi %34 oranında artarken S2 versiyonunun aileron verimi yaklaşık %16 civarında artış göstermiştir.



Şekil 3.33 : Versiyonların değişen hücüm açılarında aileron açılmasına bağlı C_l türev değerleri ($\beta=5^\circ$).



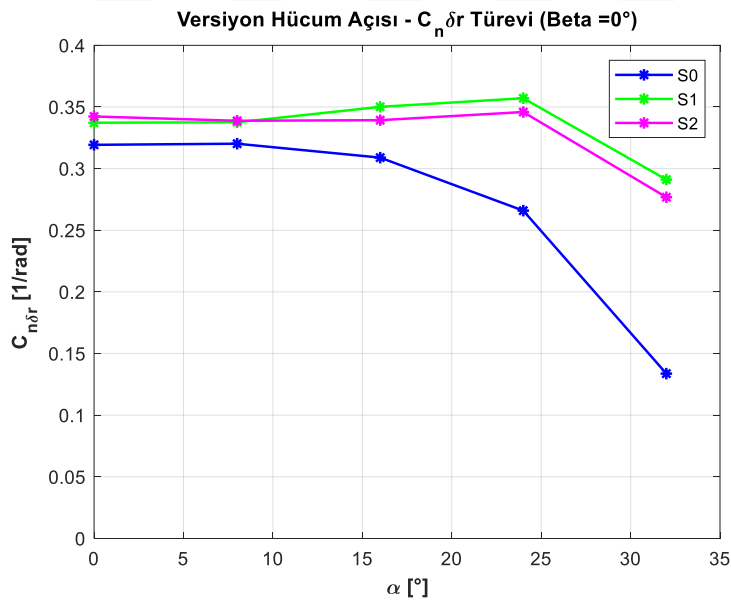
Şekil 3.34 : Versiyonların değişen hücüm açılarında aileron açılmasına bağlı C_l türev değerleri ($\beta=10^\circ$).

Beta açısının artması ile kanattaki asimetrik akım değişiminden dolayı aileron etkinliklerindeki artışın başladığı hücüm açısı $\alpha=24^\circ$ 'den $\alpha=16^\circ$ 'ye gerilemiştir. Beta açısının artması ile S0 versiyonu aileron yuvarlanma moment türevleri düştüğü, fakat S1 versiyonu yuvarlanma moment türevlerinin neredeyse aynı mertebelerde kaldığı gözlemlenmiştir. Aileron etkinliğinin artırılması ve beta açılarında da bu etkinliği korumasında strakelerin büyük faydasının olduğu görülmüştür. S2 versiyonunda olduğu gibi strake alanının yarıya düşürülmesi ise yüksek hücüm açılarında S1

versiyonuna nazaran aileron etkinliğindeki artışı neredeyse yarıya düşürdüğü görülmektedir.

