



**DEĞİŞKEN OK AÇIKLI SABİT KANATLI
UÇAKLARDA KARARLILIK VE
PERFORMANS ANALİZİ**

Ömer TAŞCI

Yüksek Lisans Tezi

Eskişehir, 2023

**DEĞİŞKEN OK AÇIKLI SABİT KANATLI UÇAKLARDA KARARLILIK VE
PERFORMANS ANALİZİ**

ÖMER TAŞCI

YÜKSEK LİSANS TEZİ

**Uçak Gövde Motor Bakım Anabilim Dalı
Danışman: Dr. Öğr. Üyesi Uğur ÖZDEMİR**

**Eskişehir
Eskişehir Teknik Üniversitesi
Lisansüstü Eğitim Enstitüsü
OCAK 2023**

JÜRİ VE ENSTİTÜ ONAYI

ÖMER TAŞCI'nın "DEĞİŞKEN OK AÇIKLI SABİT KANATLI UÇAKLARDA KARARLILIK VE PERFORMANS ANALİZİ" başlıklı çalışması 20/01/2023 tarihinde aşağıdaki jüri tarafından değerlendirilerek "Eskişehir Teknik Üniversitesi Lisansüstü Eğitim-Öğretim ve Sınav Yönetmeliği"nin ilgili maddeleri uyarınca, Uçak Gövde Motor Bakım Anabilim dalında Yüksek Lisans Tezi olarak kabul edilmiştir.

Jüri Üyeleri

Unvan Adı Soyadı

İmza

Üye

: Prof.Dr. Ünver KAYNAK

Üye

: Prof.Dr. Mehmet Şerif KAVSAOĞLU

Üye

: Dr. Öğr. Üyesi Uğur ÖZDEMİR

Prof. Dr. Murat TANIŞLI

Lisansüstü Eğitim Enstitüsü Müdürü

20/01/2023

DANIşMAN ONAYI

Danişmanlığını yürüttüğüm Yüksek Lisans ğrencisi ÖMER TAşCI, DEğİşKEN OK AÇIKLI SABİT KANATLI UÇAKLARDA KARARLILIK VE PERFORMANS ANALİZİ başlıklı tez çalışmasını tamamlamıştır. Hazırlamış olduğu tez tarafımda incelenmiş ve öğrencinin tez savunma sınavına alınması bilimsel ve etik açıdan uygun görülmüştür.

Tez Danişmanı
Dr. Öğr. Üyesi Uğur ÖZDEMİR

ÖZET

DEĞİŞKEN OK AÇIKLI SABİT KANATLI UÇAKLARDA KARARLILIK VE PERFORMANS ANALİZİ

ÖMER TAŞCI

Uçak Gövde Motor Bakım Anabilim Dalı

Eskişehir Teknik Üniversitesi, Lisansüstü Eğitim Enstitüsü, Ocak 2023

Danışman: Dr. Öğr. Üyesi Uğur ÖZDEMİR

Sürekli olarak gelişen havacılık sektörü ile ilgili ülkemizde devamlı olarak ilerlemeler görülmektedir. Geçmiş dönemlerde sadece uçak bakım, ikmal ve lojistik alanından gelişen ülkemiz son günlerde uçak tasarımı ve üretimi konusunda büyük atılımlar yapmaktadır.

Bu çalışmada kanat ok açısı değişiminin uçuş performansı ve kararlılığı üzerine etkileri hesaplanmıştır. Bu kapsamda ülkemizin envanterinde bulunana T-37B eğitim uçağı OPEN VSP ve DATCOM programları kullanılarak modellenmiş ve aerodinamik katsayıları elde edilmiştir. T-37B uçaklarına yönelik ilk olarak uçuş performansı ve kararlılık analizleri yapılmıştır. Sonrasında eğer T-37B eğitim uçağı değişebilir ok açısına sahip bir kanat yapısına dönüştürülebilseydi uçuş performansı ve kararlılığındaki değişimler nasıl olurdu sorusuna cevap verilmeye çalışılmıştır.

Tez çalışması kapsamında uçağın kalkış, tırmanış, menzil, alçalış, süzülme, yaklaşma ve manevra performansına yönelik hesaplamalar yapılmıştır. Uçağın kararlılık durumları statik ve dinamik olarak öncelik ile incelenmiştir. Seçilen uçuş koşulunda kararlılığı hesaplanan uçağın ok açısı değişiminin uçuş kararlılığına olan etkisi hesaplanmıştır.

Performans ve kararlılık yönleri ile incelenen T-37B eğitim uçağı için -10° , -5° , 0° , 10° , 20° , 40° ok açısı değişimleri için hesaplar yapılarak uçağın hem pozitif hem de negatif ok açısı değişimine göre hesaplamaları başarılı bir şekilde yapılmış olumlu ve olumsuz yönleri sunulmuştur.

Anahtar Sözcükler: Uçak tasarımı, Değişebilir ok açılı kanatlar, Uçuş performans hesaplamaları, Kararlılık hesaplamaları, Aerodinamik analiz.

ABSTRACT
STABILITY AND PERFORMANCE ANALYSIS OF FIXED WING AIRPLANES
WITH VARIABLE ARROWS

ÖMER TAŞCI

Department of Department of Airframe and Powerplant Maintenance
Eskişehir Technical University, Institute of Graduate Programs, January 2023

Supervisor: Dr. Öğr. Üyesi Uğur ÖZDEMİR

Continuous progress is observed in our country regarding the continuously developing aviation sector. Our country, which has developed only in the field of aircraft maintenance, supply and logistics in the past, has made great strides in aircraft design and production in recent days.

In this study, the effects of wing arrow angle change on flight performance and stability were calculated. In this context, the T-37B trainer aircraft, which is in the inventory of our country, was modeled using OPEN VSP and DATCOM programs and its aerodynamic coefficients were obtained. Firstly, flight performance and stability analyzes were made for T-37B aircraft. Afterwards, it has been tried to answer the question of what would be the changes in flight performance and stability if the T-37B trainer could be converted into a wing structure with a variable arrow angle.

Within the scope of the thesis, calculations were made for the take-off, climb, range, descent, glide, approach and maneuver performance of the aircraft. Stability states of the aircraft were examined statically and dynamically with priority. The effect of the arrow angle change of the aircraft whose stability was calculated in the selected flight condition on the flight stability was calculated.

For the T-37B trainer aircraft, which was examined with performance and stability aspects, calculations were made for -10° , -5° , 0° , 10° , 20° , 40° arrow angle changes and the positive and negative aspects of the aircraft were successfully calculated according to both positive and negative arrow angle changes.

Keywords: Aircraft design, Changeable arrow-angle wings, Flight performance calculations, Stability calculations, Aerodynamic analysis.

TEŞEKKÜR

Bu çalışma sürecinde yardımlarını ve emeğini esirgemeyen tez danışmanlarım Dr. Uğur ÖZDEMİR ve jüri üyelerim Prof. Dr. Ünver KAYNAK ve Prof. Dr. Mehmet Şerif KAVSAOĞLU'na teşekkürlerimi sunarım.

Havacılık alanında yardımları ve görüşleriyle çalışmamın başarıyla sonuçlanabilmesine destek veren sayın Eren TOPBAŞ'a ve Eskişehir Teknik Üniversitesi Havacılık ve Uzay Bilimleri Fakültesi tüm akademik personeline katkılarından dolayı teşekkür ederim.

Hayatımın her alanında bana desteklerini hiçbir zaman esirgemeyen babam İsmail TAŞCI'ya, annem Şerife TAŞCI'ya ve kız kardeşim Hayriyenur TAŞCI'ya teşekkürlerimi sunarım.

ÖMER TAŞCI

16/01/2023

ETİK İLKE VE KURALLARA UYGUNLUK BEYANNAMESİ

Bu tezin bana ait, özgün bir çalışma olduğunu; çalışmamın hazırlık, veri toplama, analiz ve bilgilerin sunumu olmak üzere tüm aşamalarında bilimsel etik ve kurallara uygun davrandığımı; bu çalışma kapsamında elde edilen tüm veri ve bilgiler için kaynak gösterdiğimi ve bu kaynaklara kaynakçada yer verdiğimi; bu çalışmanın Eskişehir Teknik Üniversitesi tarafından kullanılan “bilimsel intihal tespit programı”yla tarandığını ve hiçbir şekilde “intihal içermediğini” beyan ederim. Herhangi bir zamanda, çalışmamla ilgili yaptığım bu beyana aykırı bir durumun saptanması durumunda, ortaya çıkacak tüm ahlaki ve hukuki sonuçları kabul ettiğimi bildiririm.

ÖMER TAŞCI

İÇİNDEKİLER

	<u>Sayfa</u>
JÜRİ VE ENSTİTÜ ONAYI.....	I
DANIŞMAN ONAYI	II
ÖZET	III
ABSTRACT.....	IV
TEŞEKKÜR	V
ETİK İLKE VE KURALLARA UYGUNLUK BEYANNAMESİ.....	VI
İÇİNDEKİLER	VII
TABLOLAR DİZİNİ.....	IX
ŞEKİLLER DİZİNİ.....	X
SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ.....	XIII
1. GİRİŞ	1
2. LİTERATÜR ARAŞTIRMASI VE MODELLEME	4
2.1. Benzer Uçakların Araştırılması.....	4
2.1.1. Bell X-5	4
2.1.2. SU-17.....	6
2.1.3. F-14 Tomcat	7
2.1.4. B-1 Lancer	10
2.1.5. Gelecekte Yapılması Planlı Çalışmalar	11
2.2. Literatür Araştırması	14
2.3. Yöntem ve Modelleme	15
2.3.1. DATCOM.....	18
2.3.2. OPEN VSP	20
3. PERFORMANS HESAPLAMALARI VE ANALİZLERİ.....	22
3.1. Kalkış Performansı	22
3.2. Tırmanış Performansı.....	29
3.3. Seyir Uçuşu Performansı.....	33
3.4. Alçalma ve Süzülme Performansı.....	41
3.6. Yaklaşma Performansı	46
3.7. Manevra Performansı.....	50
3.7.1 V-n Diyagramı	55
4. KARARLILIK HESAPLAMALARI VE ANALİZLERİ.....	59

4.1. Statik Stabilité	59
4.2. Dinamik Stabilité.....	67
5. SONUÇ VE ÖNERİLER.....	79
KAYNAKÇA.....	81
ÖZGEÇMİŞ	



TABLÖLAR DİZİNİ

Sayfa

Tablo 2.1. <i>Bell X-5 uçağının genel özellikleri</i>	5
Tablo 2.2. <i>SU-17 uçağının genel özellikleri</i>	7
Tablo 2.3. <i>F-14 Tomcat uçağının genel özellikleri</i>	9
Tablo 2.4. <i>B-1 Lancer uçağının genel özellikleri</i>	11
Tablo 2.5. <i>T-37B uçağı tasarım özellikleri</i>	16
Tablo 2.6. <i>Kanat ok açısı değişiminin geometrik etkisi</i>	20
Tablo 3.1. <i>Uçuş Şartları</i>	22
Tablo 3.2. <i>Kalkış performansı bilgileri</i>	22
Tablo 3.3. <i>J69-T-25 Mortuna ait bilgiler</i>	23
Tablo 3.4. <i>Tırmanış performansına ait bilgiler</i>	29
Tablo 3.5. <i>Uçuş safhasına göre RPM değişimi</i>	31
Tablo 3.6. <i>T-37B Uçağının seyir uçuşu bilgileri</i>	34
Tablo 3.7. <i>Ok açısı değişimine bağlı polar denklemler</i>	39
Tablo 3.8. <i>Alçalma performansına ait bilgiler</i>	41
Tablo 3.9. <i>Ok açısı değişimine göre C_{Lmax} değişimi</i>	56
Tablo 4.1. <i>T-37B uçağına ait dinamik stabilite bilgileri</i>	71
Tablo 4.2. <i>Ok açılarına göre frekans, sönümlleme ve karakteristik denklemler</i>	75

ŞEKİLLER DİZİNİ

Sayfa

Şekil 2.1. Bell X-5 uçağının değişen ok açılı kanat gösterimi.....	4
Şekil 2.2. Bell X-5 kanat ok açısı değişim mekanizması	5
Şekil 2.3. SU-17 uçağının görseli.....	6
Şekil 2.4. F-14 kanat ok açısı değişimi görseli	8
Şekil 2.5. F-14 Uçağı kanat ok açısı değiştirme mekanizması.....	8
Şekil 2.6. F-14 Uçağı görseli	9
Şekil 2.7. B-1 Lancer uçağı kanat ok açısı değiştirme mekanizması görseli	10
Şekil 2.8. B-1 Lancer uçağı görseli	10
Şekil 2.9. Lockheed Martin Skunkworks görseli	12
Şekil 2.10. NextGen Aeronautics MFX-2 görseli	13
Şekil 2.11. T-37B uçağının yan ve üst düzlemde görünümü	17
Şekil 2.12. T-37B uçağının DATCOM'dan modellenmesi.....	18
Şekil 2.13. T-37B kanat ok açısı değişimlerini gösterimi.....	19
Şekil 2.14. T-37B uçağının OPEN VSP ile modellenmesi.....	21
Şekil 2.15. T-37B uçağının OPEN VSP kullanılarak basınç dağılımının gösterimi	21
Şekil 3.1. J-69-T25 Motorunun RPM e bağlı itki grafiğı	23
Şekil 3.2. J85-GE-5A Motorunun Mach sayısına bağlı itki değişimi.....	24
Şekil 3.3. Kalkış koşulların CL'in AoA bağlı değişimi	25
Şekil 3.4. Kalkış sırasında uçağın üzerine gelen kuvvetler	26
Şekil 3.5. Değişen ok açılara göre CL'in AoA a göre değişimi	27
Şekil 3.6. Kalkış mesafesinin ok açısına göre değişimi.....	29
Şekil 3.7. Tırmanış esnasında uçak üzerine etki eden kuvvetler	30
Şekil 3.8. Sürat değişimine bağlı sürüklenme değişimi ve max sürat gösterimi	31
Şekil 3.9. İrtifaya bağlı tırmanma oranı değişimi	32
Şekil 3.10. Ok açısı değişiminin tırmanma oranı üzerine etkisi.....	33
Şekil 3.11. RPM değişimine bağlı yakıt tüketim grafiğı	34
Şekil 3.12. Sürate bağlı itki grafiğı ve max menzil süratinin gösterimi	35
Şekil 3.13. Ok açısı değişimine bağlı elevatör değişimi.....	38
Şekil 3.14. Ok açısı değişimine bağlı olarak sürüklenme kuvvetindeki değişim	39
Şekil 3.15. Ok açısı değişimine bağlı olarak RPM değişimi	40
Şekil 3.16. Ok açısı değişimine bağlı olarak TSFC değişimi	40

Şekil 3.17. Ok açısı değişimine bağlı olarak menzil değişimi.....	40
Şekil 3.18. Süzülme esnasında uçak üzerine etki eden kuvvetler	42
Şekil 3.19. Süzülme esnasında irtifa ve mesafe arasındaki ilişki	42
Şekil 3.20. Süzülüş esnasında bir uçak için itki ve güç gereksinimlerinin gösterimi.....	43
Şekil 3.21. Ok açısı değişimine bağlı süzülüş esnasında menzil performansı	44
Şekil 3.22. Alçalış esnasında uçak üzerine gelen kuvvetler	44
Şekil 3.23. Ok açısına bağlı alçalma sürati değişimi.....	46
Şekil 3.24. Ok açılarının değişimine göre CL'in AoA a göre değişimi	47
Şekil 3.25. Ok açısı değişimine bağlı CLmax değişimi	49
Şekil 3.26. Ok açılarının değişimine bağlı yaklaşma sürati değişimi	49
Şekil 3.27. Sabit irtifa dönüş görseli	50
Şekil 3.28. Uçak ağırlığına bağlı nmax değerinin değişimi.....	52
Şekil 3.29. Ok açılara göre sürat değişimine bağlı en yüksek yük faktörü değişimi ..	52
Şekil 3.30. Ok açısı değişimine göre en yüksek yük faktörü değişimi	53
Şekil 3.31. Sürat değerine bağlı dönüş yarıçapı değişimi.....	53
Şekil 3.32. Sürat değerine bağlı dönüş hızı değişimi	54
Şekil 3.33. 100 kts sürat de değişen ok açılara bağlı dönüş yarıçapı değişimi	54
Şekil 3.34. 100 kts sürat de değişen ok açılara bağlı dönüş hızı değişimi.....	55
Şekil 3.35. Ok açısı değişimine göre V-n diyagramları	56
Şekil 3.36. Ok açısı değişimine göre V-n diyagramlarının karşılaştırılması	58
Şekil 4.1. Statik stabilite örnekleri.....	60
Şekil 4.2. C_m momentinin AoA bağlı değişimi.....	61
Şekil 4.3. 0° ok açısı değişiminde AoA değişimine bağlı olarak C_m değişimi	62
Şekil 4.4. DATCOM programında ok açısına bağlı AoA a göre C_m değişimi.....	62
Şekil 4.5. OPEN VSP programında ok açısına bağlı AoA a göre C_m değişimi.....	63
Şekil 4.6. Cl 'in β bağlı değişimi	64
Şekil 4.7. C_n 'in β bağlı değişimi	64
Şekil 4.8. 0° ok açısı değişiminde OPEN VSP programında Cl 'in β bağlı değişimi.....	65
Şekil 4.9. 0° ok açısı değişiminde OPEN VSP programında Cl 'in β bağlı değişimi.....	65
Şekil 4.10. OPEN VSP programında ok açısı değişimine bağlı β a göre Cl değişimi ...	66
Şekil 4.11. OPEN VSP programında ok açısı değişimine bağlı β a göre C_n değişimi ..	66
Şekil 4.12. Short Period mod da uçağın davranışının gösterimi	68
Şekil 4.13. Phugoid mod da uçağın davranışının gösterimi	68

Şekil 4.14. Yatay stabilizenin AoA değişimine bağlı C_L değişimi	73
Şekil 4.15. 0° ok açısında uçağın boylamsal ekseninde dinamik stabilite kökleri.....	74
Şekil 4.16. 0° ok açısında Short Period mod da karakteristik denklemin cevabı.....	74
Şekil 4.17. 0° ok açısı değişiminde Phugoid mod da karakteristik denklemin cevabı....	75
Şekil 4.18. Değişen ok açılarına göre Short Period mod kökleri.....	76
Şekil 4.19. Değişen ok açılarına göre Phugoid mod kökleri.....	76
Şekil 4.20. Ok açıları değişimine bağlı olarak Phugoid mod da uçağın tepkisi	77
Şekil 4.21. Ok açıları değişimine bağlı olarak Short Period mod da uçağın tepkisi	78



SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ

α	: Alfa
AoA	: Hücüm Açısı
AR	: Aspect Ratio
a_{avg}	: Ortalama ivmelenme
β	: Beta
b	: Kanat boyu
c	: Kanat genişliği
C_D	: Sürüklenme katsayısı
C_{D_0}	: Kaldırmanın olmadığı durumda sürüklenme katsayısı
$C_{D_{avg}}$	: Taşıma katsayısı ortalaması
C_L	: Kaldırma katsayısı
$C_{L_{a_h}}$	: Yatay stabilize açısı değişimine göre kaldırma katsayısı değişimi
$C_{L_{max}}$	: Maksimum kaldırma katsayısı
$C_{L_{opt}}$	: Optimum taşıma katsayısı
C_l	: Roll eksenindeki moment katsayısı
C_{l_0}	: β açısının sıfır olduğu durumda roll eksenindeki moment katsayısı
C_{l_β}	: β açısının değişimine göre roll eksenindeki moment katsayısı değişimi
$C_{l_{\delta a}}$	: Aileron yüzey değişimine göre roll eksenindeki moment katsayısı değişimi
$C_{l_{\delta r}}$	: Rudder yüzeyi değişimine göre roll eksenindeki moment katsayısı değişimi
C_m	: Pitch eksenindeki moment katsayısı
C_{m_0}	: α açısının sıfır olduğu durumda pitch eksenindeki moment katsayısı
C_{m_α}	: α açısının değişimine göre pitch eksenindeki moment katsayısı değişimi
$C_{m_{ih}}$	: Yatay stabilize açısına göre pitch eksenindeki moment katsayısı değişimi
C_{m_q}	: Variation of airplane pitching moment coefficient with pitch rate
C_n	: Yaw eksenindeki moment katsayısı
C_{n_β}	: β açısının değişimi ile yaw eksenindeki moment katsayısı değişimi
$C_{n_{\delta a}}$	: Aileron yüzey değişimine göre yaw eksenindeki moment katsayısı değişimi

$C_{n_{\delta_r}}$	: Rudder yüzey değişimine göre yaw eksenindeki moment katsayısı değişimi
CG	: Kütle Merkezi
D	: Sürüklenme kuvveti
D_{avg}	: Ortalama sürüklenme kuvveti
dk	: Dakika
F_{A_y}	: Aerodynamic of y axis Force
F_{T_y}	: Thrust of y axis Force
ft	: Feet
g	: Yerçekimi ivmesi
h	: İrtifa
i_h	: Yatay stabilize açısı
I_{xx}	: x-x Düzlemindeki atalet momenti
I_{yy}	: y-y Düzlemindeki atalet momenti
I_{zz}	: z-z Düzlemindeki atalet momenti
I_{xz}	: x-z Düzlemindeki atalet momenti
lb	: Pound
lbf	: Pound Force
kg	: Kilogram
L	: Kaldırma kuvveti
L_{avg}	: Ortalama kaldırma kuvveti
L_A	: Aerodynamic of Rolling Moment
L_T	: Thrust of Rolling Moment
m	: Metre
M_A	: Aerodynamic of Pitching Moment
M_{α}	: Pitch angular acceleration per unit angle of attack
$M_{\dot{\alpha}}$	: Pitch angular acceleration per unit rate of change of angle of attack
M_A	: Aerodynamic of Pitching Moment
M_T	: Thrust of Pitching Moment
$M_{T_{\alpha}}$	: Pitch angular acceleration per unit angle of attack

M_{Tu}	: Pitch angular acceleration per unit change in speed
M_u	: Pitch angular acceleration per unit change in speed
M_q	: Pitch angular acceleration per unit pitch rate
Max.	: Maksimum
Min.	: Minimum
N_A	: Aerodynamic of Yawing Moment
N_T	: Thrust of Yawing Moment
n	: İvmelenme Katsayısı
n_{max}	: Maksimum İvmelenme Katsayısı
Nm	: Deniz Mili
NP	: Neutral Point
P	: Pitch eksenindeki açısal hız
$\dot{P}$	: Pitch eksenindeki açısal hızın zamana bağlı değişimi
R	: Yaw eksenindeki açısal hız
$\dot{R}$	: Yaw eksenindeki açısal hızın zamana bağlı değişimi
RPM	: Dakikadaki Devir Satısı
S	: Referans kanat alanı
SFC	: Özgül Yakıt Tüketimi
S_G	: Kalkış mesafesi
sn	: Saniye
T	: İtke Kuvveti
T_A	: Available Thrust
T_R	: Require Thrust
$TSFC$	: İtkiye Özgül Yakıt Tüketimi
U	: X eksenindeki uçak sürati
V	: Y eksenindeki uçak sürati
V_{avg}	: Ortalama Sürat
V_h	: Horizontal tail volüme coofficent
V_{LOF}	: Kaldırma Sürati

V_{Stall}	: Stall Sürati
V^*	: Corner Velocity
Z_u	: Vertical acceleration per unit change in speed
$Z_{\dot{\alpha}}$	: Vertical acceleration per unit rate of change of angle of attack
Z_{α}	: Vertical acceleration per unit angle of attack
Z_q	: Vertical acceleration per unit pitch rate
W	: Z eksenindeki uçak sürati
W	: Ağırlık
W_0	: Başlangıç Ağırlığı
W_1	: Bitiş Ağırlığı
$\dot{W}_f$	: İtkiye Özgül Yakıt Tüketimi
Q	: Roll eksenindeki açısal hız
$\dot{Q}$	: Roll eksenindeki açısal hızın zamana bağlı değişimi
X_{α}	: Forward acceleration per unit angle of attack
X_u	: Forward acceleration per unit change in speed
q	: Dinamik Basınç
ω	: Dönüş hızı
ω_{max}	: Maksimum dönüş hızı
ϕ_T	: Thrust Angle
γ	: Flight path angle
ρ	: Hava yoğunluğu
μ_r	: Sürtünme katsayısı
θ	: Pitch açısı
ϕ	: Roll açısı
δ_a	: Aileron yüzeyindeki açı değişimi
δ_e	: Elevatör yüzeyindeki açı değişimi
δ_r	: Rudder yüzeyindeki açı değişimi
ζ_{SP}	: Short Period mod sönümlleme değeri
ζ_{PH}	: Phugoid mod sönümlleme değeri

ω_{NSP} : Short Period mod doğal frekans değerı

ω_{NPH} : Phugoid mod doğal frekans değerı



1. GİRİŞ

Çalışmanın konusu “Değişken Ok Açılı Sabit Kanatlı Uçaklarda Performans ve Kararlılık Analizi” olarak belirlenmiştir.

Uçakların mevcut tasarım sürecinde oluşturulan görev misyonunu yerine getirmesi için kanat yapısı, gövde boyutları, dikey ve yatay kuyruk seçimi, boş ağırlık, yakıt ağırlığı, maksimum kalkış ağırlığı, taşımayabileceği faydalı yük ağırlığı gibi parametrelerde seçimler yapılmaktadır.

Tasarımı gerçekleştirilen bütün uçakların tüm uçuş koşullarına elverişli olmaları beklenir. Fakat hiçbir uçak bütün koşullar için elverişli olamaz. Uçaklar sadece belirli tür uçuş görevlerine uygun en iyileştirilmiş tasarımlar kullanılmaktadır. Örneğin yolcu uçakları uzun menzilli seyir kabiliyetine sahip, avcı uçakları ise yüksek hızlı ivmelenme ve manevra performansı maksimum olacak şekilde tasarlanmıştır. Havacılık alanında yaşanan gelişmelerle birlikte verimlilik ve performans artırma arayışları da beraberinde gelmiştir. Hava araçlarının tasarımında uçuş sırasında adaptasyon ve optimizasyon konularında doğadan ilham alınmıştır. Kuşların kanatlarını açması ile tüylerindeki açıklıkların taşıma kuvvetinden itki kuvvetine nasıl dönüştüğü incelenmiştir. Bu incelemelerden yola çıkarak çoklu görev performansını sağlamak için şekil değiştirebilir teknolojiler (Morphing Technology) üzerine çalışılmaya başlanmıştır [1].

Farklı uçuş koşullarına uyum sağlamak için uçak üzerinde büyük ölçekte şekil değişimi gerekmektedir. Bu durumda şekil değiştirebilir teknolojiler ilk olarak uçağın üzerindeki büyük dış şekillerin değişimi ile çalışmalarına başlamıştır. Değişen bir göreve uyum sağlanması için kanat alanının, kanat uzunluğunun, yanal açıklık oranının (AR), kanat ok açısının değişimi hedeflenmiştir. Bu sayede çeşitli uçuş şartlarında işlevselliğini ve fonksiyonlarını yerine getirebilecektir. Örnek verilecek olur ise düşük süratlerde efektif olarak uçuşunu gerçekleştirecek uçakta düşük ok açılı bir kanat ve yüksek kanat açıklık oranı beklenmektedir ve buna karşılık olarak da yüksek süratte efektif olarak uçuşunu gerçekleştirebilecek bir uçaktan yüksek ok açılı bir kanat ve düşük kanat açıklık oranı beklenmektedir. Bu durumda her iki zıt durumu karşılayabilmek için uçak üzerinde büyük şekil değişimleri olması gerekmektedir [2].

Bu sürecin sonrasında 1950 ile 1960 lı yıllardan itibaren uçakların sabit olan parçalarının hareketli bir hale gelmesinin uçakların performansını olumlu yönde etkileyeceğine dair görmüşler ortaya çıkarak yeni uçak tasarımları oluşturulmuştur.

Bunlardan en bilindiği ve uygulananı ise kanat ok açısı değişiminin uçaklarının performansını özellikle yüksek süratte pozitif etki oluşturmaktadır.

1951 yılında Bell firması tarafından 2 adet üretilen X-5 uçağı bu durumun örneğidir. Devam eden süreçte 1964 yılında üretime başlayan General Dynamic F-111 uçağı toplamda 563 adet üretilerek değişebilir ok açılı uçaklar için ilk kullanım örneği teşkil etmektedir ([http-1](http://1)).

Bu durumda yapılan çalışmalar genellikle kanat ok açısının geri yönüne yani pozitif yönde değişimi ile alakalıdır. Fakat ok açısının ileri yönde yani negatif yönde değişiminin de olumlu etkileri mevcuttur. İleri yönde ok açısı değişimi sayesinde uçaklar yüksek hücum açısında uygun şekilde görev icra edebilir. Geri yönde ok açısı değişimine sahip olanlar uçaklar ise bu uçuş durumunda stall olmaktadır. Stall ise kanat uç noktalarında ilk olarak başladığı için aileronlar kontrol etkinliğini kaybetmektedir. İleri yönde ok açısı değişimi sayesinde stall ilk olarak kanat kök kısmında meydana gelmektedir ve aileronlar tamamen efektif etkinliğini devam ettirmektedir. Bu durumun en net örneği Grumman firması tarafından tasarlanan X-29 uçağıdır [3].

Uçaklar değişen ok açıları sayesinde daha yüksek L/D oranı elde edebilir bunun sayesinde düşük süratlerde kararlı performans gösterebilirler ve daha düşük stall süratleri elde ederek çok daha kısa pistlerden kalkış yapabilir daha düşük yaklaşma süratlerine sahip olabilirler. Bunun ile beraber ok açılarını değiştirerek özellikle yüksek süratlerde uçak üzerine gelen sürüklenme kuvvetini azaltarak daha yüksek menzil değerleri ve ivmelenme değerini arttırarak ise daha yüksek manevra performansı elde edebilirler. İsterlere göre tasarlanan uçakların tasarım kısıtlarını ortadan kaldırmak ve daha fonksiyonel bir noktaya getirmek için çalışmalar yapılmıştır.

Bu çalışmalar sadece uçak ok açısını değiştirmek üzerine değil uçak kanat boyunu arttırmak, kanat profilini değiştirmek, kullanılan esnek malzemeler ile kanat geometrisini değiştirmek üzerine olabilmektedir.

Bu tez çalışmasında değişen ok açısına sahip bir uçak tasarlamak yerine mevcut uçuş başarısını kanıtlamış bir uçağın kanat yapısı değişebilir ok açılı bir uçak olsaydı performans ve kararlılığına etkisi nasıl olurdu sorusuna cevap aranmıştır.

Tasarlanan ve üretilen birçok uçak olmasına rağmen tasarım parametreleri, aerodinamik ve stabilite katsayıları, ağırlık ve kütle inertia bilgileri, motor performans bilgisi paylaşılan uçak sayısı oldukça azdır. Ayrıca tezin amacı ok açısı değişiminin etkisini hesaplamak olduğu için seçilecek uçağın kanat yapısının düz olması

gerekmektedir. Ağırlık ve kütle inertia bilgileri, stabilite katsayı bilgileri ve motor performans bilgilerine ihtiyaç vardır. İlgili bilgilerin paylaşıldığı uçaklar incelendiğinde tezin amacına en uygun uçağın T-37B eğitim uçağı olduğuna karar verilmiştir.

T-37B eğitim uçağının öncelikle teknik resim görüntülerine bağılı kalarak 3 boyutlu modellemiş yapılmış, itki modellemesi için motor performans bilgileri elde edilmiş, performans ve kararlılık hesaplamaları yapılmış ve internet ortamında paylaşılan veriler baz alınarak doğrulanmış ve son olarak kanat ok açısı -10° ile 40° ok açısı değişimi verilerek performans ve kararlılık analizleri yapılmıştır.

Belirtilen amaçlar doğrultusunda ok açısı değişiminin etkilerinin düşünüldüğü kadar yüksek etkisi olup olmadığı ve T-37B uçağı ile beklenen yüksek performans kazancı etkisi ayrıca kararlı uçuş karakteristiğini koruması bu kapsamda incelenmiş ve anlatılmıştır.

2. LİTERATÜR ARAŞTIRMASI VE MODELLEME

2.1. Benzer Uçakların Araştırılması

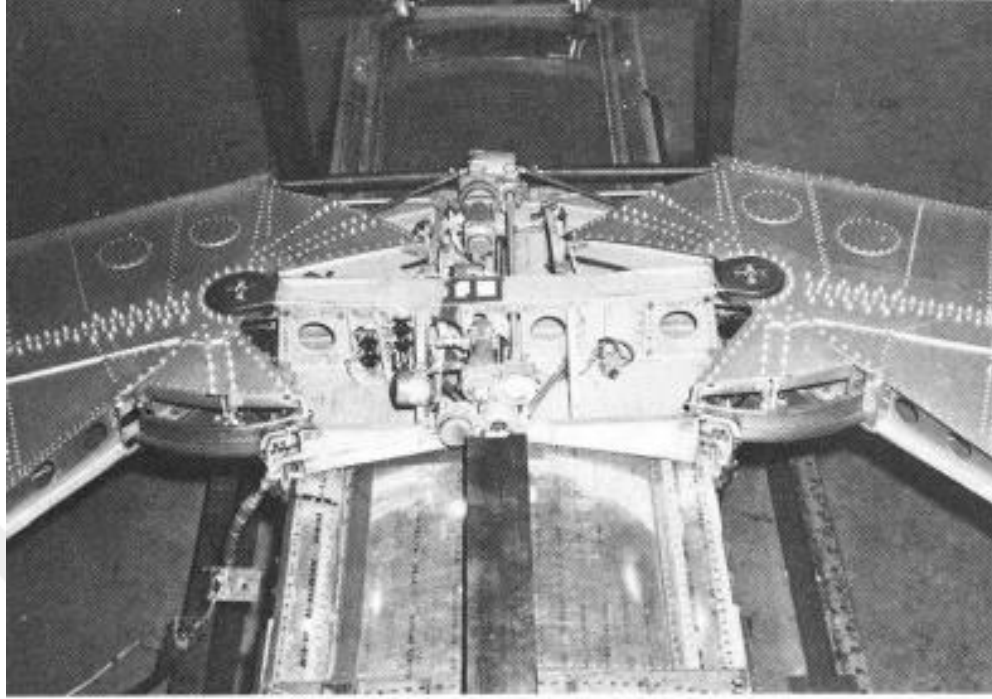
2.1.1. Bell X-5

Bell X-5 kanatlarının açısını uçuş esnasında ayarlayabilen ilk uçak olarak Messerschmitt şirketi tarafından II. Dünya Savaşı sırasında geliştirilmiştir. İlk olarak kanat ok açısını sadece yerde değiştirebilir iken eklenilen elektrikli motor sayesinde bu açı uçuş esnasında da değişebilmektedir. 20°, 40°, 60° lik üç farklı kanat ok açısı uçuş esnasında değiştirmesi ile değişken bir geometri platformu yaratıyordu.

İlk uçuşunu 20 Haziran 1951 de gerçekleştiren Bell X-5 toplamda iki adet üretilmiştir. Bir kriko düzeneği ile kanat kökü raylar üzerinde taşınmakta ve disk frenler kullanılarak kanat ok açıları sabitlenmektedir. Parçaların yer değiştirmesi kanat ok açısının değişmesi sebebi ile oluşacak ağırlık merkezi ve aerodinamik merkez değişimlerini azaltması hedeflenmiştir. Şekil 2.1 de Bell X-5 uçağının değişen ok açılı kanat formasyonu gösterilmiştir. Şekil 2.2 de ise kanat ok açısını değiştiren mekanizma gösterilmiştir. Tablo 2.1 de uçağın genel özellikleri hakkında bilgi verilmiştir [4,5]



Şekil 2.1. Bell X-5 uçağının değişen ok açılı kanat gösterimi



Şekil 2.2. Bell X-5 kanat ok açısı değişim mekanizması

Tablo 2.1. Bell X-5 uçağının genel özellikleri

Uzunluk	33,4 ft	
Yükseklik	12 ft	
Kanat Uzunluğu	20°	30,8 ft
	60°	18,64 ft
AR	20°	5,76
	60°	1,92
Kanat Alanı	20°	165 ft ²
	60°	181 ft ²
Boş Ağırlık	6350 lb	
Max. Kalkış Ağırlığı	9875 Ib	
Motor	Allison J35-A-17A Turbojet	
Motor İtkisi	4900 lbf	
Max. Sürat	613 knot (0,9 Mach)	
Menzil	650 Nm	
Servis İrtifası	42000 ft	

Bell X-5 geniş bir hız aralığında uçuşması gereken uçaklarda kanat ok açısı değişiminin büyük bir avantaj sağladığını göstermiştir. Ancak uçağın sıra dışı viril karakteristiği bazı kanat açılarında uçağın kurtarılamayacağı bir spine girmesine yol açmıştır. Bu durum üretilen iki uçaktan birinin düşmesi ve bir pilotun ölümüne neden olmuştur. Stabilitate problemleri olmasına rağmen Bell X-5 konsepti sayesinde ilerleyen tarihlerde F-11, F-14 Tomcat ve B-1 Lancer gibi uçaklar başarılı bir şekilde geliştirilmiştir.

2.1.2. SU-17

Sukhoi firması tarafından Sovyet ordusu için geliştirilmiş değişken ok açılı kanat yapısına sahip ilk uçaktır. SU-17 temel olarak SU-7 tasarımı üzerine geliştirilmiş olup devamında SU-20 ve SU-22 uçakları bu uçaktan ilham almışlardır. Toplamda 2876 adet üretilmiş ve birçok ülke tarafından etkin olarak kullanılmıştır. Şekil 2.3 de SU-17 uçağının görseli ve Tablo 2.2 de uçağın genel özellikleri paylaşılmıştır.[6]



Şekil 2.3. SU-17 uçağının görseli

Tablo 2.2. *SU-17 uçağının genel özellikleri*

Uzunluk	62,5 ft
Yükseklik	16,1 ft
Kanat Uzunluğu	min. ok açısı 44,11 ft
	max. ok açısı 33 ft
Kanat Alanı	min. ok açısı 414 ft ²
	max. ok açısı 371 ft ²
Boş Ağırlık	26808 Ib
Max. Kalkış Ağırlığı	42836 Ib
Motor	Lyulka AL-21F-3
Motor İtkisi	17200 Ibf (24700 Ibf afterburner ile)
Max. Sürat	1.13 Mach
Menzil (Harici Silah Yüklü)	620 Nm
Menzil	1200 Nm
Servis Yüksekliği	46600 ft

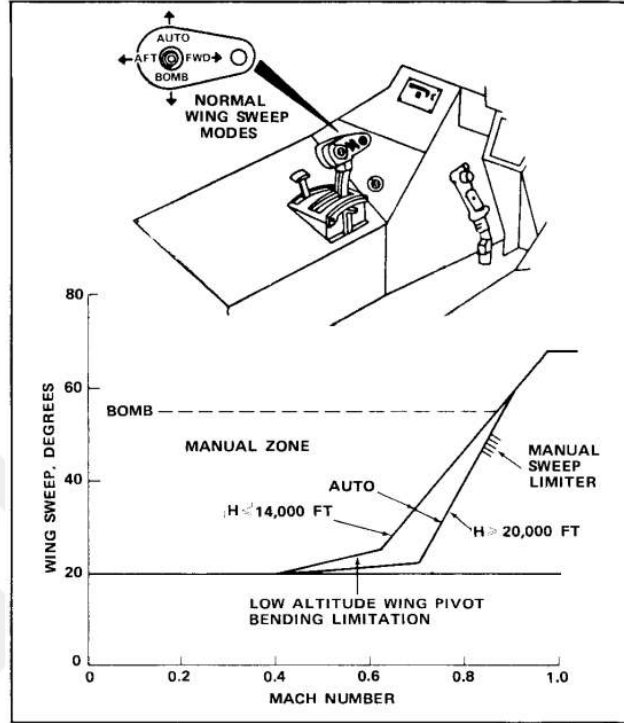
2.1.3. F-14 Tomcat

F-14 Tomcat Grumman tarafından üretilmiş olup F-111 uçağından esinlenmiştir. İlk uçuşunu 1970 yılında gerçekleştirmiş olup toplamda 712 adet üretilmiştir. Hala aktif olarak kullanılmaktadır. F-14'ün kanat ok açısı uçuş sırasında 20° ile 68° arasında değiştirilebilir ve kanat taramasını Mach sayısı olarak optimum kaldırma-sürüklenme oranında tutan Merkezi Hava Veri Bilgisayarı tarafından otomatik olarak kontrol edilebilir. [7]. Şekil 2.4 de bu durum gösterilmektedir. Şekil 2.5 de kanat ok açısı değişim mekanizması ve Şekil 2.6 da F-14 uçağı gösterilmektedir.

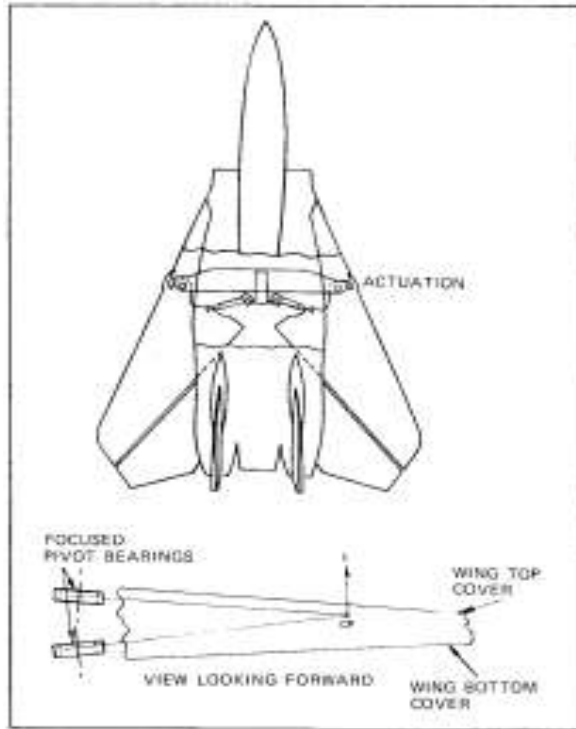
Kanat ok açısı değişim bölgesi uçak gövdesinden nispeten uzak bir bölgede konumlandırılmıştır. Bunun sayesinde uçak üzerine yüklenen silah ve mühimmatlar (harici yükler) için alan ortaya çıkmış ve hareket eden bölgeden tamamen ayrılmıştır. Ayrıca bu sayede toplam kaldırma alanının daha az bir bölümü değişken olduğundan kanat ok açısı değiştikçe daha az aerodinamik merkez ve kütle merkezi değişimi olacaktır.