3.4.2 Rudder etkinliğinin incelenmesi

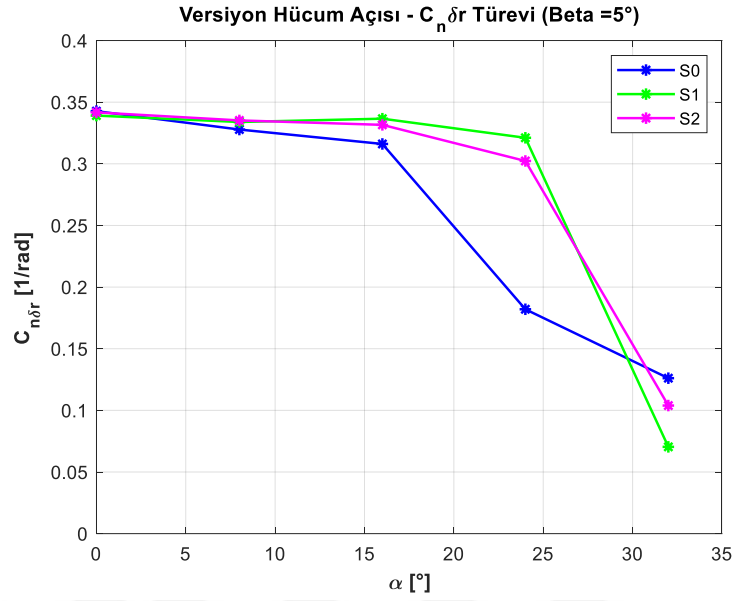
Strake kullanımının rudder etkinliğindeki değişimleri incelemek amacıyla rudder açılmasına bağlı yönelme moment katsayısındaki değişimler S0, S1 ve S2 için sırasıyla Şekil 3.35, Şekil 3.36 ve Şekil 3.37 ile gösterilmiştir. Strake girdaplarının kanat girdapları ile birleşip kuyruk bölgesine ulaşması ile kuyruk yüzeyi basınç bölgelerinde negatif C_p değerleri sağladığı, istenilen yönelme yönüne doğru taşımayı arttırdığı görülmüştür. Beta açısının olmadığı koşulda S0 versiyonu hücum açısının artmasıyla rudder etkinliğinde azalma meydana gelmektedir (Şekil 3.35). Fakat, her iki referans alana sahip strake versiyonu için $\alpha=24^\circ$ 'ye kadar rudder etkinliklerinde düşüş yaşanmadığı görülmektedir. S1 ve S2 için strake referans alanından bağımsız olacak şekilde özellikle de yüksek hücum açılarındaki rudder etkinliğinde büyük artışlar yaşanmıştır. S1 ve S2 versiyonu rudder etkinlik artışı $\alpha=16^\circ$ 'de sırasıyla %13 ve %10 iken, $\alpha=24^\circ$ 'de sırasıyla %34 ve %30 olarak hesaplanmıştır.



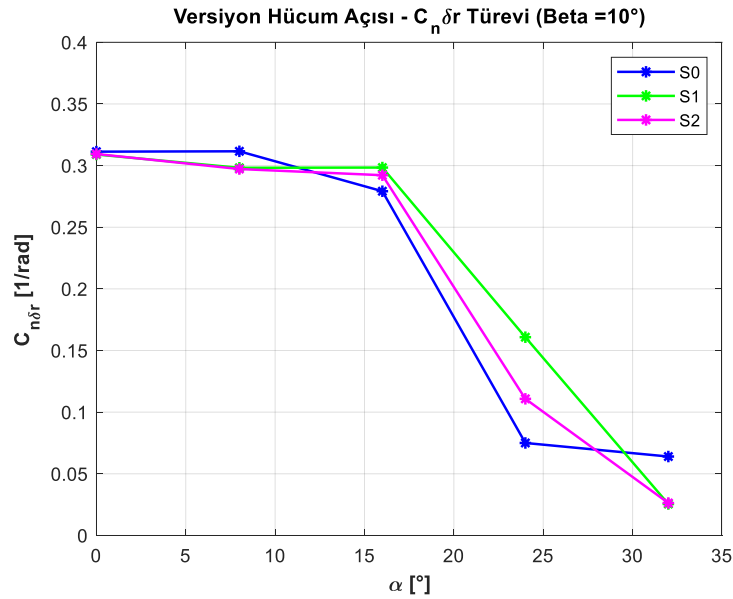
Şekil 3.35 : Versiyonların değişen hücum açılarındaki rudder açılmasına bağlı C_n türev değerleri ($\beta=0^\circ$).

Analizlere beta açısının eklenmesi ile strakeli versiyonların rudder etkinliklerinin yüksek hücum açılarındaki aniden düşüş yaşadığı görülmüştür. Beta $\beta=5^\circ$ koşulunda $\alpha=32^\circ$ 'de girdapların bozunması sebebiyle kuyruk yüzeyinde akımın ayrılmasına,

böylece rudder etkinliğinin düşmesine sebep vermektedir. Beta $\beta=10^\circ$ koşuluna gelindiğinde ise bahsedilen durumun $\alpha=24^\circ$ 'den itibaren başladığı görülmüştür.