Birçok ülke tarafından aktif olarak kullanılmış bazı ülkeler tarafından hala aktif olarak kullanılan uçak değişebilir ok açılı kanat yapıları içinde oldukça gelişmiş ve

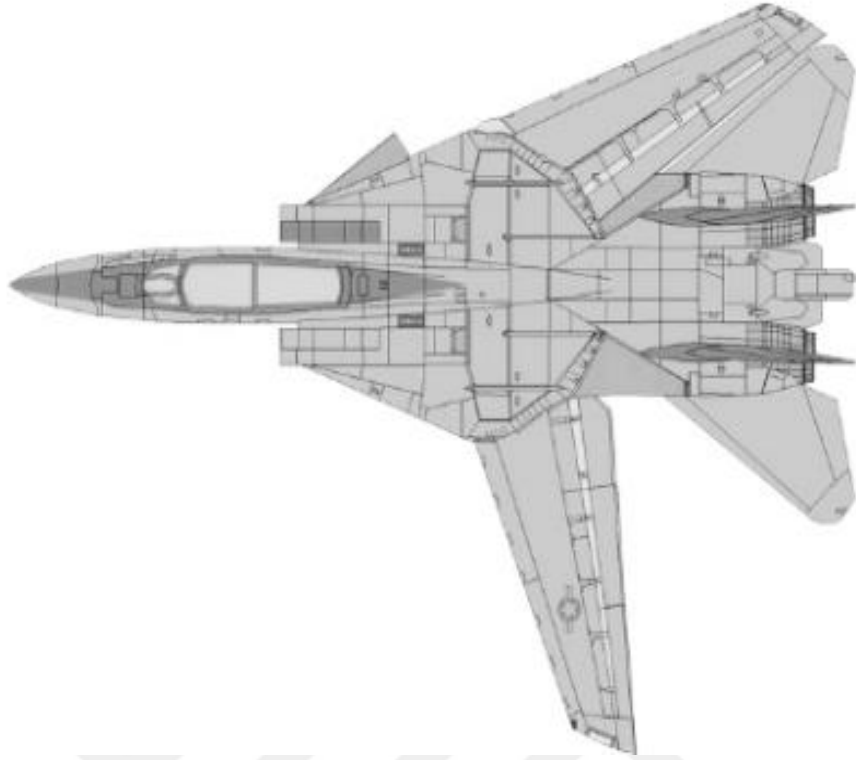
sürdürülebilir sistemlerden birisidir. Uçağa ait genel özellikler Tablo 2.3 de mevcuttur [8].



Şekil 2.4. F-14 kanat ok açısı değişimi görseli



Şekil 2.5. F-14 Uçağı kanat ok açısı değiştirme mekanizması



Şekil 2.6. *F-14 Uçağı görseli*

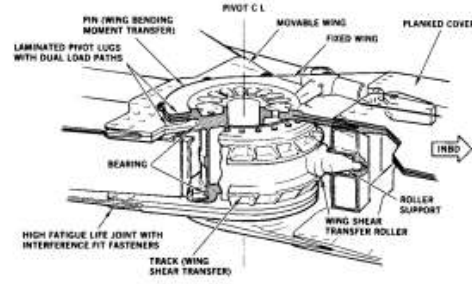
Tablo 2.3. *F-14 Tomcat uçağının genel özellikleri*

Uzunluk	62,9 ft
Yükseklik	16 ft
Kanat Uzunluğu	20° 64 ft
	68° 38 ft
Boş Ağırlık	43735 lb
Max. Kalkış Ağırlığı	74350 lb
Motor	2 × General Electric F110-GE-400
Motor İtkisi	16610 lbf
	(28200 lbf afterburner ile)
Max. Sürat	2.34 Mach
Menzil (Harici Silah Yüklü)	500 Nm
Menzil	1600 Nm
Servis Yüksekliği	53000 ft

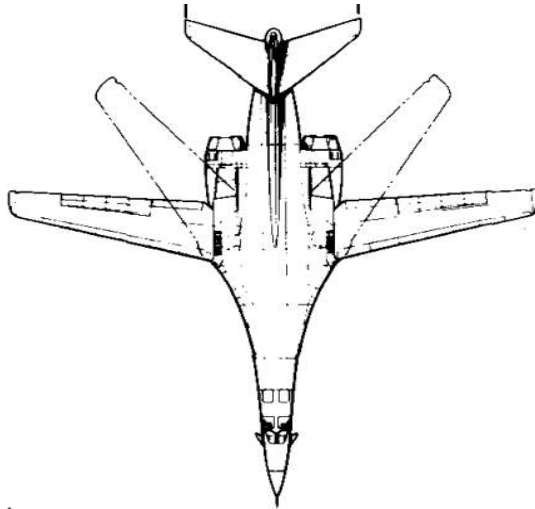
2.1.4. B-1 Lancer

B-1 Lancer Rockwell tarafından üretilmiş süpersonik süratlere çıkabilen değişken ok açılı kanatlara sahip ağır bombardıman uçağıdır. Tasarım konsepti olarak B-58 Hustler in 2,0 Mach a ulaşan sürati ve B-52 uçağının menzil ve yüksek taşıma kapasitesinin birleştirilmesi amaçlanmıştır. İlk uçuşunu 1974 yılında gerçekleştirmiş olup toplamda 104 adet üretilmiştir.[9]

Uçak üzerinde değişen ok açılı kanatlar 15° ve $67,5^\circ$ arasında değişebilmektedir. Uçak düşük kanat ok açıları ile kalkış, iniş ve yüksek irtifada ekonomik seyir için kullanılır iken yüksek ok açılı kanat konfigürasyonu yüksek sürat uçuşlarda kullanılması planlanmıştır [10]. B-1 Lancer uçağı uzunluğundan kaynaklı alçak irtifada türbülanslı havada esneme problemi ortaya çıktığı için uçak burun kenarlarına kanatçıklar dahil edilmiştir [11]. B-1 Lançer uçağının kanat ok açısı değiştirme mekanizmasına ait görsel Şekil 2.7 de uçağın görseli ile Şekil 2.8 de sunulmuştur [12]. Uçağa ait teknik bilgiler ise Tablo 2.4 de mevcuttur [9,13].



Şekil 2.7. B-1 Lancer uçağı kanat ok açısı değiştirme mekanizması görseli



Şekil 2.8. B-1 Lancer uçağı görseli

Tablo 2.4. *B-1 Lancer uçağının genel özellikleri*

Uzunluk	146 ft	
Yükseklik	34 ft	
Kanat Uzunluğu	15°	137 ft
	67,5°	74 ft
Boş Ağırlık	192000 lb	
Max. Kalkış Ağırlığı	477000 lb	
Motor	4 × General Electric F110-GE-102	
Motor İtkisi	17390 lbf (30780 lbf afterburner ile)	
Max. Sürat	1,25 Mach	
Menzil (operasyonel)	2993 Nm	
Menzil	6500 Nm	
Servis Yüksekliği	60000 ft	

2.1.5. Gelecekte Yapılması Planlı Çalışmalar

Geçmişten günümüze doğru yaklaşacak olur isek 1903 yılında Wright kardeşlerin uçağında iki kanatlı bir yapı kullanıldığını görmekteyiz. Yıllar içerisinde uçaklarda düşük süratlerde kaldırma kuvvetini arttırmak için flap ve slat kullanımı, sürüklenme kuvvetini arttırmak için spoiler kullanımı, sürüklenme kuvvetini azaltmak için iniş takımlarını gövde içerisine almak, kanat geometrisini değiştirerek kaldırma veya sürüklenme kuvvetini değiştirme bu sayede uçakların performans yönünden en optimum hale getirmek için çalışmalar devam etmiş olup bunların birkaçı önceki bölümlerde açıklanmıştır.

Gelecekte uçakların geometrisi üzerinde değişiklik yapılması amaçlanan dört ana başlık aşağıda sunulmuştur:

- Uçak performansını geliştirmek ve uçuş zarfını genişletmek.
- Uçak performansını ve düşük görünürlüğünü geliştirmek için uçuş kontrol yüzeylerinin konumsal değişimi
- Sürüklenme kuvvetini azaltmak ve menzil değerini arttırmak.
- Titreşimi azaltmak ve Flutter'ı kontrol etmek.

Genel olarak dört farklı yaklaşım konspti sunulsa bile bunların her birinin kendi zorlukları vardır. Ortaya çıkacak zorlukların ve problemlerin çözümü için iki temel konu

üzerinden çözüm yapılmıştır. Bunlar malzeme ve yapısal yaklaşımı ve çoklu disiplin optimizasyonu ve sistem yaklaşımıdır. Bu çerçevede gelecekte kullanılması planlanan bazı sistemler incelenmiştir.

Lockheed Martin firması tarafından tasarlanan ve hala geliştirilme aşamasında olan kanat uzunluğu, kanat alanı, kanat şekli ve konumu değişebilen insansız hava aracıdır. Tasarım amacı uzun havada kalış süresi ve menzil elde etmek, uzun süzülüş mesafesine ulaşmak, yüksek sürat ve agresif taarruz kabiliyetine sahip olmasıdır. Hava aracını kanatlarının içerisine yerleştirilen tahrik mekanizması sayesinde kanat şekil değiştirebilmektedir. Yaklaşık 25 sn gibi kısa bir süre içerisinde kanat alanı %71 oranında değişebilmektedir. İçerisinde bulunan uçuş kontrol sistem yöneticileri sayesinde insansız hava aracı geometri değişiminde uçak CG'si ve aerodinamik merkezi değiştirilmektedir. İnsansız hava aracının geometri değişimini gösteren bir örnek bir resim Şekil 2.9 da sunulmuştur [15].



Şekil 2.9. Lockheed Martin Skunkworks görseli

NextGen Aeronautics firması tarafından geliştirilen kanat alanı ve kanat ok açısı değiştirme kabiliyetlerine sahip jet motorlu insansız hava aracı olarak tasarlanmıştır ve geliştirme faaliyetleri devam etmektedir. Kanat alanının %40 oranında , kanat alanını %73 oranında ve kanat açıklık oranını (AR) %177 oranında değiştirebilmektedir. Başarılı olarak gösterim uçuşunu tamamlayan hava aracı 10 sn de otonom olarak geometrisini değiştirebilmektedir. Hava aracı ile ilgili görsel Şekil 2.10 da sunulmuştur [15].



Şekil 2.10. *NextGen Aeronautics MFX-2 görseli*

Raytheon tarafından geliştirilen savaş uçları tarafından kullanılan Tomahawk seyir füzesine adaptif kanat teknolojisi eklenmesi amaçlanmıştır. Bu sayede füzenin seyir sürati 0,3 Mach ile 3,0 Mach arasında değişebilecek hedef bölgeleri arasında hem yüksek süratte ulaşım hem de daha uzun süre havada kalma imkanı sağlanacaktır. Ayrıca bir füze ile çok misyonlu görev icra etme veya aynı görevi daha efektif olarak icra etme kabiliyeti sağlanacaktır.

Uçak üzerinde geometri değişimi üzerine yapılan çalışmalar uçakların operasyonel ve üretim maliyetleri üzerinde etkisi oldukça yüksektir. Bu teknolojiler sayesinde uçaklar çeşitli uçuş şartlarında oldukça geniş irtifa ve sürat aralığında kullanımlarını oldukça efektif hale getirilebilmektedir. Bu sayede uçakların performansı gelişmekte uçuş zarfı genişlemekte, uçuş kontrol yüzeyleri yer değiştirebilmekte, sürüklenme kuvvetleri azaltılarak menzilleri artmakta ve titreşim ve flutter'ın etkileri azaltılmaktadır. Bu gibi durumlara çözüm bulmanın tek yolu sadece uçak geometrisi değiştirmek değildir. Fakat farklı tip görevleri yerine getirmek için birçok farklı uçak kullanmak yerine tek tip bir uçak ile birçok görevi yerine getirebilmek daha maliyet ve sürdürülebilirlik yönünden etkin olmaktadır [15].

2.2. Literatür Araştırması

Bu bölümde uçak üzerinde değişen geometrilerin uçak performansı ve kararlılığı üzerine olan etkilerini konu alan çalışmalar hakkında bilgi verilmektedir.

Bowman, Sanders ve Weisshaar tarafından 2002 yılında şekil değiştirebilen uçak geometrisinin uçak performansına olan etkisini değerlendirmek amacı ile yaptığı çalışmada; büyük kanat yapısına sahip uçağın geometri değişimi sayesinde oluşabilecek faydası hakkında çalışma yapılmıştır. Çalışmada ana motivasyon kaynağı olarak kartalların farklı uçuş durumlarında kanat yapılarını değiştirebilme özelliğinden ilham alınmıştır. Uçağın sürüklenme kuvvetindeki değişim, dönüş yarıçapı üzerine etkileri, L/D oranındaki değişim, yakıt tüketimi ve seyir uçuşu incelenmiş olup ok açısı değişiminin belirtilen konulara olan etkisi örnek bir görev profili çıkarılarak değerlendirilmiştir. Ok açısı değişimi ile sürüklenme polar denkleminde değişiklik olduğu hesaplanmış. Kanat alanı değişiminden, L/D değişimi ve sürüklenme kuvvetinin azalmasından kaynaklı yakıt tüketiminden fayda sağlandığı hesaplanmıştır [16].

Massachusetts, Lipton, Wood ve Kuindersma tarafından 2017 yılında ileri yönde (negatif) ok açılı kanat tasarımının küçük hava aracı için geliştirilmesi amacı ile yapılan çalışmada; küçük hava aracı'na değiştirilebilir ok açılı kanat geometrisi eklendiğinde eğer bu ok açısı ileri (negatif) yönde değişiminde yüksek AoA lı manevralarda kontrol edilebilirliği ve performans değişimi hesaplanması amaçlanmıştır. -25° ve 75° arasındaki AoA değişimlerinde ileri yönde ok açısı değişiminin aerodinamik etkileri rüzgâr tüneli kullanılarak elde edilmiştir. Elde edilen datalar sayesinde non linear dinamik modelleme oluşturulmuş. Belirlenen yörünge üzerinde simülasyon oluşturulmuş olup ok açısı değişimin etkisi değerlendirilmiştir. Uçağın ileri yöndeki kanat ok açısı değişimi stall öncesi kaldırma karakteristiğini, pitch eksenindeki momentini ve boylamsal stabilite karakteristiğini değiştirdiğini göstermiştir. Simülasyonu yapılan yüksek AoA'lı manevralarda ileri yöndeki kanat ok açısı değişiminin düz bir kanattan daha iyi performans ortaya çıkardığı görülmüştür. Yüksek AoA'lı manevraların otonom olarak modellenmesi ve kontrol edilmesi oldukça zordur [3].

Dai, Yan, Huang, Zhen, Wang, Liu tarafında 2020 yılında ok açısı değişebilir kanatlı hava aracının(waverider) aerodinamik performansı ve tasarımı konulu çalışmalarında; hipersonik hava araçlarının geniş uçuş zarflarında efektif aerodinamik performansa sahip olmaları beklenmektedir. Geniş hız aralığında efektif uçuş performansı elde etmek için hipersonik hava aracının kanat ok açısının farklı uçuş durumlarında

değiştirerek uçuş performansı 0,8 ile 8 Mach arasında incelenmiştir. Hipersonik hava araçları için kanat ok açısı değişimi hem düşük sürat hem de yüksek sürat de seyir performansını iyileştirmekte ve uçuş hız aralığını genişletmektedir. Farklı uçuş koşullarında ve görevlerinde değişen ok açılı kanat tasarımı sayesinde en iyi uçuş elde edilebilecektir [17].

Neal, Good, Johnston, Robertshaw, Mason, Iman tarafından 2004 yılında değişebilir geometriye sahip kanadın uzama ve ok açısı değişiminin rüzgar tüneli analizleri ve tasarımı yapılmıştır. UAV uçuş kontrol ve aerodinamik modellemesi için deneysel testler yapılmıştır. Geniş ölçekte kanat geometrisi değişimi sağlanarak çoklu görev misyonunu yerine getirebilecek UAV tasarlanmıştır. Tasarlanan UAV kanat ok açısı 0° ile 40° arasında değişebilmekte ve kanat uzunluğu %44 oranında arttırılabilmektedir. Konfigürasyon değişimi sayesinde sürüklenme kuvveti azaltılmış, kaldırma kuvveti arttırılmış, minimum sürüklenme kuvveti elde edilebilmiştir. Kanat ok açısı ve uzunluk değişiminin faydalı olduğu hesaplanmıştır [18].

Ma, Ge, Song ve Pei tarafından 2021 yılında çok seçimli değişebilir ok açılı UAV'nin kararlılık ve trim analizi konulu çalışması yapılmıştır. Çalışmada MQ-9 UAV için öncelikle uçuş koşulu tanımlanmıştır. UAV'nin beş farklı yerinden kanat ok açısı değiştirilerek aerodinamik katsayıların ve stabilitenin değişimi incelenmiş en optimum kanat ok açısı değiştirilecek nokta tespit edilmeye çalışılmıştır. Boylamsal ve yanal dinamik kararlılık için farklı modeller en iyi sonucu vermiştir [19].

Yukarıda verilen çalışmalar değerlendirildiğinde uçak üzerinde geometri değişimi performans ve kararlılık açısından uçağı etkilemektedir. Yapılan bilimsel çalışmalar, geçmişte üretilen uçaklar ve gelecekte yapılması planlanan çalışmalar değerlendirildiğinde uçak üzerindeki geometri değişiminin uçağın performansına olan etkisi oldukça yüksektir. Yüksek performans elde etmek ve bir uçak ile birden çok görev icra etmek için konu üzerine çalışmalar her geçen gün devam etmektedir.

2.3. Yöntem ve Modelleme

Değişebilir geometri değişimi inceleme motivasyonu ile başlanılan yüksek lisans sürecinde tez konusu olarak değişebilir ok açılı sabit kanatlı uçaklarda performans ve kararlılık analizi yapılması amaçlanmıştır. Değişebilir geometriye sahip yeni bir uçak tasarımı yerine mevcut hali hazırda tasarımını doğrulanmış bir uçak seçilerek eğer bu uçağın kanat ok açısı değişebilseydi uçuş performansına ve kararlılığına olan etkisi değerlendirilmiştir.

Yapılan literatür araştırmasında aerodinamik katsayıları, stabilite katsayıları, uçak CG konumu, kanat yapısı ve kütle ve atalet momenti özellikleri bilinen bir uçak seçilmesi ayrıca uçak tasarımı için uçağın ön, üst ve yan görünümünün paylaşılmış olması gerekmektedir. Uçak performansını hesaplanması için uçak motor modelinin elde edilmesine ihtiyaç vardır. Belirtilen isterler değerlendirildiğinde ana olarak T-37B ve T-38 uçağı arasında kalınmış ve T-37B uçağının kanat geometrisinin düz olması ve kanatlarının nibeten uzun T-38 uçağına göre daha uzun olmasından kaynaklı T-37B uçağı incelenmiştir.

T-37B Cessna şirketi tarafından iki kişilik çift jet motoruna sahip eğitim uçağı olarak tasarlanmıştır. İlk uçuşunu 1954 yılında gerçekleştirmiş ve Amerikan Hava Kuvvetleri tarafından 2009 yılından itibaren kullanılmamaktadır. Uçak eğitim uçağının yanı sıra üretilen T-37C ve A-37 Dragonfly varyantı ile hafif taarruz rolü de üstlenmiştir. 1955 ile 1975 yılları arasında toplamda 1269 adet üretilmiştir. İlk üretilen XT-37 ve T-37A modellerinde J69-T-9 motoru kullanılmıştır. Daha sonra üretilen T-37B ve T-37C uçaklarında ise daha yüksek performanslı olan J-69-T-25 motoru kullanılmıştır.

Dünyada birçok ülkede eğitim uçağı olarak kullanılan uçağın kullanıcı ülkeleri; Ecuador (10), Pakistan (63), Bangladesh (12), Brazil (65), Bruma (30), Chile (32), Colombia (14), Almanya (47), Yunanistan (32), Portekiz (30), Peru (32), Kuzey Kore (25), Vietnam (24), Thailand (16), Türkiye (65), ABD, Morocco (14). T-37B uçağı dünyanın çeşitli coğrafyalarında kendini kanıtlamış ve başarılı olarak görevini icra etmiştir.

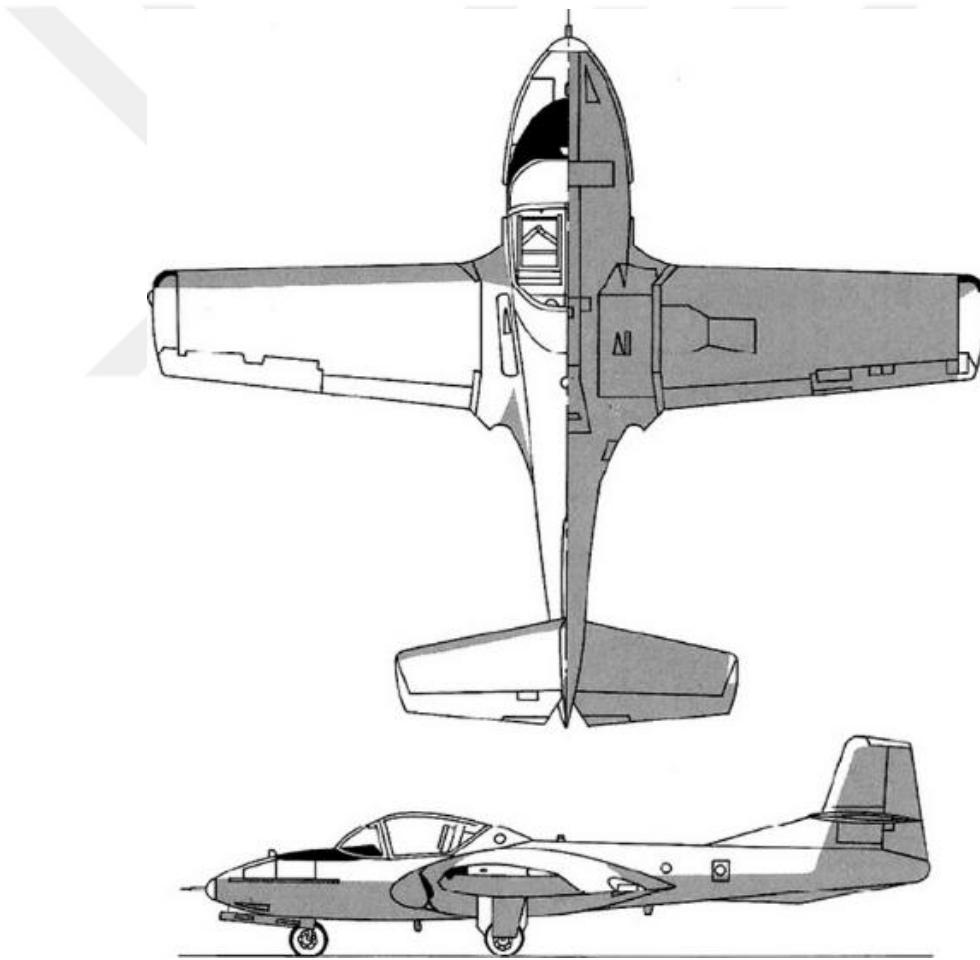
T-37B uçağı ile ilgili tasarımda kullanılan parametreler Tablo 2.5’de sunulmuştur [23,20]. Uçağın tasarımı için kullanılan yan ve üst düzlemdeki görünüşü ise Şekil 2.11 de sunulmuştur.