Şekil 3.36 : Versiyonların değişen hücum açılarında rudder açılmasına bağlı C_n türev değerleri ($\beta=5^\circ$).

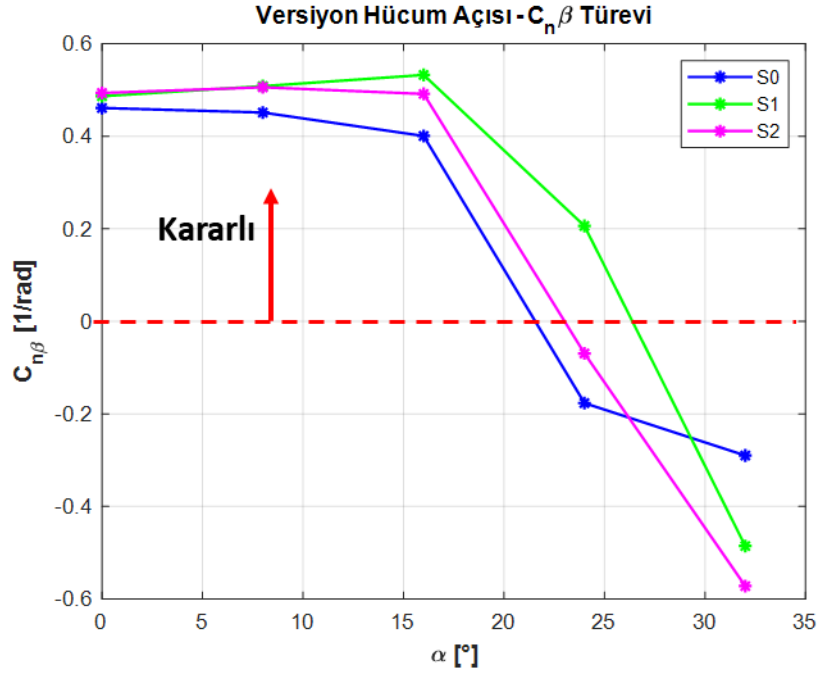


Şekil 3.37 : Versiyonların değişen hücum açılarında rudder açılmasına bağlı C_n türev değerleri ($\beta=10^\circ$).

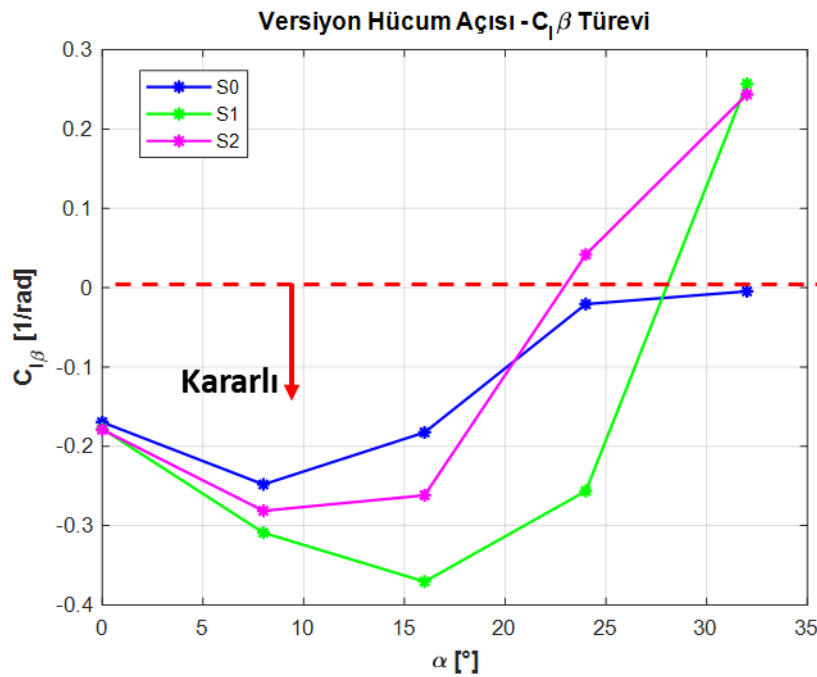
3.4.3 Yanal stabilitenin incelenmesi

Hava aracının yanal stabilitesini ölçmede kullanılan en önemli iki aerodinamik türev bulunmaktadır: beta açısına bağlı yönelme momenti türevi ($C_{n\beta}$) ve beta açısına bağlı yuvarlanma momenti türevi ($C_{l\beta}$). Türevlerin negatif veya pozitif yöndeki değerleri ile