Tablo 2.5. T-37B uçağı tasarım özellikleri

Uzunluk	29,3 ft
Yükseklik	9,2 ft
Kanat Uzunluğu	33 ft
Kanat genişliği	5,47 ft
CG konumu	%27 MAC
Ixx	7985 slugft ²
Iyy	3326 slugft ²
Izz	11183 slugft ²

Tablo 2.5. (Devam) T-37B uçağı tasarım özellikleri

Boş Ağırlık	4056 lb
Kanat Alanı	201 ft ²
Max. Kalkış Ağırlığı	6574 lb
Motor	2 × Continental J69-T-25
Motor İtkisi	1025 lbf
Max. Sürat	369 kts
Kanat Tipi Kök	NACA 2418
Kanat Tipi Uç	NACA 2412



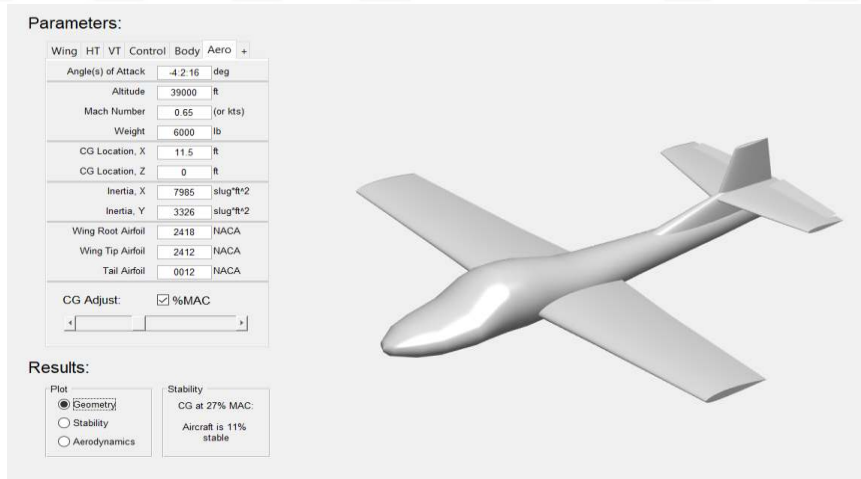
Şekil 2.11. T-37B uçağının yan ve üst düzlemde görünümü

T-37B uçağının modellenmesinde DATCOM ve OPEN VSP programları kullanılmıştır.

2.3.1. DATCOM

DATCOM aerodinamik katsayıları, stabilite ve kontrol katsayılarını mevcut bir veri dosyalarını kullanarak sabit kanatlı uçaklar için tahminde bulunan bilgisayar algoritmasıdır. İlk olarak ABD Hava Kuvvetlerinin kullanımı için oluşturulmuş olsa bile ilerleyen zamanlarda ticari yazılım haline gelmiştir. Akademide güvenilir olarak sıklık ile kullanılmaktadır. Uçak geometrisi ve uçuş şartları girdi olarak verilmesi sonucunda aerodinamik ve stabilite katsayıları, sürüklenme polar denklemi elde edilebilmektedir. Bunun yanı sıra trim modülü kullanılarak elevatör değişimine müsaade edilerek farklı uçuş koşullarındaki trim analizi de yapılabilmektedir. Yapılan analizler subsonic uçuş koşulları için geçerli olmaktadır [21].

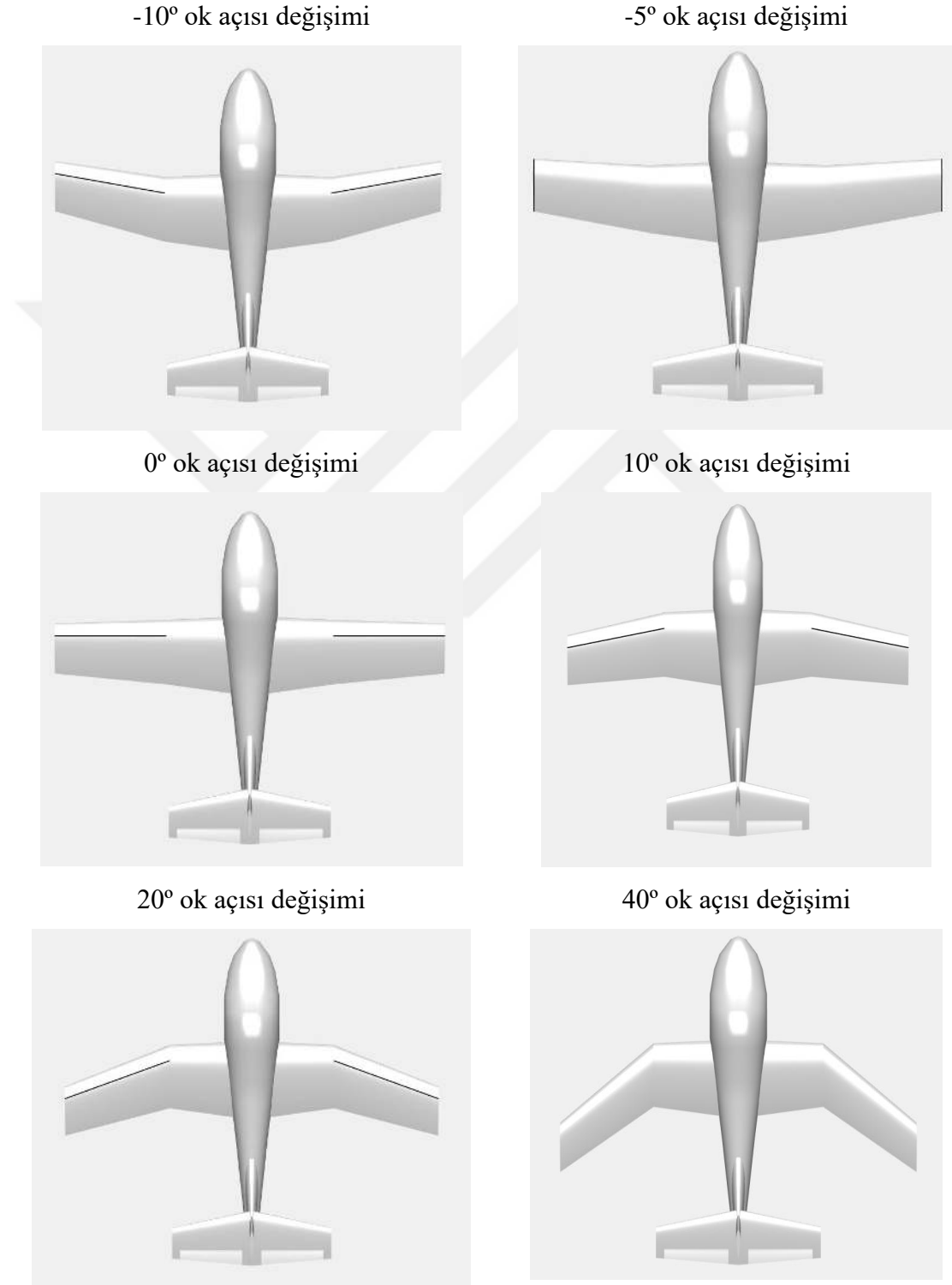
MATLAB 2016a versiyonunun içine AID (Aircraft Intuitive Design) entegre edilmiş ve DATCOM bağlantısı sağlanmıştır. Program kullanarak öncelik ile uçağın 3 boyutlu modeli oluşturulmuştur. CG konumu belirlenmiş, uçak inertia ve ağırlık bilgileri değişen uçuş koşullarına göre uçuş şartları tanımlanmıştır. Uçuş şartları tanımlanması ve modellenmesi için örnekler Şekil 2.12 de sunulmuştur.



Şekil 2.12. T-37B uçağının DATCOM'dan modellenmesi

Kanat ok açısı değişimi için kanatın ok açısı değişimini gerçekleştiren bir mekanizma olduğu kabul edilmiştir ve kanat uç kısmının 10 ft gerisinden itibaren kanat ok açısının değiştiği kabul edilmiştir. Kanat ok açısı değişimin sonrasında CG de herhangi bir değişiklik olmayacağı kabul edilmiştir. Kanat kök kısmı NACA 2418 uç kısmı ise NACA 2412 olarak modellenmiştir. Yatay stabilite kanatları için herhangi bir kanat

profilene ulaşılamamış NACA 0012 olarak kabul edilmiştir. Kanat ok açısı değişiminin geometrik olarak görsel değişimi Şekil 2.13 de kanat ok açısı değişiminin geometrik etkileri Tablo 2.6 da verilmiştir.



Şekil 2.13. T-37B kanat ok açısı değişimlerini gösterimi

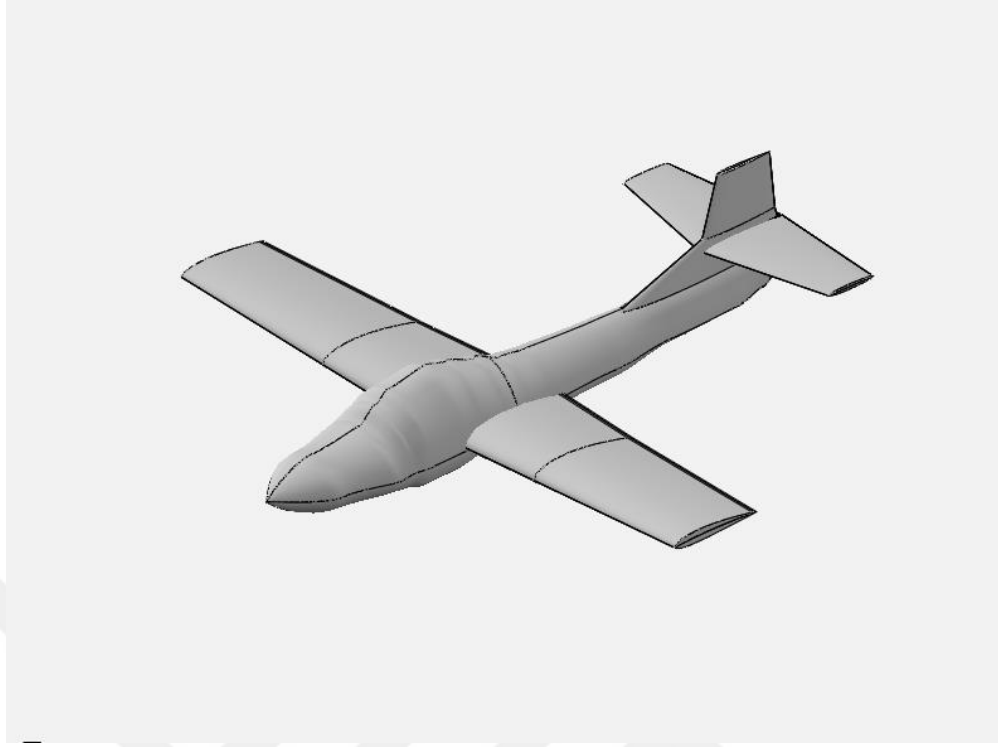
Tablo 2.6. *Kanat ok açısı değişiminin geometrik etkisi*

Ok Açısı Değişimi	Kanat Uzunluğu	NP (Neutral Point)
-10°	32,88 ft	%34 MAC
-5°	32,97 ft	%37 MAC
0°	33 ft	%39 MAC
10°	32,88 ft	%38 MAC
20°	32,54 ft	%37 MAC
40°	31,24 ft	%40 MAC

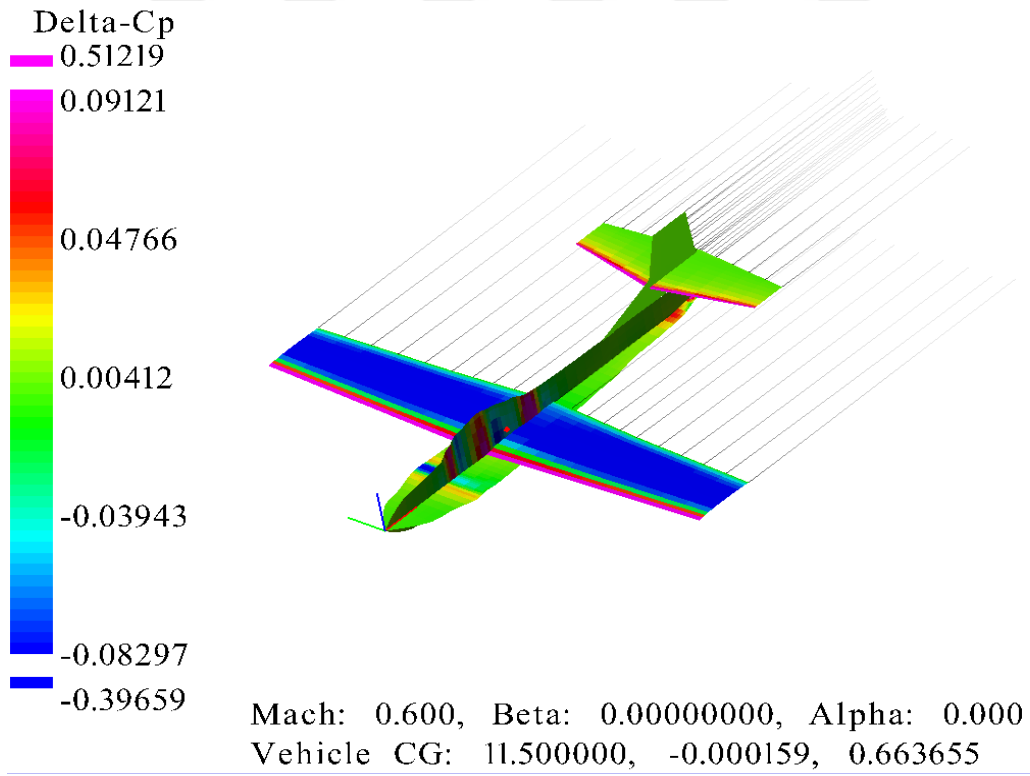
2.3.2. OPEN VSP

OPEN VSP olarak bilinen asıl ismi “Open Vehicle Sketch Pad” açık kaynak kodlu parametrik uçak tasarım programıdır. Uçakları 3D modellenmesini sağlamaktadır. Program NASA tarafından geliştirilmiştir. Hızlı bir şekilde bilgisayar yardımı ile uçak tasarlama ve analiz etme imkanı sağlamaktadır. CAD dosyalarının direk olarak girdi yapılabilmesinin yanı sıra MATLAB ve Python bağlantısına da imkân sağlamaktadır [22].

OPEN VSP programının 3.27.1 versiyonu kullanılarak modelleme ve analiz yapılmıştır. T-37B uçağının OPEN VSP programı kullanılarak gerçekleştirilen tasarım ve analizleri Şekil 2.14 de sunulmuştur. Program çözüm için Vortex Lattice Method ve Panel Method kullanmakta olup yapılan analizler Vortex Lattice Method kullanılarak yapılmıştır. Kanat ok açısı değişimi ve DATCOM da kullanılan model ile tamamen aynıdır. DATCOM analizleri için yapılan bütün kabuller OPEN VSP programı için de yapılmaktadır. Ayrıca stall model çözülmesi için Carlos Pressure Correlation Method kullanılmış ve stall analizleri OPEN VSP kullanılarak yapılmıştır.



Şekil 2.14. T-37B uçağının OPEN VSP ile modellenmesi



Şekil 2.15. T-37B uçağının OPEN VSP kullanılarak basınç dağılımının gösterimi

3. PERFORMANS HESAPLAMALARI VE ANALİZLERİ

T-37 uçağının ilk olarak görev profili çıkarılmış olup Tablo 3.1 de verilen uçuş şartları için aerodinamik katsayılarının bulunması için hesaplamalar yapılmıştır yapılan hesaplardan elde edilen katsayılar formülüne edilerek literatür araştırması sonucu elde edilen veriler ile karşılaştırılmış olup veri tabanı oluşturulmuştur [23,24]. İlk olarak oluşturulan değerlerin tatmin edici olarak yakın olduğu tespit edilmiş ve daha sonraki hesaplama aşamalarına bundan sonra geçilmiştir.

Hesaplama ve Analizler için DATCOM ve OPEN VSP programları kullanılmış olup yapılan hesaplamalar her iki programda karşılaştırılmıştır. Elde edilen sonuçlar her iki program içinde tatmin edici seviyede yakın olduğu görülmüştür.

Tablo 3.1. *Uçuş Şartları*

Uçuş Fazı	İrtifa	Sürat
Kalkış	0 ft	90 kts
Tırmanış	5000 ft- 15000 ft	280 kts (2000 ft/sn)
Seyir Uçuşu	39000 ft	0,65 Mach
Alçalma	39000-24000 ft	0,65 Mach
Süzülüş	24000-10000 ft	-
Yaklaşma	5000 ft	95 kts

3.1. Kalkış Performansı

T-37 Uçağının kalkış performansı ile ilgili bilgiler literatür araştırması sonucu elde edilmiş olup den alınmış olup kalkış performansına ait bilgiler Tablo 3.2 de mevcuttur (http-2 ve http-3).

Tablo 3.2. *Kalkış performansı bilgileri*

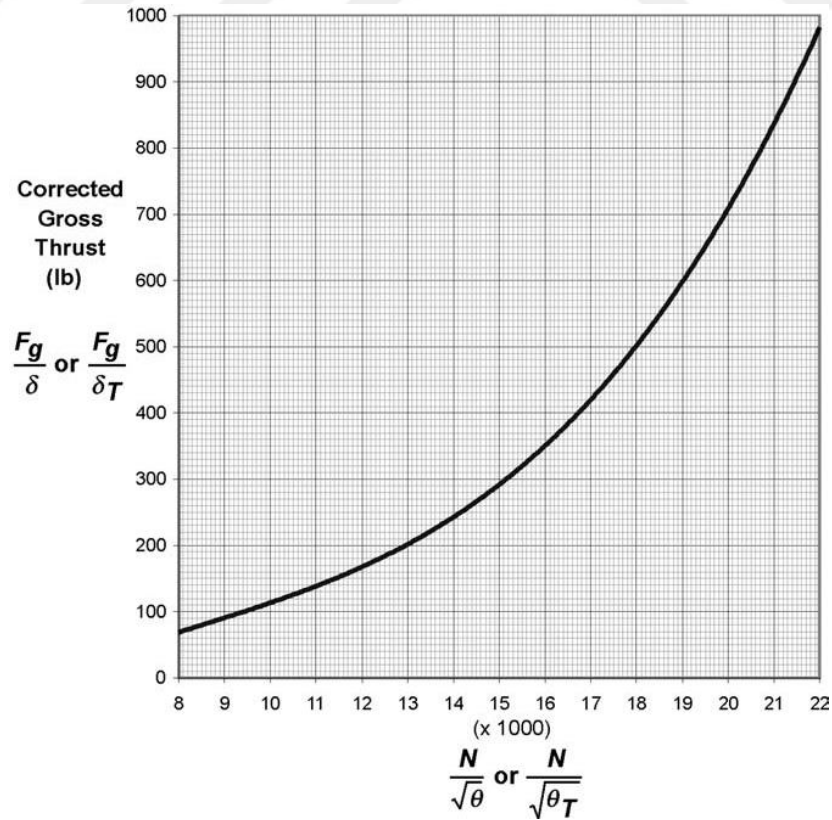
Sürat	90 kts
Mesafe	650 m (2130 ft)
MTOW	2890 kg (6570 lb)
Stall Sürati	75 kts

Kalkış performansı hesaplaması yapılır iken öncelik ile Tablo 3.2 de verilen bilgilerden yararlanılmıştır. Kalkış fazını anlatan görsel Şekil 3.4 de sunulmuştur. T-37B

uçağının kalkış performansını hesaplamak için Ortalama İvmelenme Metodu kullanılmıştır. İlk olarak hesaplanan değer ile ilgili kaynakçadaki değerlerin birbirine olan yakınlığı değerlendirilerek yapılan hesaplamaların doğruluğu teyit edilmiştir. Devam eden hesaplamalarda ise T-37B uçağının kanat ok açıları sırası ile -10°, -5°, 10°, 20°, 40° değiştirilerek hesaplamalar tekrarlanmış ve uçağın kanat ok açısının değişiminin uçak kalkış performansına olan etkisi değerlendirilmiştir. T-37B uçağında J69-T-25 motoru kullanılmaktadır. Kullanılan motora karşı detaylı bilgiye yapılan literatür araştırmalar sonucu ulaşılamamıştır. J69-T-25 motoruna ait bilgiler Tablo 3.3 de ve RPM değişimine bağlı itki değişimi Şekil 3.1 de verilmiştir [23,25].