yan rüzgâra maruz kalmış hava aracının başını rüzgâr yönüne mi yoksa rüzgâr yönünden daha da uzağa mı verecekleri anlaşılmaktadır. $C_{n\beta}$ türevinin pozitif olması, $C_{l\beta}$ türevinin ise negatif değerde olması yanıl stabilite durumunu işaret etmektedir. Şekil 3.38 ve Şekil 3.39 ile verilen grafik üç versiyon için de sırasıyla $C_{n\beta}$ ve $C_{l\beta}$ türevinin hücum açısına göre değişimini göstermektedir.



Şekil 3.38 : Versiyonların değişen hücum açısındaki $C_{n\beta}$ türevleri.



Şekil 3.39 : Versiyonların değişen hücum açısındaki $C_{l\beta}$ türevleri.

Şekil 3.38'ten görüleceği gibi her üç versiyon da $\alpha=16^\circ$ hücum açısına kadar yönelme momenti türevinde yanal kararlıdır. Hücum açısının artması ile S0 ve S2 versiyonunun kararsız yapıya geçtiği görülmektedir. $\alpha=32^\circ$ olduğunda ise kuyruk etkinliğini yitirmekte ve bütün versiyonlar için kararsız yapıda olmaktadır. Şekil 3.39 ile verilen grafiğe bakılacak olursa, S0 versiyonun bütün alfa değerlerinde kararlı tarafta kaldığı görülmektedir. S1 versiyonu ise $\alpha=24^\circ$ 'ye kadar ki hücum açılarındaki yönelme karakterinde iyileşme meydana geldiği görülmüştür. Fakat girdap bozunma açısının olduğu düzensiz akımlarından dolayı $\alpha=32^\circ$ 'de kararsız yapıya geçmektedir. $\alpha=16^\circ$ hücum açısında S1 ve S2 versiyonları $C_{n\beta}$ türevlerinde sırası ile %33 ve %23 oranında artış meydana gelmiştir, $C_{l\beta}$ türevinde ise sırası ile %100 ve %43 oranında iyileşme görülmüştür.



4. DEĞERLENDİRME

Bu çalışma savaş uçağı modeli ile gerçekleştirilen HAD analizlerinde, hücum kenarı eklentilerinin farklı uçuş koşullarındaki hava aracında boylamsal, yanal stabilitesi ve kontrol stratejilerine etkileri hakkında incelemeler yapması amaçlanmıştır. Deniz seviyesi (0 ft), ideal gaz tanımlanmış ve serbest akım hızı $Ma=0.5$ olan modellemede analizler değişen hücum açısı, beta açısı ve kontrol yüzeyi açılarında gerçekleştirmiştir.

Beta açısının olmadığı analizler incelendiğinde; $\alpha=16^\circ$ 'den daha küçük olduğu görece düşük hücum açısı değerlerinde iki strake yapısının da aerodinamik olarak etkinlikleri neredeyse strake olmayan versiyon ile aynı olmaktadır. Yükselen hücum açıları ile strake gövde ile birleşimi bölgelerinde strake girdabının başladığı görülmüştür, strake girdabının kanat akımı ile etkileşimi sonucunda oluşan akım ile kanat üst yüzeyinde negatif basınç gradyenleri oluşmuş ve kanattaki taşımanın artmasına sebep olmuştur. Bu yönüyle baz hava aracında stall hücum açısının gecikmesini de sağladığı görülmektedir. Girdapların bozunmaya uğrayıp kararsız yapıya bürünmesi ile $\alpha=32^\circ$ değerinde kanatta taşıma kaybının meydana geldiği görülmüştür.