Tablo 3.3. J69-T-25 Motoruna ait bilgiler

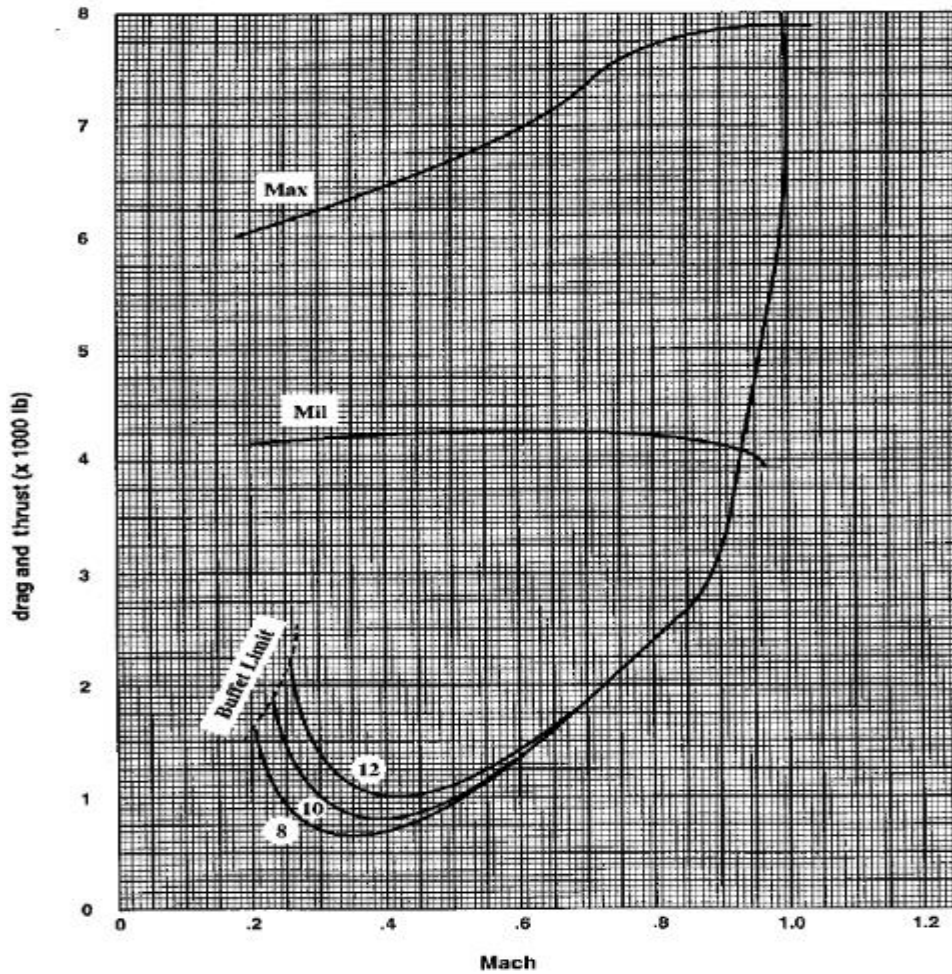
Motor Modeli	J69-T-9
Tipi	Turbojet
Max. İtki	1050 lb
Max. SFC	1,14
Ağırlık	364 lb



Şekil 3.1. J-69-T25 Motorunun RPM e bağlı itki grafiği

J69-T-25 motoruna ait yapılan literatür araştırmaları sonucunda Tablo 3.3 de ki bilgiler elde edilmesine rağmen şekil 3.1 incelendiğinde uğağın max. itki değerinin yaklaşık olarak 975 Ib olduğu görülmektedir. Bu neden ile yapılacak hesaplamalarda itki değerinin 1025 Ib yerine 975 Ib olarak kullanılması elde edilecek hesaplama sonuçlarının doğruluğu için daha efektif olacaktır.

Gerçekçi performans hesaplamaları için bu yaklaşımlar yetersizdir. J69-T-25 motoruna ait herhangi bir performans modellemesi literatür araştırmaları sonucunda bulunamamıştır. Belirlenen irtifalarda motor itkisinin hız veya Mach sayısına bağlı değişimini veren değerler elde edilmesi gerekmektedir. Bir yaklaşım olarak T-38 uçaklarında kullanılan J85-GE-5A turbo jet motorunun Mach sayısına bağlı motor itki grafiği şekil 3.2 de sunulmuştur [23]. Bu modelin J69-T-25 motoru ile benzerlik gösterdiği varsayımında bulunulmuştur.



şekil 3.2. J85-GE-5A Motorunun Mach sayısına bağlı itki değişimi

Kalkış esnasında uçak gaz kolu %100 (max.) ileri pozisyonda olduğu kabul edilerek J85-GE-5A motoru kalkış esnasında yaklaşık 6000 lb itki üretmiş max süratte ise yaklaşık olarak 7800 lb itki üretmiştir. Bu durumda aynı oranlamanın J69-T-25 motoru için olduğunu kabul eder isek max itki gücü 1950 lb olan motor kalkış esnasında 1461 lb itki üretecektir.

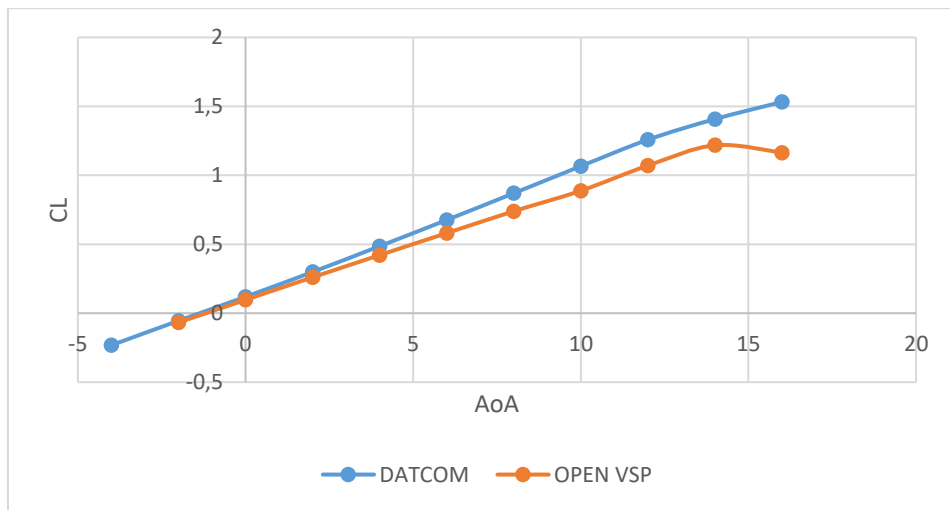
Kalkış performansına ait bilgilerin hesaplanması için öncelikle stall süratinin hesaplanması gerekmektedir bu neden ile stall sürati hesaplanmıştır. Kalkış esnasında rüzgâr olmadığı ve 1 g de kalkış yapıldığı kabul edilmiştir. Kalkış performansına ait C_L 'in AoA a karşı değişimi Şekil 3.7' de verilmiştir. Sonuçların elde edilmesinde OPEN VSP ve DATCOM programı kullanılmıştır. OPEN VSP programından max. AOA değeri bulunmuş daha sonra DATCOM programından bu değere karşılık gelen C_L değeri bulunarak max. $C_{L_{max}}$ değeri elde edilmiştir. Kalkış ağırlığı 6300 lb kabul edilmiş ve pist irtifasının deniz seviyesinde olduğu öngörülmektedir.

$$V_{Stall} = \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_{L_{max}}}} \quad (3.1)$$

$$V_{LOF} = 1,1 * V_{Stall} \quad (3.2)$$

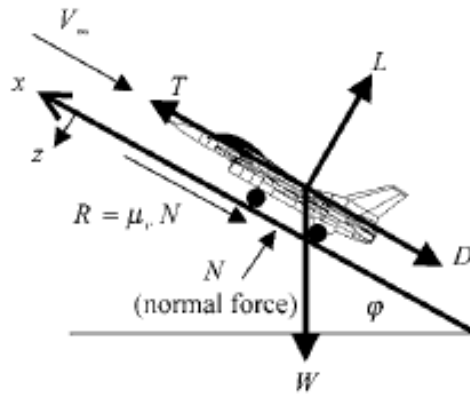
$$V_{avg} = 0,707 * V_{LOF} \quad (3.3)$$

$$C_{L_{opt}} = \frac{\mu_r}{2K} \quad (3.4)$$



Şekil 3.3. Kalkış koşulların C_L 'in AoA bağlı değişimi

Stall sürati 80,2 kts olarak hesaplanmış olup Tablo 3.2 de verilen stall sürati ile karşılaştırıldığında %6 lık bir fark olduğu görülmüştür. Tablo 3.2 de elde edilen bilgiler ile ilgili rüzgâr koşulları, stall süratinin tespit edildiği irtifa gibi bilgiler olmadığı için hesaplanan stall süratinin kabul edilebilir olduğu değerlendirilmiştir. Buradan V_{LOF} süratine geçerek denklem 3.2' deki bağlantıyı kullanarak V_{LOF} sürati 88 kts olarak hesaplanmıştır. Daha sonra V_{avg} sürati 62,3 kts olarak hesaplanmıştır. Deniz seviyesinde T-37B uçağında bulunan J69-T-25 motoru max 975 lb itki üretmektedir. Uçak üzerinde iki tane J69-T-25 motoru olduğu için toplam 1950 lb itki üretilmektedir. DATCOM programı kullanılarak uçağın polar denklemi hesaplanmış olup $C_D = 0,025 + 0,054C_L^2$ ifadesi elde edilmiştir. μ_r ifadesi pist ile uçak arasındaki sürtünme katsayısını ifade etmekte olup 0,02 ile 0,3 arasında değerler almaktadır. Uçağın kalkış süresince üzerine etki eden kuvvetler Şekil 3.4 de gösterilmiştir ve μ_r değeri 0,05 olarak kabul edilmiştir [23,24]. Denklem 3.4 kullanılarak $C_{Lopt} = 0,51$ olarak hesaplanmıştır. $C_{Davg} = C_{D0} + KC_{Lopt}^2$ bağlantısı kullanılarak $C_{Davg} = 0,039$ olarak hesaplanmıştır.



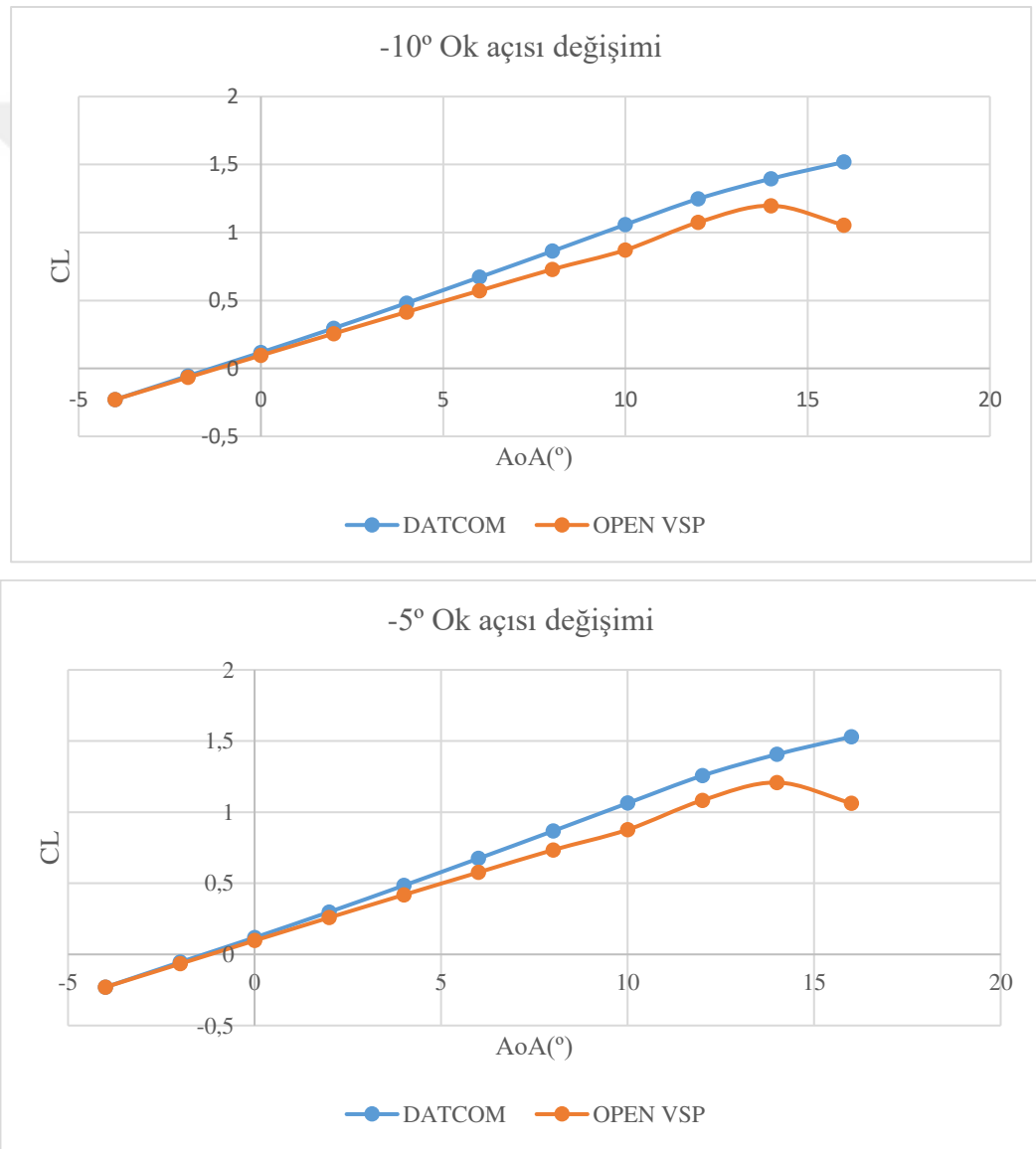
Şekil 3.4. Kalkış sırasında uçağın üzerine gelen kuvvetler

Ortalama ivmelenme değerinin bulunabilmesi için denklem 3.5 kullanılmıştır [23,24]. Burada bulunan a_{ort} değeri 5,36 olarak hesaplanmıştır. Hesaplamalar yapılır iken kalkış süresince rüzgâr olmadığı kabul edilmiştir. Bu neden ile $V_G = V_{LOF}$ olarak kabul edilmiştir. Denklem 3.6 kullanılarak kalkış mesafesi 2007 ft olarak hesaplanmıştır. Tablo 3.2 de bulunan kalkış performans bilgileri ile karşılaştırıldığı zaman %5,87 lik bir fark olduğu hesaplanmış ve bu farkın kabul edilebilir olduğu değerlendirilmiştir.

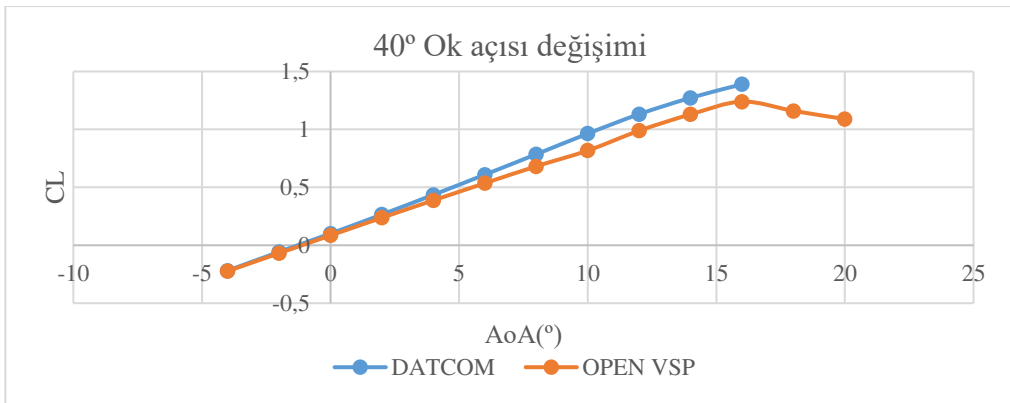
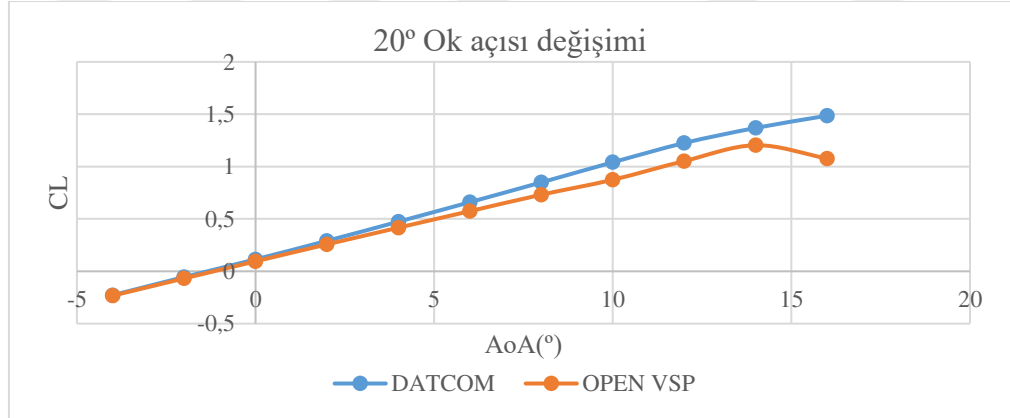
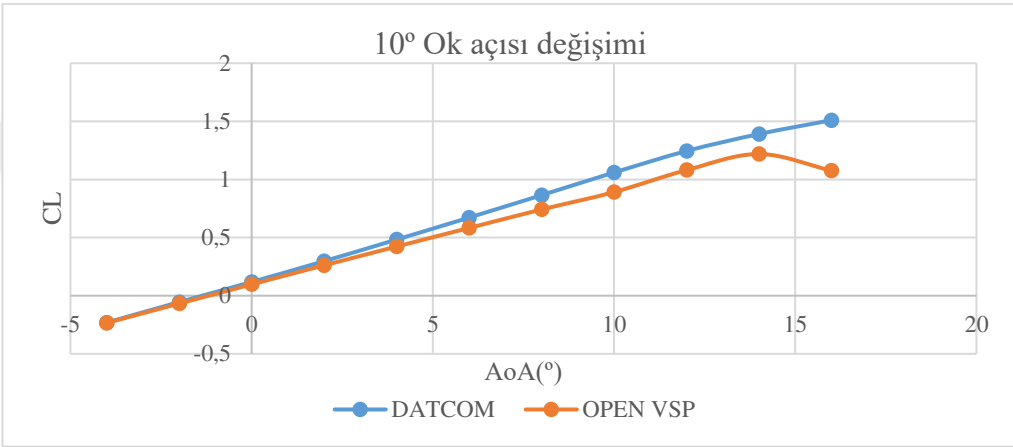
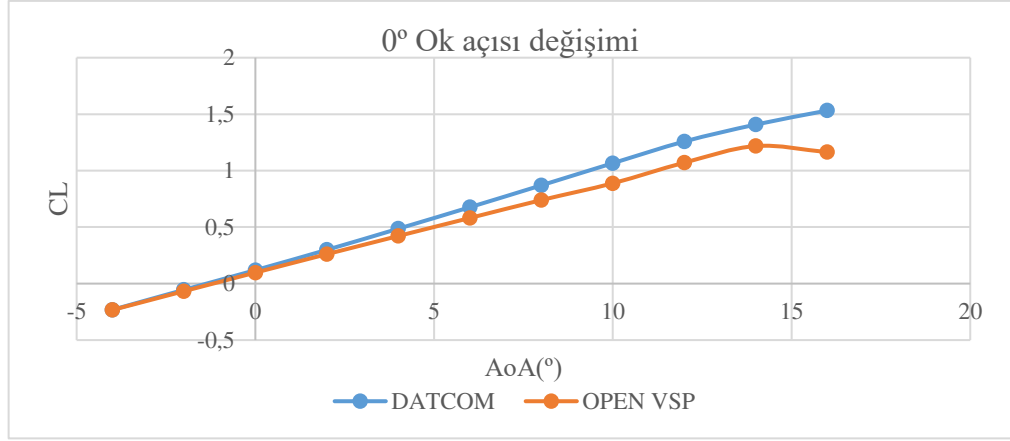
$$a_{avg} = \frac{g}{W} * [T - D_{avg} - \mu_r(W - L_{avg})] \quad (3.5)$$

$$S_G = \frac{1}{a_{avg}} * \frac{V_G^2}{2} \quad (3.6)$$

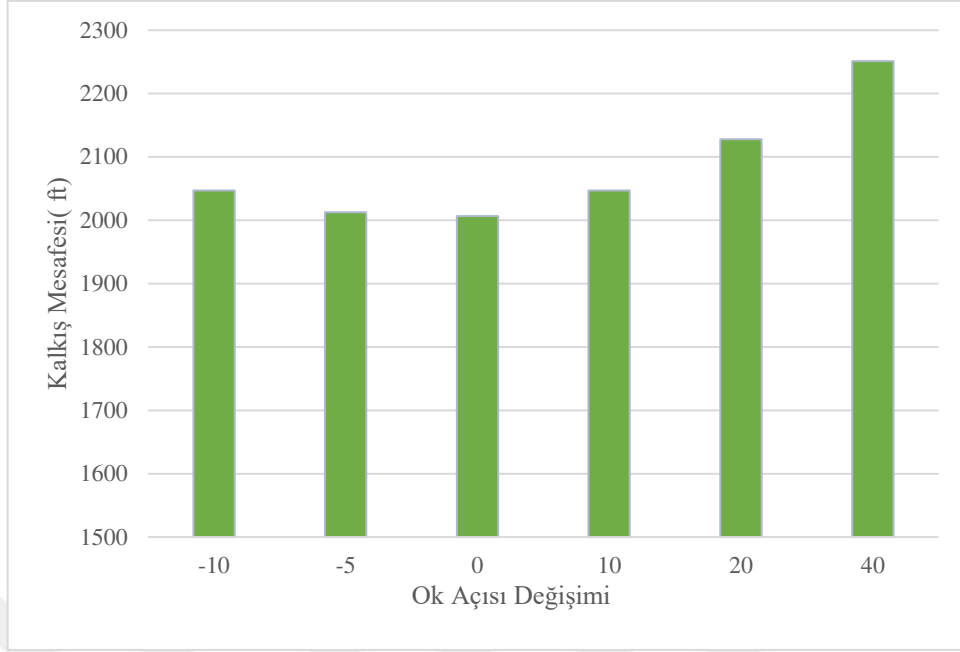
Ortalama ivmelenme metoduna göre yapılan hesaplama T-37B uçağının değişen ok açıları için tekrarlanmış olup hesaplanan C_L 'in AoA ile değişimi kalkış mesafesi bilgileri Şekil 3. de değişen ok açılara karşı kalkış mesafe bilgileri ise Şekil 3.6 da verilmiştir.