Betalı uçuşlara maruz kalan strake konfigürasyonunda ise rüzgârı önden alan kanatta girdapların gövdeye doğru ötelenmesine yol açmakta, bu kanatta akım ayrılmalarının daha erken başlamasına yol açtığı gözlemlenmiştir. Rüzgârın arkadan alan kanatta ise strake girdaplarının kanadın uç kısımlarına doğru yöneldiği, fakat hala taşıma getirme potansiyelini barındırdığı görülmüştür.

Kanat kontrol yüzeyleri etkinliklerinin S0 versiyonu için $\alpha=24^\circ$ koşulunda oldukça verimsiz olduğu görülmektedir. Strake entegreli versiyonun oluşan girdap gelişimi ile flap ve aileron kontrol yüzeyindeki akımın yeniden tutunduğu ve kanat yapısındaki taşımayı arttırdığı gözlemlenmiştir. Strake referans geometrisindeki artış ile $\alpha=24^\circ$ hücum açısında aileron etkinliğinde artış gözlemlenmiştir. Strake geometrisinin eklenmesi ile kuyruk ve rudderdeki yanal düzlemde taşımanın artması sağlanmış, $\alpha=24^\circ$ ve $\beta=10^\circ$ koşulunda rudder kontrol yüzeyinde verimlikte artış sağlandığı görülmüştür.

Boylamsal stabiliteyi belirlemede kullanılan bir parametre olan statik marjin oranı bütün versiyonlar için hesaplanmıştır. Aynı ağırlık merkezi konumu kabulündeki S0, S1 ve S2 versiyonları %SM değerleri sırasıyla %10, %-1 ve %6 olarak belirlenmiştir. Savaş uçaklarında manevra kolaylığı açısından negatif SM değerleri normal karşılanmaktadır.

Strake girdaplarının en şiddetli seyrettiği $\alpha=24^\circ$ koşulunda strake kullanımının flap kontrol yüzeyi veriminde %50'ye varan artışlar sağladığı, strake alanını yarıya düşmesi ile artışın da yaklaşık %25 oranlarına gerilediği gözlemlenmiştir. Fakat büyük strake alanlarının kullanılması stall hücum açılarına yakın değerlerde burun aşağı moment kabiliyetini olumsuz etkileyebileceği görülmüştür. $\alpha=24^\circ$ koşulunda aileron etkinliği değerlendirilecek olursa, S1 ile %34 oranında artış sağlanırken, strake alanının yarıya düşmesi ile artış oranı %16 mertebelerine düşmektedir.

$\beta=0^\circ$ koşulunda S1 ve S2'nin rudder verimliliğinde bütün hücum açıları aralığında S0'e göre oldukça fazla iyileşme görülmüştür. Fakat beta açısının artması ile kanat girdaplarındaki kararsız yapı kuyruk akımını etkilemiş, yüksek hücum açısında rudder etkinliğinde kayıplara yol açmıştır. Strake geometrisinin kullanımı ile yanal stabilitede $\alpha=24^\circ$ hücum açısına kadar artış sağlanmıştır. Fakat girdap bozunuma uğradığı $\alpha=32^\circ$ 'de strake versiyonları kararsız tarafa geçtiği gözlemlenmiştir.

KAYNAKLAR

Anslys CFX-Solver Theory Guide. (2021). ANSYS, Inc.

Ashwin Kumar, B., Kumar, P., Das, S., & Prasad, J. K. (2018). Effect of leading edge shapes on 81/45 double-delta wing at low speeds. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, 232(16), 3100-3107.

Bakaul, S. R., Yankui, W., & Guangxing, W. (2014). Suppression of wing rock in slender delta wing by horizontal strakes. *AIAA journal*, 52(12), 2739-2750.

Chen, B. (2005). Investigation of improving the lateral static stability for the aircraft applied to high-subsonic flow and high angle of attack. *Journal of Experiments in Fluid Mechanics*, 19(1), 109-112.

Chen, F., Qian, C., Jiang, Y., & Xu, Y. (2021). Hybrid Nonlinear Control for Fighter With Center of Gravity Perturbation and Aerodynamic Parameter Uncertainty. *IEEE Access*, 9, 139315-139327.

Chou, M. T., Miao, J. J., & Chen, L. Y. (2021). Vortex interaction on a LEX configuration. *Journal of Visualization*, 24(6), 1189-1205.

Cook, S., & Barlow, J. (2000). Investigation of effects of leading edge extension vents on the lateral characteristics of the F/A-18E/F in power approach configuration. . In *18th Applied Aerodynamics Conference*, 4510.

Covell, P., Miller, D., & Wood, R. (1986, January). An evaluation of leading-edge flap performance on delta and double-delta wings at supersonic speeds. In *24th Aerospace Sciences Meeting*, 315.

Durstun, D., & Schreiner, J. (1983). High angle-of-attack aerodynamics of a strake-canard-wing V/STOL fighter configuration. In *Aircraft Design, Systems and Technology Meeting* , 2510.

Etkin, B., & Reid, L. D. (1995). *Dynamics of flight: stability and control*. John Wiley & Sons.

Famularo, D., Martino, D., & Mattei, M. (2008). Constrained Control Strategies to Improve Safety and Comfort on Aircraft. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 31(6), 1782–1792.

Frink, N. T., & Lamar, J. E. (1980). Water-tunnel and analytical investigation of the effect of strake design variables on strake vortex breakdown characteristics. (No. NASA-TP-1676).

Fujii, K., & Schiff, L. B. (1989). Numerical simulation of vortical flows over a strake-delta wing. *AIAA journal*, 27(9), 1153-1162.

- Gai, S. L., Roberts, M., Barker, A., Kleczaj, C., & Riley, A. J.** (2004). Vortex interaction and breakdown over double-delta wings. *The Aeronautical Journal*, 108(1079), 27–34. doi:doi:10.1017/S0001924000004966
- Gatski, T. B., & Speziale, C. G.** (1993). On explicit algebraic stress models for complex turbulent flows. *Journal of Fluid Mechanics*, 254(-1), 59.
- Ghaffari, F., Luckring, J. M., Thomas, J. L., & Bates, B. L.** (1990). Navier-Stokes solutions about the F/A-18 forebody-leading-edge extension configuration. *Journal of aircraft*, 27(9), 737-748.
- Ghazijahani, M. S., & Yavuz, M. M.** (2019). Effect of thickness-to-chord ratio on aerodynamics of non-slender delta wing. *Aerospace Science and Technology*, 88, 298-307.
- Ghoreyshi, M., Korkis-Kanaan, R., Jirásek, A., Cummings, R. M., & Lofthouse, A. J.** (2016). Simulation validation of static and forced motion flow physics of a canard configured TransCruiser. *Aerospace Science and Technology*, 48, 158-177.
- Gloss, B. B., & Mckinney, L. W.** (1973). Canard-wing lift interference related to maneuvering aircraft at subsonic speeds. . (No. NASA-TM-X-2897).
- Hebbar, S. K., Platzer, M. F., & Alkhozam, A. M.** (1996). Experimental study of vortex flow control on double-delta wings using fillets. *Journal of Aircraft*, 33(4), 743–751.
- Hitzel, S.** (2017). Sub-and transonic vortex breakdown flight condition simulations of the F-16XL aircraft. *Journal of Aircraft*, 54(2), 428-443.
- Hitzel, S. M., & Osterhuber, R.** (2018). Enhanced maneuverability of a delta-canard combat aircraft by vortex flow control. *Journal of Aircraft*, 55(3), 1090-1102.
- HLPW-4.** (2020). “Mesh Generation Guidelines, 3rd Geometry and Mesh Generation Workshop (GMGW-3),”: Erişim: 10 Nisan 2023, <https://hilitpw.larc.nasa.gov/Workshop4/Mesh-Generation-Guidelines-V11-3-Final.pdf> adresinden alındı
- Hu, T., Zhao, Y., Liu, P., Qu, Q., Guo, H., & Akkermans, R. A.** (2021). Investigation on lift characteristics of a double-delta wing pitching in various reduced frequencies. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, 235(14), 2081-2094.
- Kern, S.** (1993). Vortex Flow Control Using Fillets on a Double-Delta Wing. *Journal of Aircraft*, Vol. 30, No. 6, 1993, pp. 818-825.
- Kim, C., Jin, T., Koh, G., & Kim, B.** (2021). Control law design to improve the unexpected pitch motion in slow down turn maneuver. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers Part G Journal of Aerospace Engineering*, 236(1), 123-139. .
- Kohlman, D., & Wentz, J. W.** (1969). Vortex breakdown on slender sharp-edged wings. *Astrodynamics Conference*, (s. 778). doi:10.2514/6.1969-778
- Lamar, J.** (2012). A Career in Vortices and Edge Forces. *The Aeronautical Journal*, 116(1176), 101-152.