Şekil 3.5. Değişen ok açılarına göre C_L 'in AoA a göre değişimi



Şekil 3.5. (Devam) Değişen ok açılara göre C_L 'in AoA a göre değişimi



Şekil 3.6. Kalkış mesafesinin ok açısına göre değişimi

T-37B uçağı için yapılan kalkış performansı hesaplamalarında negatif yönde değişen ok açısı değişiminin kalkış performansına etkisinin olmadığı fakat pozitif yönde artan ok açısı değişiminin kalkış mesafesinin çok önemli ölçüde arttırmadığı fakat 40° ok açısı değişiminin kalkış mesafesini arttırdığı hesaplanmıştır. Bu koşullar doğrultusunda 0° ok açısı değişimi ile uçuşun kalkış performansının icra edilmesinin oldukça efektif olduğu değerlendirilmiştir.

3.2. Tırmanış Performansı

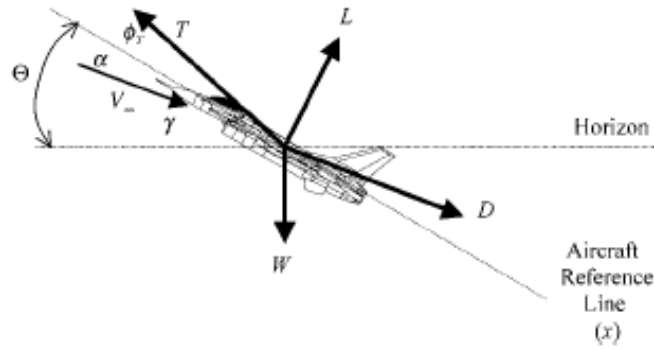
T-37B Uçağının tırmanış performansı ile ilgili gerekli literatür araştırılması yapılmış olup Tablo 3.4 de sunulmuştur (http-2).

Tablo 3.4. Tırmanış performansına ait bilgiler

İrtifa	Sürat	Tırmanış Oranı
0-5000 ft	120 kts	3300 ft/dk (55 ft/sn)
5000-15000 ft	280 kts	2000 ft/dk (33.3 ft/sn)
15000-24000 ft	280 kts	2000 ft/dk (33.3 ft/sn)
24000-39000 ft	0.6 Mach	1000 ft/dk (16.6 ft/sn)

Kalkış performansı hesaplaması yapılır iken öncelik ile Tablo 3.4 de verilen bilgilerden yararlanılmıştır. Tablo 3.1 de tanımlanan uçuş şartları doğrultusunda 5000 ft

den 24000 ft arasında bir tırmanma profili için gerekli hesaplamalar yapılmış olup bulunan sonuçlar ilk olarak Tablo 3.4 de verilen değerler ile karşılaştırılmıştır olup daha sonra değişen ok açılarının tırmanma performansına olan etkileri değerlendirilmiştir. Şekil 3.7’de tırmanma esnasında uçak üzerine gelen kuvvetler ve denklem 3.7 ve 3.8 da ise bu kuvvetlerden oluşan eşitlikler verilmiştir. Burada $(\phi_T + \alpha) \cong 0$ ve $\gamma < 15^\circ$ olarak kabul edilir ise denklem 3.9 ve 3.10 elde edilebilir.



Şekil 3.7. Tırmanış esnasında uçak üzerine etki eden kuvvetler

$$m \left(\frac{dV}{dt} \right) = T \cos(\phi_T + \alpha) - D - W \sin(\gamma) \quad (3.7)$$

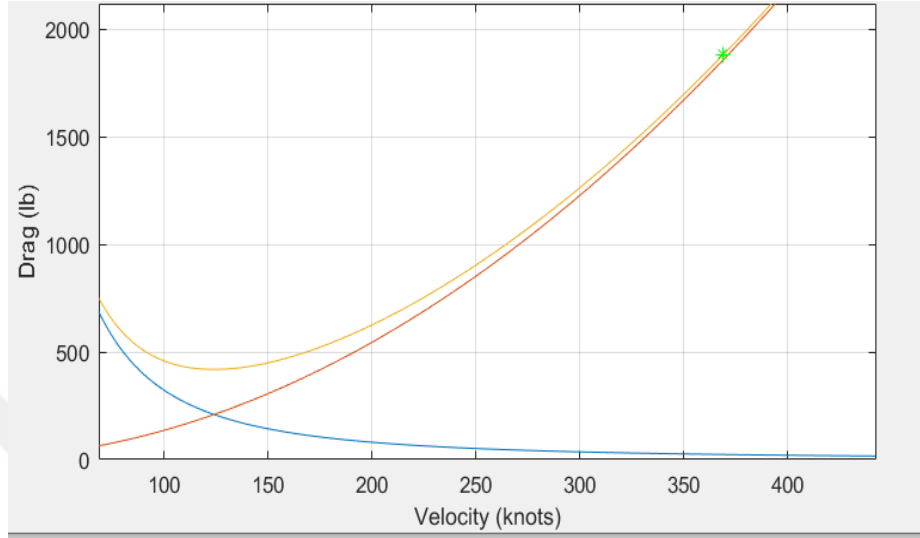
$$m \left(\frac{V^2}{r} \right) = W \cos(\gamma) - L - T \sin(\phi_T + \alpha) \quad (3.8)$$

$$\gamma = \sin^{-1} \frac{T - D}{W} \quad (3.9)$$

$$L = W \quad (3.10)$$

J69-T-25 motoruna ait herhangi bir performans modellemesi yapılan literatür araştırması sonucu bulunamamıştır. Buna rağmen uçağın max. itki değeri ve max sürat değeri bilindiği için oluşturulan tasarım modelinin doğruluğu teyit edilmek için hesaplamalar yapılmıştır. Uçağın ulaşabileceği en yüksek sürat literatür araştırması sonucu 369 kts olarak bulunmuştur (http-3). Uçağın bu sürate max yoğunluklu hava irtifasında olduğu kabul edilerek 0 ft irtifada uçağın sürüklenme kuvvet hesaplandığında yaklaşık olarak 1900 lb değeri bulunmuştur. J69-T-25 motorunun itki gücü 975 lb olduğu Tablo 3.3’de sunulmuş olup T-37B uçağında iki adet J69-T-25 olduğu

değerlendirildiğinde toplam max itki 1950 lb olarak değerlendirilmiştir. Oluşan fark %2,6 olduğu için ihmal edilebilir ve modelin doğruluğu teyit edilmiştir. Oluşan sürüklenme kuvvetine ait görsel Şekil 3.8’de sunulmuştur.



Şekil 3.8. Sürat değişimine bağlı sürüklenme değişimi ve max sürat gösterimi

Buradan elde edilen bilgiler ile max itki 1950 lb olarak kabul edilebilir. Yapılan literatür araştırmasında J69-T-25 motorunun idle, düz uçuş, tırmanış kalkış gibi safhalarda RPM yüzdelerik değerleri

Tablo 3.5 de paylaşılmıştır [26],(http-4).

Tablo 3.5. Uçuş safhasına göre RPM değişimi

Uçuş Safhası	RPM Değişimi
İdle	%38
Düz Uçuş	%80
Tırmanış	%90
Kalkış	%100

İtkinin irtifa ile değişimi deneysel olarak ifade edilmiş ve bu bağlantı denklem 3.11, 3.12 de ifade edilmiştir. Burada x değeri aksi belirtilmediği sürece 0,7 olarak kabul edildiği literatür araştırması sonucunda bulunmuştur [27]. Gerçekçi performans hesaplamaları için bu yaklaşım yetersiz olduğu bilinmek ile birlikte gerçekçi bir motor itkisi için sürat ve irtifaya bağlı itki değerleri elde edilerek itki modeli oluşturulmalıdır.

$$\frac{T}{T^*} = \left(\frac{\rho}{\rho^*}\right)^x \quad (3.11)$$

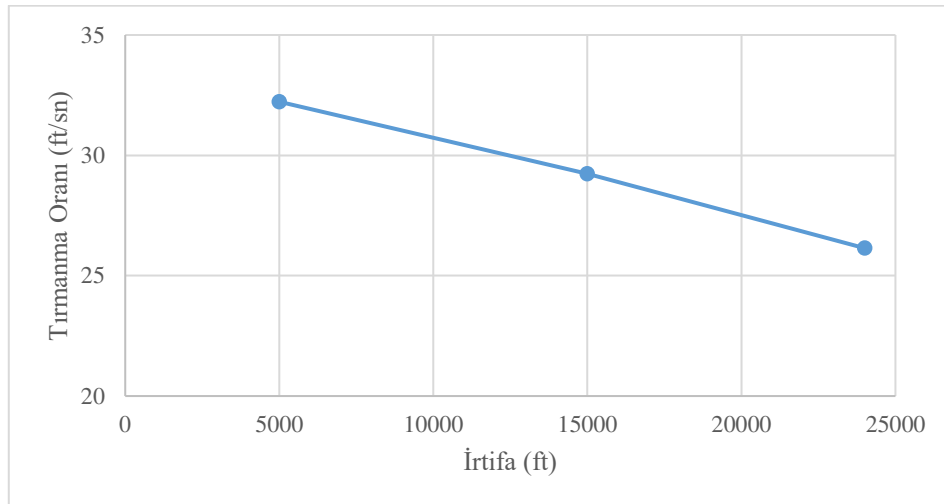
$$\begin{aligned} h < 11000 \text{ m ise } 0,5(\text{turbo jet}) < x < \text{turbo fan} \\ h > 11000 \text{ m ise } x = 1 \end{aligned} \quad (3.12)$$

Tablo 3.4’de uçağın tırmanış oranlarına ait bilgiler mevcuttur. Yapılan hesaplamaların doğruluğunu teyit etmek için 5000, 15000, 25000 ft için ayrı ayrı tırmanış oranı hesabı yapılmıştır. Sürüklenme kuvvetinin hesaplanması için denklem 3.13 den ve tırmanma oranının bulunması için ise denklem 3.14 den yararlanılmıştır [23]. Herhangi bir ivmelenme olmadığı kabul edilmiştir (n=1). Elde edilen sonuçlar Şekil 3.9’da sunulmuştur.

Tablo 3.5 den uçağın tırmanış anındaki RPM değerinin %90 olduğu kabul edilir ise Tablo 3.1 den RPM değerinin % 90 nına (20250 RPM) karşılık gelen itki değeri 770 Ib olduğu hesaplanmıştır. Bu yaklaşım ile uçak tırmanış esnasında 1540 Ib itki üretmektedir. Elde edilen itki kuvvetleri denklem 3.11 ve 3.12 de ki düzeltmeler yapılarak denklem 3.14 hesaplanmıştır.

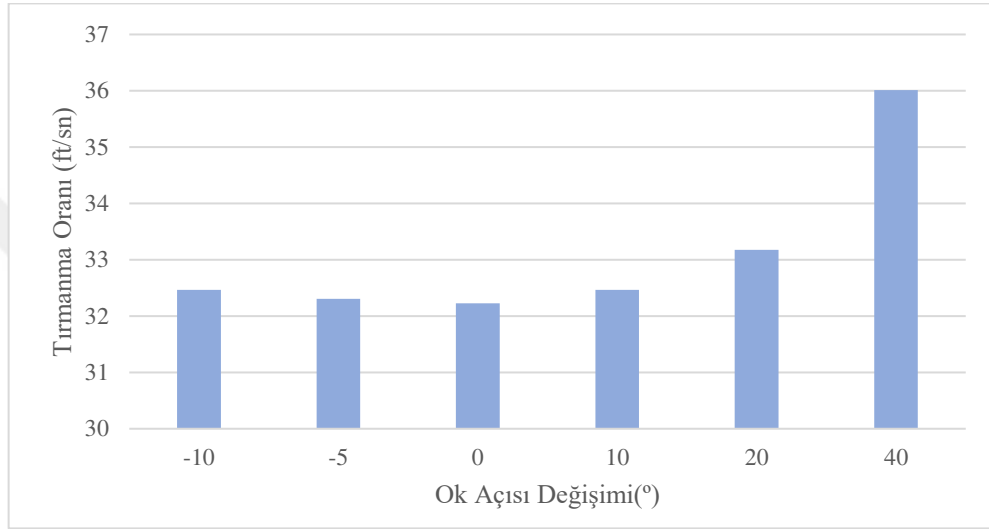
$$D = T_R = \left[\frac{1}{2} C_{D_0} \rho S \right] V^2 + \left[\frac{2K(nW)^2}{\rho S} \right] V^2 \quad (3.13)$$

$$\text{Tırmanma oranı (ROC)} = V \left(\frac{T - D}{W} \right) \quad (3.14)$$



Şekil 3.9. İrtifaya bağlı tırmanma oranı değişimi

Üç farklı irtifaya karşı sonuçlar değerlendirildiğinde düşük irtifada yüksek tırmanma oranı elde edildiği irtifa yükseldikçe ise tırmanma oranının azaldığı hesaplanmış ve Şekil 3.9 da ki grafik ile de gösterilmiştir. Tablo 3.4’deki değerlere en yakın değer 5000 ft irtifada elde edilmiştir. Bu neden ile ok açısının değişiminin tırmanma üzerindeki etkisi değerlendirilir iken 5000 ft irtifada hesaplama yapılmıştır. Şekil 3.10 da değişen ok açılarına göre tırmanma oranlarındaki değişim gösterilmiştir.



Şekil 3.10. Ok açısı değişiminin tırmanma oranı üzerine etkisi

Tırmanma oranındaki değişim sabit motor itkisi ve uçak sürüklenme kuvveti arasındaki fark oranında temel olarak değişiklik göstermektedir. Bu doğrultuda uçak motor itkisinin sabit olduğu kabul edilmiş ve T-37B uçağının kanat ok açısı arttıkça sürüklenme kuvvetinde azalma olduğu hesaplanmıştır. Bu azalma ölçütünde uçağın tırmanma oranı kanat ok açısı arttıkça artmaktadır. Uçağın sürüklenme polar denklemi ve aerodinamik katsayıları DATCOM programı kullanılarak hesaplanmıştır.

3.3. Seyir Uçuşu Performansı

T-37B uçağının seyri uçuşuna ait hesaplamalar yapmak için gerekli literatür araştırması yapılmış ve uçağın menzil bilgilerine ulaşılmıştır. Uçağın seyir uçuş performansı değerlendirilir iken menzil hesaplaması yapılmış olup ilk olarak 0° ok açısına göre menzil hesabı yapılmıştır.

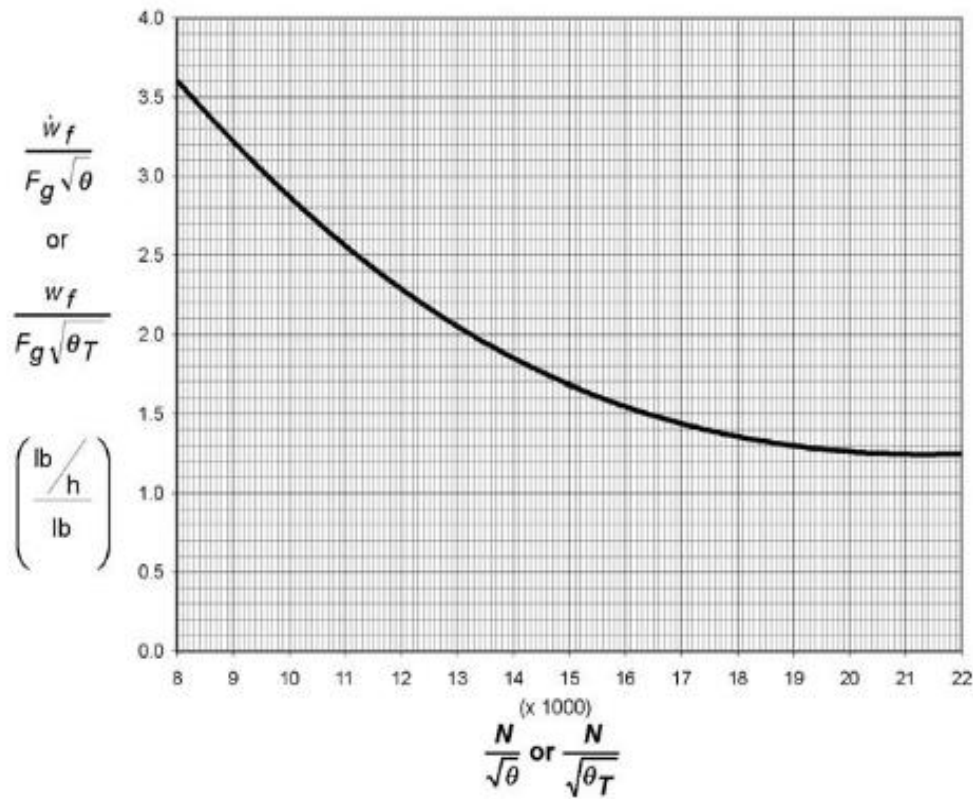
T-37B Uçağının seyir uçuşu performansına ait bilgiler Tablo 3.6 de mevcuttur (http-2 ve http-3).

Tablo 3.6. T-37B Uçağının seyir uçuşu bilgileri

İrtifa	Sürat	Menzil
39000 ft	0.65 Mach	800 Nm

Seyir uçuşu menzil hesabı yapılır iken öncelikle Tablo 3.6 de verilen bilgiler baz alınmış olup hesaplamalar yapılmıştır. Tablo ve Tablo 3.6 de tanımlanan uçuş koşulları doğrultusunda hesaplamalar yapılmış olup bulunan sonuçlar Tablo 3.6 de verilen değerler ile karşılaştırılarak daha sonra değişen ok açılarının seyir uçuşunda menzil performansına olan etkileri değerlendirilmiştir.

Uçağın seyir performansı genel olarak havada kalış süresi, seyir sürati ve menzili ile değerlendirilmektedir. Yapılan literatür araştırması sonucunda elde edilen bilgiler uçağın seyir irtifası, sürati ve bunlara bağlı olarak menzili olduğu için menzil hesabı yapılmasının uygun olacağı değerlendirilmiştir. En uzun menzili elde etmek için uçağı irtifa kaybetmeden gaz kolu ayarının minimum yakıt akışını sağlaması gerekmektedir. Yapılan literatür araştırması sonucunda uçağın J69-T25 motoruna ait RPM değişimine göre motor yakıt tüketim grafiğı Şekil 3.11 de sunulmuştur.



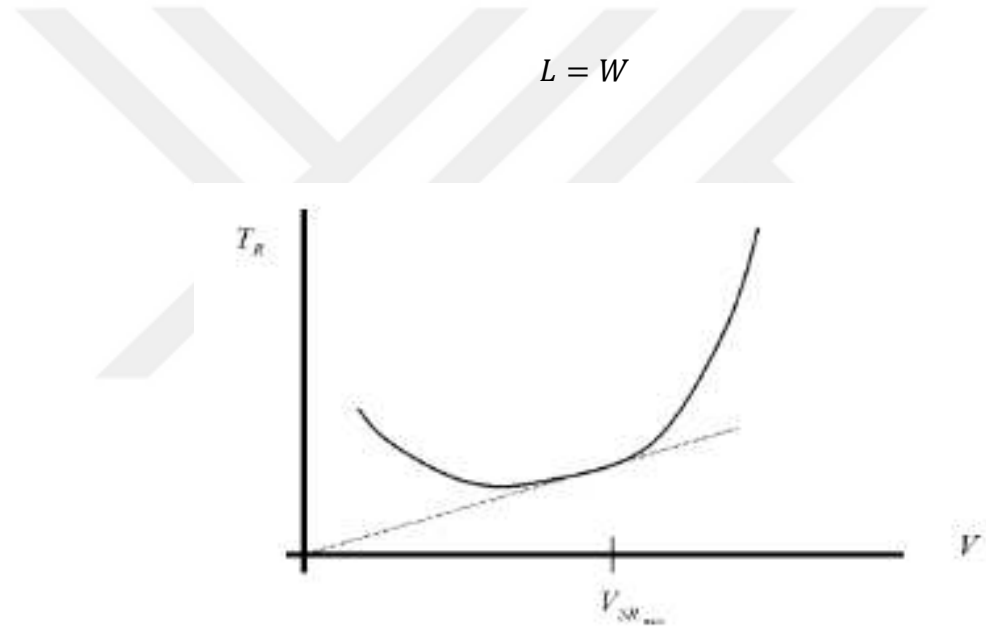
Şekil 3.11. RPM değişimine bağlı yakıt tüketim grafiğı

Menzil hesabı bir uçağın tasarımındaki en önemli ölçütlerden birisi olarak karşımıza çıkmaktadır. Uçaklar için menzil kapasitesinde yıllar içerisinde önemli değişiklikler olmuştur. Bu değişikliklerin temel nedeni ise gelişen teknoloji daha az yakıt tüketen ve daha fazla itki sağlayan motor teknolojileri geliştirmektedir [23,27].