- Lamar, J. E.** (1976). Some recent applications of the suction analogy to vortex-lift estimates. *Aerodynamic Analysis Requiring Advanced Computers*, SP-347, NASA.
- Lamar, J. E.** (1980). Analysis and Design of Strake-Wing Configurations. *Journal of Aircraft*, 17(1), 20–27.
- Lamar, J. E., & Frink, N. T.** (1981). Experimental and analytical study of the longitudinal aerodynamic characteristics of analytically and empirically designed strake-wing configurations at subcritical speeds. (No. NASA-TP-1803).
- Launder, B. E., Reece, G. J., & Rodi, W.** (1975). Progress in the development of a Reynolds-stress turbulence closure. *Journal of Fluid Mechanics*, 68(03), 537.
- Lee, Y. K., & Kim, H. D.** (2004). Vortical flows over a delta wing at high angles of attack. *KSME International Journal*, 18, 1042-1051.
- Liu, J., Sun, M., Chen, Z., & Sun, Q.** (2020). High AOA decoupling control for aircraft based on ADRC. *ournal of Systems Engineering and Electronics*, 31(2), 393-402.
- Luckring, J.** (1978). Theoretical and Experimental Aerodynamics of Strake-Wing Interactions Up to High Angles-of-Attack. In *11th Fluid and Plasma Dynamics Conference*, (s. 1202).
- Maltby, R. L., & Peckham, D. H.** (1987). Low speed flow studies of the vortex patterns above inclined slender bodies using a new smoke technique. *Royal Aircraft Establishment, Farnborough*.
- McDaniel, D. R., Cummings, R. M., Bergeron, K., Morton, S. A., & Dean, J. P.** (2009). Comparisons of computational fluid dynamics solutions of static and manoeuvring fighter aircraft with flight test data. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, 223(4), 323-340.
- Menter, F. R.** (1994). Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications. *AIAA Journal*, 32(8), 1598–1605.
- Mitchell, D., & Hoh, R.** (1984). Influence of roll command augmentation systems on flying qualities of fighter aircraft. *Journal of Guidance Control and Dynamics*, 7(1), 99-105.
- Moore, W. A., Erickson, G. E., Lorincz, D. J., & Skow, A. M.** (1979). Effects of Forebody, Wing and Wing-Body-LEX Flowfields on High Angle of Attack Aerodynamics. *SAE Transactions*, 3801-3825.
- Moorhouse, D. J., & Woodcock, R. J.** (1982). Background Information and User Guide for MIL-F-8785C. *Military Specification: Flying Qualities of Piloted Airplanes*.
- Rao, D. M., & Huffman, J. K.** (1982). Hinged strakes for enhanced maneuverability at high angles of attack. *Journal of Aircraft*, 19(4), 278-282.
- Roache, P. J.** (1994). Perspective: a method for uniform reporting of grid refinement studies. *J. Fluids Eng*, , 116(3): 405-413.