Menzil hesaplaması yapılır iken ilk olarak uçak tarafından üretilen itkinin uçak için gerekli olan itkiye yani sürüklenme kuvvetine eşit olduğu kabul edilmektedir [23,27]. Sabit irtifa seyir uçuşunda denklem 3.15 ve 3.16 koşullarını sağladığı kabul edilir. Örnek olarak max menzilin belirlenmesi için sürata bağlı gerekli itki kuvveti grafiği Şekil 3.12 de sunulmuştur [23].

$$T = D \quad (3.15)$$

$$L = W \quad (3.16)$$



Şekil 3.12. Sürate bağlı itki grafiği ve max menzil süratinin gösterimi

Menzil hesaplaması yapılır iken ses üstü sürat ve ses altı sürat durumunda farklılık göstermektedir. T-37B uçağının seyir sürati 0.65 Mach olduğu için ses altı durumda değerlendirilmiştir. Ses altı sürat için menzil hesaplaması ise aşağıda verilen üç durum için altında değerlendirilmektedir [27].

- Sabit irtifa, sabit sürat
- Sabit irtifa, sabit taşıma katsayısı
- Sabit sürat, sabit taşıma katsayısı

Bu verilen bilgiler doğrultusunda Tablo 3.6 de verilen bilgiler sürat ve irtifa bilgileri olduğu için sabit irtifa ve sabit sürat eşitliliği kullanılacaktır. Bu eşitlik ayrıca Breguent Range Equation olarak tanımlanmaktadır.

İlk olarak menzilin hız ve zaman ile ilgili bağlantısı denklem 3.17 de ifade edilmiştir. Uçak içerisinde yakıt tüketildikçe ağırlığı azalacak olup bu doğrultuda yakıt akış oranı denklem 3.18 de ifade edilmiştir ve bu iki denklem türetilerek denklem 3.19 elde edilmiştir.

$$ds = V dt \quad (3.17)$$

$$\dot{W}_f = \frac{-dV}{dt} \rightarrow dt = \frac{-dW}{\dot{W}_f} = \left[\frac{-dW}{(TSFC)T_A} \right] \quad (3.18)$$

$$ds = V \left[\frac{-dW}{(TSFC)T_A} \right] \quad (3.19)$$

Hesaplamalar yapılır iken TSFC değerinin sabit irtifa ve sabit süratte değişmediği kabul ederek hesaplamalar yapılmıştır. $T_A \cong T_R \cong D$ eşitliği kabul edilmiş ve denklem 3.20 ve 3.21 elde edilmiştir. Bu denklemlerden türetilen menzil hesaplama denklemi ise denklem 3.22 de sunulmuştur.

$$T_A = D = C_D q S \left(\frac{W}{L} \right) = \left(\frac{C_D}{C_L} \right) W \quad (3.20)$$

$$L = W = C_L \frac{1}{2} \rho V^2 S \quad (3.21)$$

$$R = \int_{W_1}^{W_0} \sqrt{\frac{2W}{\rho S}} \frac{1}{TSFC} \left(\frac{C_L^{\frac{1}{2}}}{C_D} \right) \left(\frac{1}{W} \right) dW \quad (3.22)$$

C_L ve C_D de ki değişim ihmal edilebilir olduğunu kabul edilir ise en uzun menzil için $C_L^{\frac{1}{2}}/C_D$ değerinin max olması lazım bunun içinde $(D/V)_{min}$ değerinin olması gerekmektedir. C_L ile C_D arasındaki bağlantıyı kurmak için denklem 3.23 den yararlanılmıştır [23]. Denklem 3.22 deki ifade ye gerekli integral alma işlemi yapılarak denklem 3.25 elde edilmiştir.

$$C_{D_0} = 3K C_L^2 \quad (3.23)$$

$$T_A = D = C_D q S \left(\frac{W}{L} \right) = \left(\frac{C_D}{C_L} \right) W \quad (3.24)$$

$$R = \sqrt{\frac{2W}{\rho S}} \left(\frac{2}{TSFC} \right) \left(\frac{C_L^{\frac{1}{2}}}{C_D} \right) (\sqrt{W_0} - \sqrt{W_1}) \quad (3.25)$$

Denklem 3.24 ile menzil hesaplamak için iki adet varsayım yapılmıştır [23]. İlk olarak uçuş test dataları incelendiğinde 50000 ft üzerinde TSFC değeri azalması yerine arttığı tespit edilmiştir. Tablo 3.6 de verilen uçuş şartları 39000 ft de olduğu için bu varsayımın yapılacak olan hesaplamalar için herhangi bir belirleyiciliği yoktur. İkinci olarak uçak seyir esnasında sürekli olarak yakıt tüketecek ve bu uçak ağırlığını azaltacaktır. Bu durumda sabit AoA veya sabit kaldırma katsayısı ile uçuşu devam ettirmek için süratin azaltılması gerekmektedir. Bu neden ile pilot sürekli olarak gaz kolu ayarı yapacak ve yapılan her gaz kolu değişikliği motor RPM değerini değiştirecektir. Şekil 3.11 da RPM değişiminin yakıt tüketimine olan etkisi sunulmaktadır. Bu durumda sürekli olarak yakıt akışı da değişecektir ve değişim görmezden gelinerek yakıt akışının sabit kaldığı kabul edilmiştir [23].

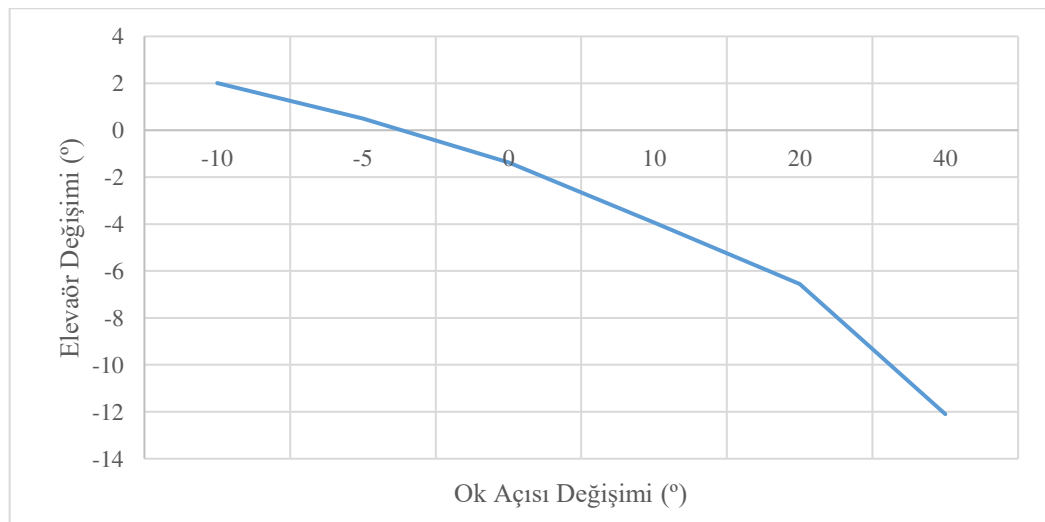
T-37B uçağının max kalkış ağırlığının 6574 Ib olduğu ve boş ağırlığının ise 4056 Ib olduğu bilgileri elde edilmiştir (http-3). Uçağın motor çalıştırması dan kalkış fazına kadar geçen süre zamanı boyunca belirli bir miktar yakıt harcandığı düşünülerek kalkış hesaplamalarında ve stall hızı hesaplamalarında ağırlık olarak 6300 Ib uçak ağırlığı olarak kabul edilmiştir. Bu bilgiler doğrultusunda uçağın iki kişilik bir eğitim uçağı olduğu düşünüldüğünde toplam iki pilotun kütle ve teçhizat ağırlıkları pilot başı 100 kg olarak kabul edilmiş toplam olarak 200 kg yani 440 Ib olarak kabul edilmiştir. Bu temel kabuller doğrultusunda kalan ağırlık farkı uçak yakıtı olarak değerlendirilir ise toplamda 2078 Ib T-37B uçağının yakıt ağırlığı olarak kabul edilmiştir.

Hesaplamalar yapılır iken ilk olarak 0° ok açısı değişimi için hesaplamalar yapılmış ve elde edilen sonular referans olarak kabul edilen Tablo 3.6 de ki değer ile karşılaştırılmıştır. Sonrasında ise -10°, -5°, 0°, 10°, 20°, 40° ok açısı değişimi için sonuçlar tekrarlanmıştır. T-37B uçağının DATCOM üzerinden modeli oluşturulmuştur. Her bir uçuş durumu için C_L ve C_D değerleri değişeceği için ve Breguent Range Equation denkleminin kabulünde sabit irtifa ve sabit sürat kabulü yapıldığı için her bir uçuş koşulu için elevatör trim hesabı DATCOM programı kullanılarak yapılmıştır.

Yapılan trim hesaplamaları sonucunda elevatör trim değeri 0° ok açısı değeri $-1,37^\circ$ olarak elde edilmiş ve sonrasında belirtilen uçuş şartlarına göre sürüklenme polar denklemi $C_D = 0,024 + 0,054C_L^2$ olarak elde edilmiştir. Bu duruma karşılık gelen sürüklenme kuvveti ise 582 Ib olarak hesaplanmıştır. Denklem 3.20 de verilen eşitlikten yararlanılarak ifade edilen 582 Ib lik sürüklenme kuvveti kadar itki kuvvetine ihtiyaç vardır. Şekil 3.1'deki RPM e bağlı itki grafiğinden yararlanılarak ve denklem 3.11 deki itkinin irtifaya göre değişimi dikkate alınarak hesaplandığında her bir J69-T25 motorunun 660 Ib lik bir itki sağlaması gerekmektedir. Şekil 3.1 de bu itki değerine karşılık gelen gerekli RPM değeri ise 19500 RPM dir. İlgili değer ise %86 lık bir gaz kolu oranına denk gelmektedir. Bu durumda Şekil 3.22 değerlendirildiğinde TSFC $1,28 \frac{1}{h}$ olarak okunmaktadır.

Max kalkış ağırlığı ile kalkış yapan T-37B uçağı için ilgili irtifaya çıkana kadar 300 Ib yakıt harcadığı ve menzil performansının sonunda ise 100 Ib yakıt kaldığı kabulü yapılarak 1778 Ib yakıt tükettiği tespit hesaplanmıştır. İfade edilen ağırlıklar, TSFC değeri ve sürüklenme polar denklemi ile hesaplamalar yapılarak denklem 3.25 hesaplanmış 765 Nm menzil değeri elde edilmiştir. Tablo 3.6 da verilen 800 Nm lık menzil değeri ile karşılaştırıldığında % 4,37 fark olduğu hesaplanmış olup bu fark kabul edilebilir seviyedir. Yukarıda ifade edilen işlem sıralaması 0° ok açısı için yapıldığı gibi -10° , -5° , 10° , 20° , 40° için tekrarlanmıştır.

Her bir ok açısı durumunda sabit irtifada seyir menzili hesaplanması için trim analizi yapılmış olup ve polar denklem elde edilmiştir.

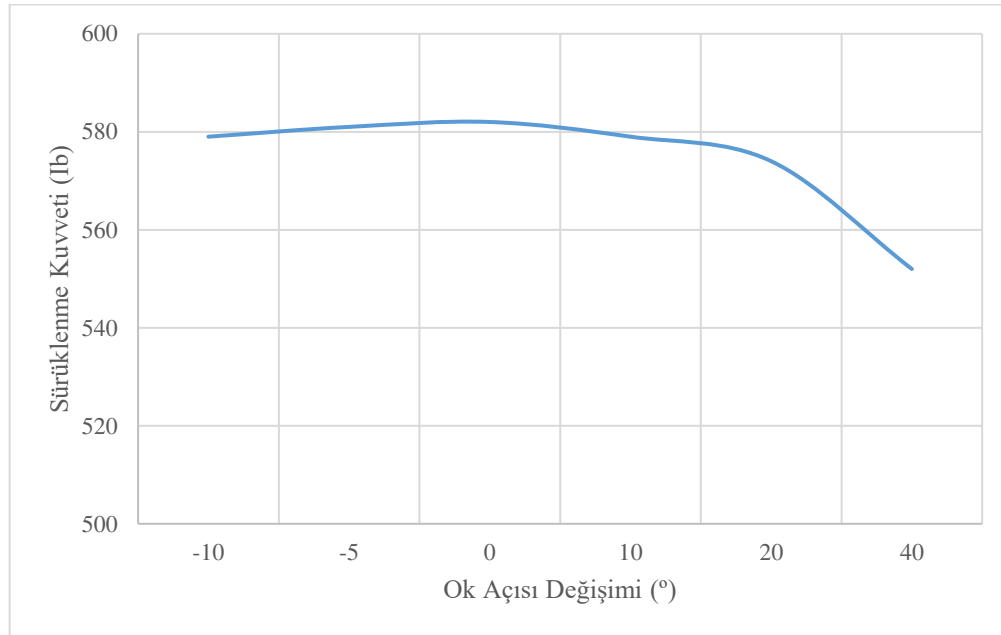


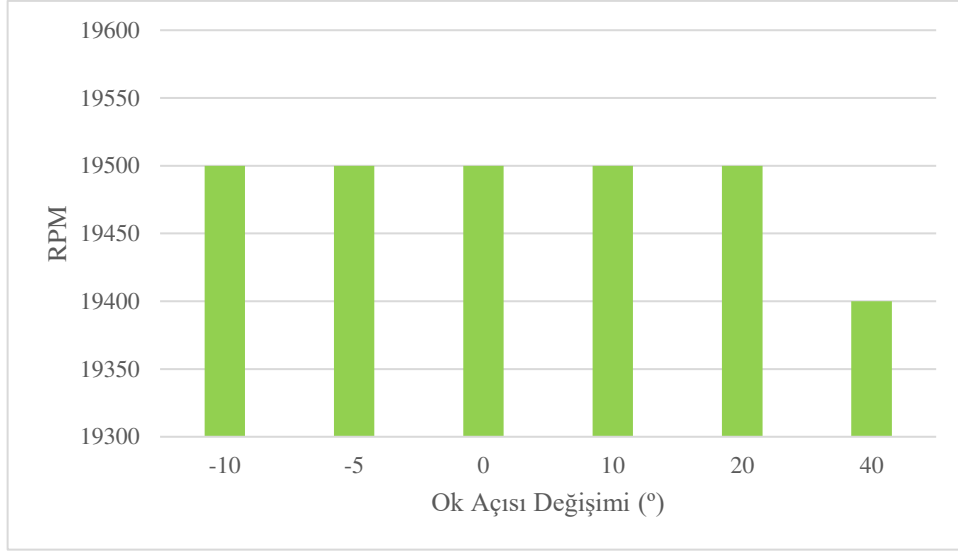
Şekil 3.13. Ok açısı değişimine bağlı elevatör değişimi

Tablo 3.7. *Ok açısı değişimine bağlı polar denklemler*

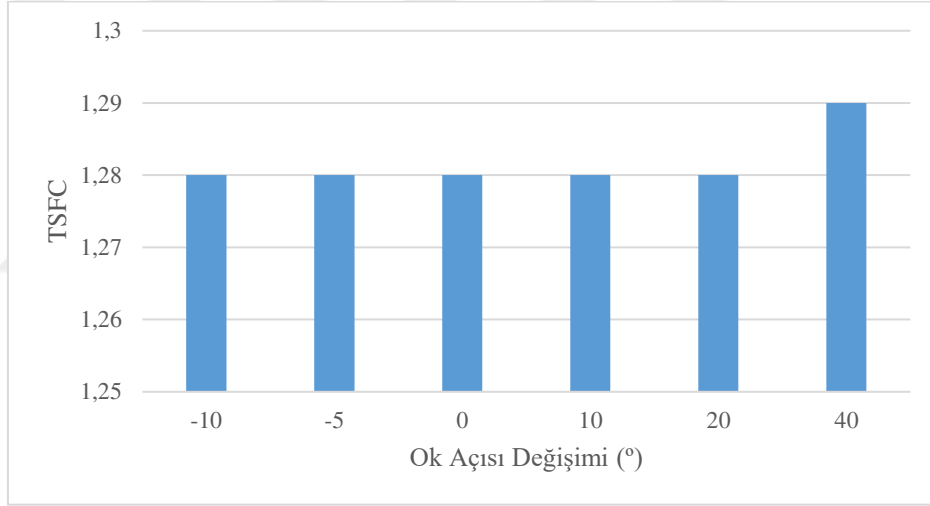
Ok açısı değişimi	Polar denklem
-10°	$C_D = 0,024 + 0,054C_L^2$
-5°	$C_D = 0,024 + 0,054C_L^2$
0°	$C_D = 0,024 + 0,054C_L^2$
10°	$C_D = 0,024 + 0,054C_L^2$
20°	$C_D = 0,024 + 0,056C_L^2$
40°	$C_D = 0,024 + 0,061C_L^2$

Hesaplamalar tekrar edilmiş ve ok açısı değişimine bağlı sürüklenme kuvveti buna bağlı olarak gereken itki ilgili itkinin elde edileceği RPM değeri ve RPM değerine bağlı TSFC değerleri tekrar hesaplanmıştır. -10°, -5°, 0°, 10°, 20° ok açısı değişiminde sürüklenme kuvvetinde çok fazla değişiklik olmamıştır olup sonuçlar Şekil 3.14 de sunulmuştur. Bu durumda itki değeri değişimleri ihmal edilebilir. İtki değerinde büyük bir değişiklik olmadığı için RPM ve TSFC değerlerinde de bir değişiklik olmadığı kabul edilmiştir. Değişen ok açılarına ait RPM ve TSFC değişimi Şekil 3.15ve Şekil 3.16 de sunulmuştur. Değişen menzil değerleri ise Şekil 3.17de mevcuttur.

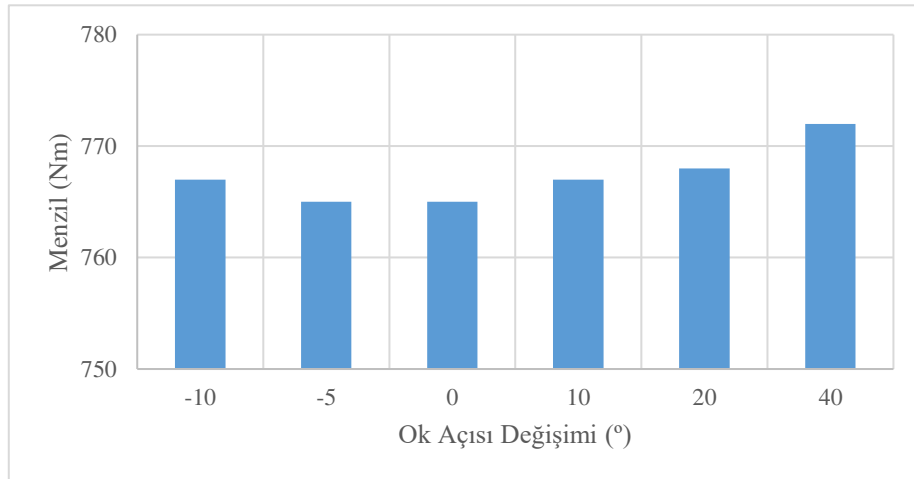
**Şekil 3.14.** *Ok açısı değişimine bağlı olarak sürüklenme kuvvetindeki değişim*



Şekil 3.15. Ok açısı değişimine bağlı olarak RPM değişimi



Şekil 3.16. Ok açısı değişimine bağlı olarak TSFC değişimi



Şekil 3.17. Ok açısı değişimine bağlı olarak menzıl değişimi

Seyir uçuşundaki menzil değişimine en büyük etkenler uçak üzerindeki harcanılacak yakıt miktarı ve uçak üzerinde belirtilen uçuş durumundaki sürüklenme kuvveti olarak değerlendirilebilir. 40° ok açısı değişimi dışındaki durumlarda uçak üzerinde çok büyük bir sürüklenme kuvveti değişimine neden olmamıştır. Bu neden ile itki, RPM ve TSFC de bir değişim olmamıştır. Olan değişimler de çok küçük olması sebebi ile ihmal edilmiştir. 40° ok açısı değişiminde ise sürüklenme kuvvetinde azalma hesaplanmıştır. Buna bağlı olarak menzilde artış hesaplanmıştır fakat menzildeki artışın çok büyük olmadığı değerlendirilmektedir. Bunun asıl nedenlerinden biri ise Tablo 3.7 de verilen 40° ok açısına karşılık gelen polar denklemin diğer denklemlere göre farklılık gösteresidir.

3.4. Alçalma ve Süzülme Performansı

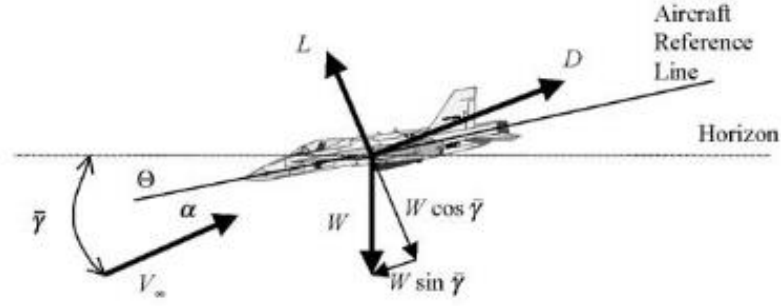
T-37B Uçağının alçalma performansı ile ilgili bilgiler literatür araştırması sonucu elde edilmiş olup Tablo 3.8 de sunulmuştur (http-2). Uçağın süzülme performansına ait herhangi bir bilgi elde edilememiştir.