- Roache, P. J.** (1998). Verification and Validation in Computational Science and Engineering. *Albuquerque: Hermosa Publishers.*
- Rodzewicz, M., Goraj, Z., & Tomaszewski, A.** (2018). Design and testing of three tailless unmanned aerial vehicle configurations built for surveillance in Antarctic environment. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, 232(14), 2598-2614.
- Roy, A., Biswas, S., Kumar De, P., & Majumdar, B.** (2023). Analysis of Vortex Dominated Flow Over Double Delta Wing. *Journal of Mines, Metals & Fuels*, 71(10).
- Sadraey, M. H.** (2012). *Aircraft design: A systems engineering approach*. John Wiley & Sons.
- Schütte, A., & Hummel, D.** (2023). Numerical Design Studies on the Roll Stability of a Multi-Delta-Wing Configuration. *Journal of Aircraft*, 60(3), 898-914.
- Sheta, E.** (2003). Buffet alleviation of F/A-18 aircraft using LEX fences. In *44th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*, (s. 1888).
- Sohn, M. H., & Chung, H. S.** (2005). PIV and CFD analyses of vortical flow over a yawed LEX-delta wing configuration. In *23rd AIAA Applied Aerodynamics Conference*, (s. 4853).
- Verhaagen, N., Jenkins, L., Kern, S., & Washburn, A.** (1995). A study of the vortex flow over a 76/40-deg double-delta wing. *33rd Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, 650. doi:10.2514/6.1995-650
- Wallin, S., & Johansson, A. V.** (2000). An explicit algebraic Reynolds stress model for incompressible and compressible turbulent flows . *Journal of fluid mechanics*, 403, 89-132.
- West IV, T. K., Reuter, B. W., Walker, E. L., Kleb, B., & Park, M. A.** (2017). Uncertainty quantification and certification prediction of low-boom supersonic aircraft configurations. *Journal of Aircraft*, 54(1), 40-53.
- Yuan, S., Li, L., Cai, B., & Zhang, L.** (2020). Differential Riccati equation-based adaptive stabilization for switched linear systems. *International Journal of Robust and Nonlinear Control*, 30(1), 51-64.
- Zhang, B., Han, J., Zhang, T., & Ma, R.** (2021). Unsteady aerodynamic identification based on recurrent neural networks. *Journal of Vibroengineering*, 23(2), 449-458.
- Zhang, X., Wang, Z., & Gursul, I.** (2016). Interaction of multiple vortices over a double delta wing. *Aerospace Science and Technology*, 48, 291-307.
- Zhong, Q., Dong, H., & Quinn, D. B.** (2019). How dorsal fin sharpness affects swimming speed and economy. *Journal of Fluid Mechanics*, 878, 370–385. doi:10.1017/jfm.2019.612

ÖZGEÇMİŞ

Ad-Soyad

: Ayşe Sibel YALAZ ECE

ÖĞRENİM DURUMU:

- **Lisans** : 2017, İstanbul Teknik Üniversitesi, Kimya-Metalurji Fakültesi, Kimya Mühendisliği Bölümü
2019, İstanbul Teknik Üniversitesi, Makina Fakültesi, Makina Mühendisliği Bölümü

MESLEKİ DENEYİM:

- (2019 - halen) BAYKAR Teknoloji şirketinde Uçuş Mekanikliği ve Konsept Geliştirme Takım Lideri olarak çalışmaya devam etmektedir.

DİĞER YAYINLAR:

- **Yalaz A.S.**, Ersoy, S., Okutan, H.C., Çeliktaş, B., Atakül, H. (2017). Experimental Studies on High Pressure CO₂ Capture Technology for Oxy-Combustion of Coal. *II. International Energy Raw Materials and Energy Summit & Exhibition (INERMA)*, September 27, 2017 Istanbul, Turkey.
- **Ece Yalaz A.S.**, Çadırcı, S. (2023). Validation of Fighter Model CFD Analyzes with Experimental Data. *12th International Congress on Engineering, Architecture and Design*, December 23-24-25, 2023 Istanbul, Turkey.