Tablo 3.8 Alçalma performansına ait bilgiler

İrtifa	Sürat	Alçalma Oranı
39000-24000 ft	0.65 Mach	5000 ft/dk (83.3 ft/sn)
24000-10000 ft	300 kts	5000 ft/dk (83.3 ft/sn)

Süzülme performansı için en uzun havada kalış süresi ve en uzun süzülme mesafesi hesaplamaları yapılmıştır [23]. Bu durumda ilk olarak 0° ok açısına karşılık gelen en uzun süzülme mesafesi bilgileri hesaplanarak -10° , -5° , 10° , 20° , 40° ok açıları değişimleri için hesaplamalar tekrarlanarak ok açısı değişiminin süzülme performansı üzerindeki etkileri değerlendirilmiştir.

Süzülüş performansı ile alçalma performansı arasındaki en büyük fark uçağın itki kuvvetine sahip olmasıdır. Süzülüş performansı değerlendirilir iken uçağın itki üretmediği kabul edilir. Bu durumda uçak üzerine gelen kuvvetler Şekil 3.18 de sunulmuştur [23].



Şekil 3.18. Süzülme esnasında uçak üzerine etki eden kuvvetler

Uçuşun esnasında herhangi bir ivmelenme olmadığını kabul edilir ise denklem 3.26 ve 3.27 elde edilir. İlgili denklemler türetilerek denklem 3.28, 3.29, 3.30 elde edilebilir.

$$m \left(\frac{dV}{dt} \right) = W \sin(\gamma) - D \quad (3.26)$$

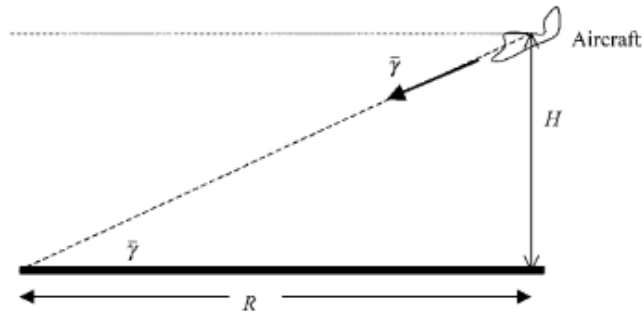
$$m \left(\frac{V^2}{r} \right) = W \cos(\gamma) - L \quad (3.27)$$

$$\sin(\gamma) = \frac{D}{W} \quad (3.28)$$

$$\cos(\gamma) = \frac{L}{W} \quad (3.29)$$

$$\tan(\gamma) = \frac{D}{L} \quad (3.30)$$

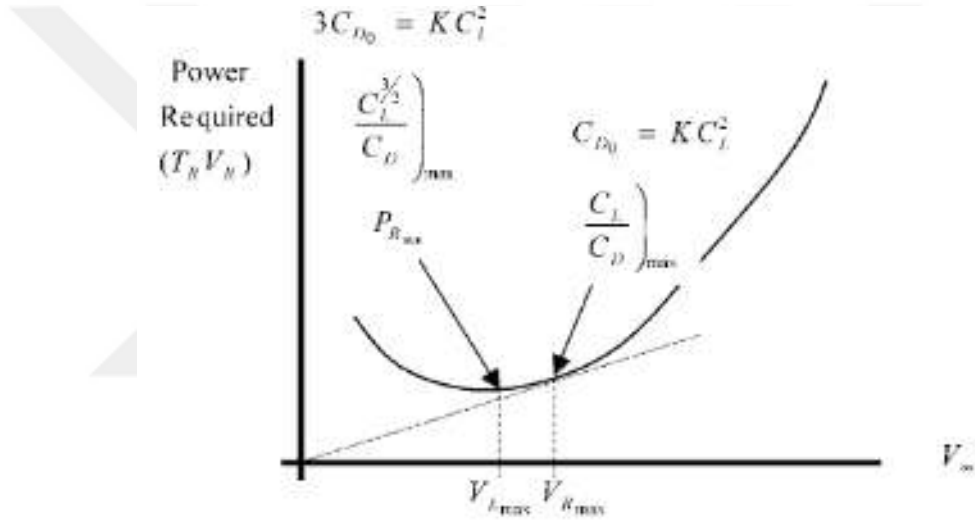
Süzülme esnasında irtifa, süzülme açısı ve süzülme mesafesi arasındaki ilişki Şekil 3.19 da gösterilmiştir. Bu bağlantıyı ifade eden denklem ise denklem 3.31 de sunulmuştur.



Şekil 3.19. Süzülme esnasında irtifa ve mesafe arasındaki ilişki

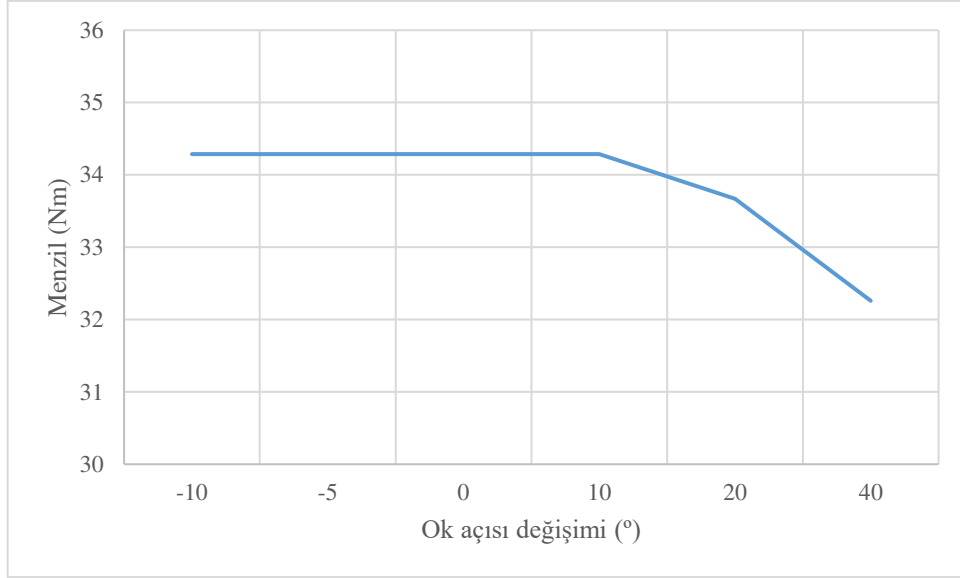
$$R = H \left(\frac{L}{D} \right) \quad (3.31)$$

Süzülme mesafesine etki edene en büyük faktör başlangıç irtifası olarak değerlendirilmektedir. En uzun menzil şartı $C_{D_0} = K C_L^2$ ifadesi ile elde edilebilir. En uzun havada kalış süresi ise $3C_{D_0} = K C_L^2$ ifadesi ile elde edilebilir [23]. Sürat değerine bağlı olarak gerekli itki grafiği çizildiğinde en uzun havda kalış süresi sürüklenme kuvvetinin min. olduğu nokta olduğu görülmektedir. İlgili görsel Şekil 3.20 da sunulmuştur [23].



Şekil 3.20. Süzülüş esnasında bir uçak için itki ve güç gereksinimlerinin gösterimi

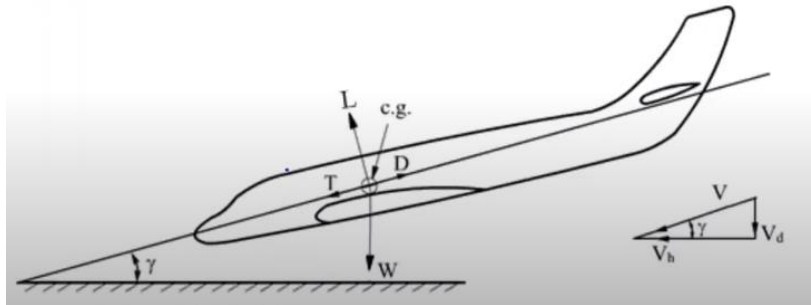
Yukarıda ifade edilen uçuş şartları doğrultusunda süzülme performansı için uçuşun 39000 ft de başlayarak 24000 ft biteceği düşünüldüğünde süzülme irtifa farkının 15000 ft olduğu hesaplanmaktadır. Her bir ok açısı değişimine göre polar denklemler yeniden hesaplanmıştır. Hesaplamalar sonucunda elde edilen bilgiler ile en uzun menzil hesabı yapılmış olup elde edilen sonuçlar Şekil 3.21 da sunulmuş ve tablo da gösterilmiştir.



Şekil 3.21. Ok açısı değişimine bağlı süzülüş esnasında menzil performansı

DATCOM programı yardımı ile polar denklemler hesaplanmış olup Tablo 3.7 de verilen denklemler ile aynı denklemler elde edilmiştir. Bu neden ile -10° , -5° , 0° , 10° ok açısı değişiminde polar denklemler aynı kaldığı için herhangi bir değişim olmamıştır. 20° ve 40° ok açısı değişiminde ise menzilde azalma olduğu hesaplanmıştır.

Alçalış performansı hesaplaması yapılır iken öncelik ile Tablo 3.8 de verilen bilgilere baz alınmış olup hesaplamalar yapılmıştır [28]. Alçalma performansı ile süzülme performansı arasındaki en belirgin fark alçalma performansında motor itkisi olmasıdır. Bu durumda uçak üzerine gelen kuvvetler Şekil 3.22 da gösterilmiştir.



Şekil 3.22. Alçalış esnasında uçak üzerine gelen kuvvetler

Alçalma performansı için yapılan uçuş esnasında ivmelenme olmadığı kabul edilmiş ve denklem 3.31 ve 3.32 elde edilmiştir. Bunlara bağlı olarak denklem 3.33 elde edilmiştir.

$$m \left(\frac{dV}{dt} \right) = T + W \sin(\gamma) - D \quad (3.31)$$

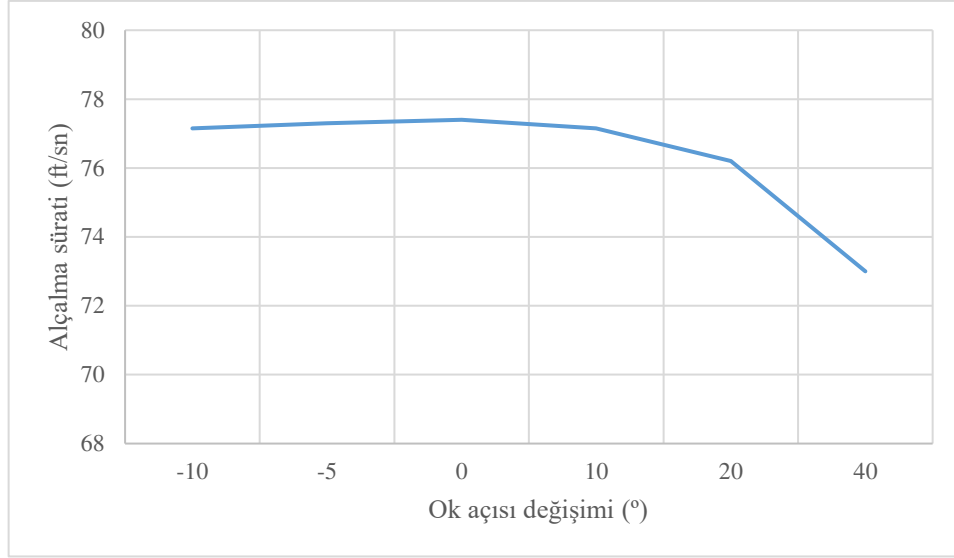
$$m \left(\frac{V^2}{r} \right) = W \cos(\gamma) - L \quad (3.32)$$

$$\sin(\gamma) = \frac{D - T}{W} \quad (3.33)$$

İlk olarak 0° ok açısı için hesaplamalar yapılmıştır. Tablo 3.8 de verilen bilgiler değerlendirildiğinde 24000 ft den 10000 ft e kadar 300 kts ile alçaldığı kabul edilmiştir. Bu durumda uçak üzerine gelen sürüklenme kuvveti 24000 ft ve 10000 ft için ayrı ayrı hesaplanmıştır. Uçak üzerine gelen sürüklenme kuvveti 24000 ft için 646 lb ve 10000 ft için 971 lb dir. Hesaplamalar yapılır iken bu iki değer ortalama alınmış olup sürüklenme kuvveti 808 lb olarak hesaplanmıştır.

T-37B uçağının alçalma esnasında motor gaz kolu ayarını

Tablo 3.5 de bahsedilen idle seviyesine (%38 RPM) seviyesine ayarlandığı kabul edilmiştir. Şekil 3.1’den yararlanılarak %38 RPM değerine karşılık gelen itki kuvveti 90 lb olarak hesaplanmış uçak üzerinde iki adet motor olduğu için toplam 180 lb lik itki elde edilecektir. Bu durumda hava irtifasına bağlı yoğunluk değişiminin motor itkisi üzerine olan etkisi hesaplandığında toplam itki 105 lb olarak hesaplanmıştır. Denklem 3.33 kullanılarak alçalma açısı 8.8° olarak hesaplanmıştır. Bulunan bu değer ile uçak süratinden dikey alçalma süratine geçilerek alçalma sürati 77.42 ft/sn olarak hesaplanmıştır. Tablo 3.8 de alçalma sürati 83.3 ft/sn olarak verilmiş olup aralarında %7 lik fark olduğu görülmüştür. Hesaplanan fark ihmal edilebilir düzeyde olduğu değerlendirilerek hesaplamalar -10°, -5°, 10°, 20°, 40° için tekrarlanmıştır.



Şekil 3.23. Ok açısına bağlı alçalma sürati değişimi

Yapılan hesaplamalar değerlendirildiğinde uçak ok açısı değişimine bağlı olarak sürüklenme kuvvetinde azalma olduğu hesaplanmıştır. Uçak üzerinde herhangi bir ivmelenmenin olmadığı kabulü yapılmıştır. Bu durumda uçak üzerindeki gaz kolu ayarı değişmediği için itki kuvveti de değişmemiştir. Bu durumda sürüklenme kuvveti azaldığı için uçak alçalma süratinin de azalması oldukça normaldir. Fakat uçak üzerinde alçalma esnasında ivmelenme durumu olsaydı veya uçak negatif yönde yunuslama açısı ile hareket etseydi (burun aşağı) hesaplanan sonuçlar farklılık gösterebilirdi.

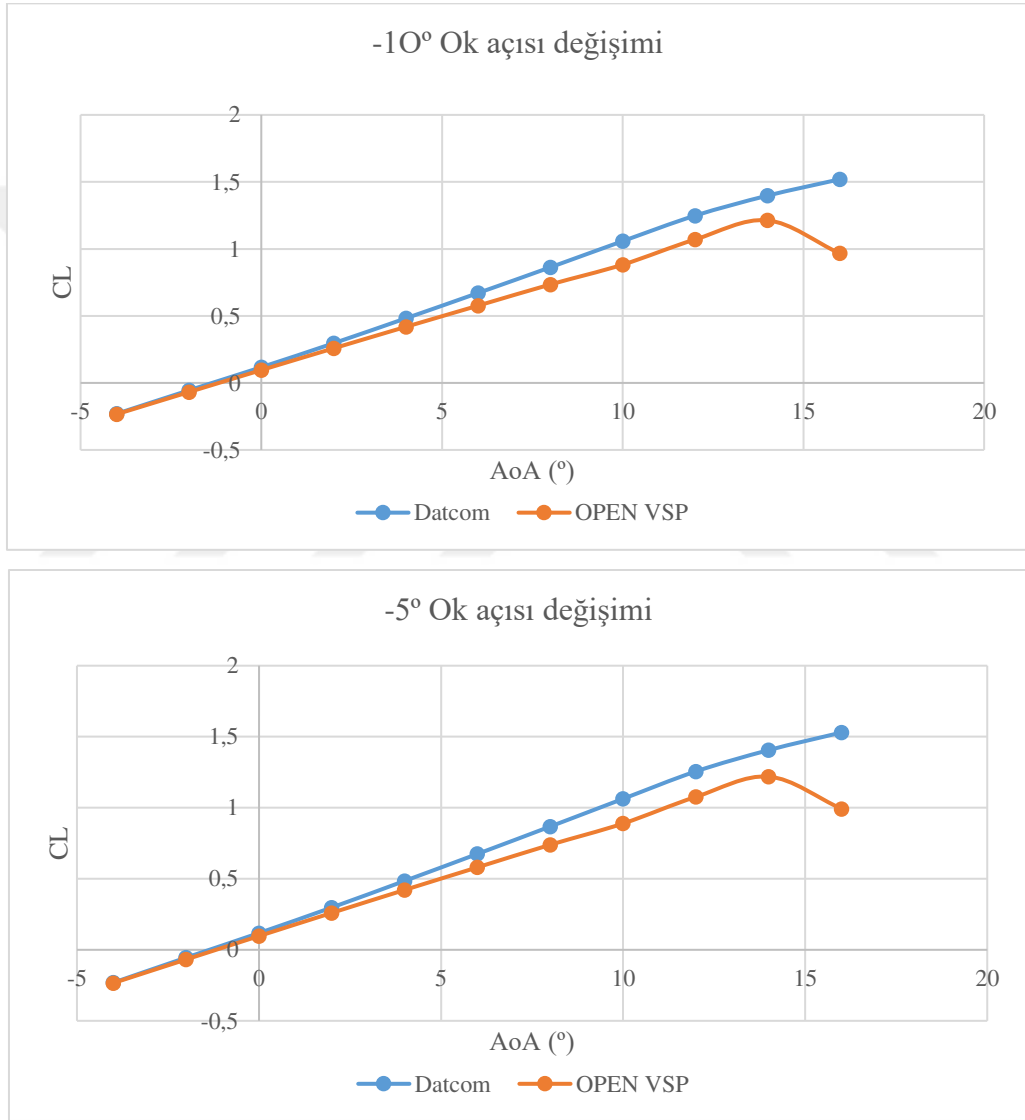
3.6. Yaklaşma Performansı

Uçağın yaklaşma performansına ait yapılan literatür araştırmalar sonucu 95 kts ile yaklaşma yaptığı bilgisi elde edilmiştir [http-2]. Uçuş koşulları için herhangi bir bilgiye ulaşamadığı için deniz seviyesinde bir piste yaklaşma yaptığı ve rüzgâr olmadığı kabul edilmiştir. Uçak ağırlığının ise yaklaşık olarak 4500 lb olacağı kabul edilmiştir. Yaklaşma sürati temel olarak $1.3V_{\text{Stall}}$ olarak kabul edilmektedir [27]. Bu durumda ilk olarak 0° ok açısı için stall sürati hesaplanacak olup elde edilen değerler ilgili katsayı ile çarpılarak son yaklaşma sürati elde edilecektir.

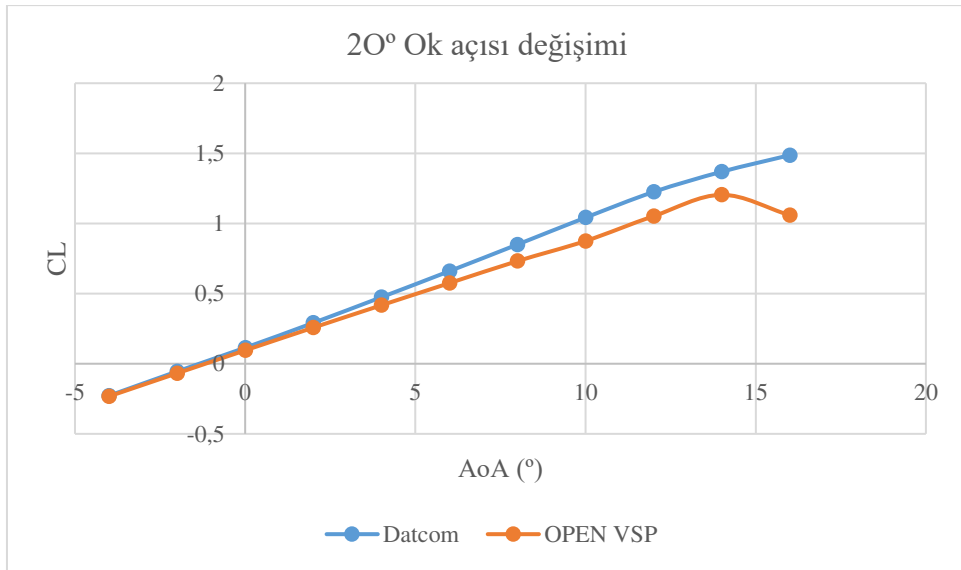
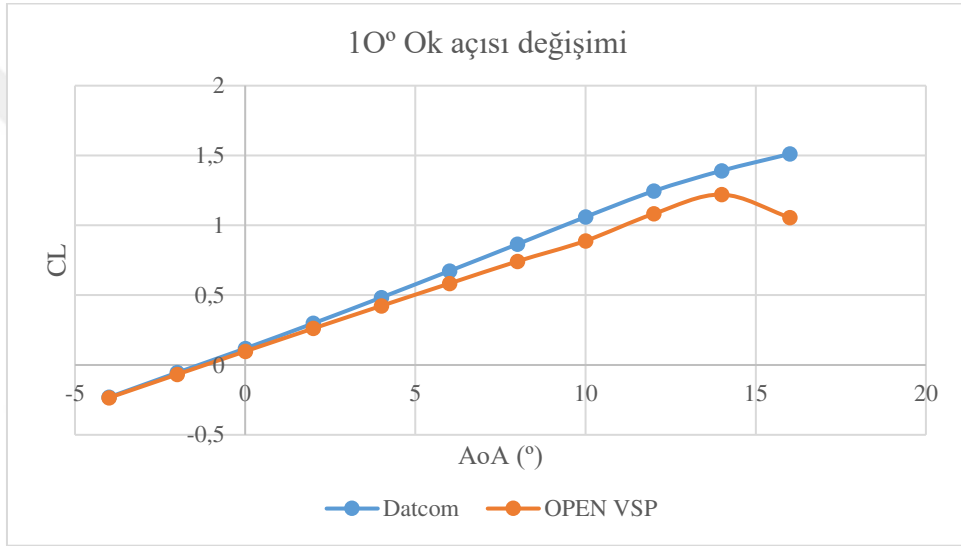
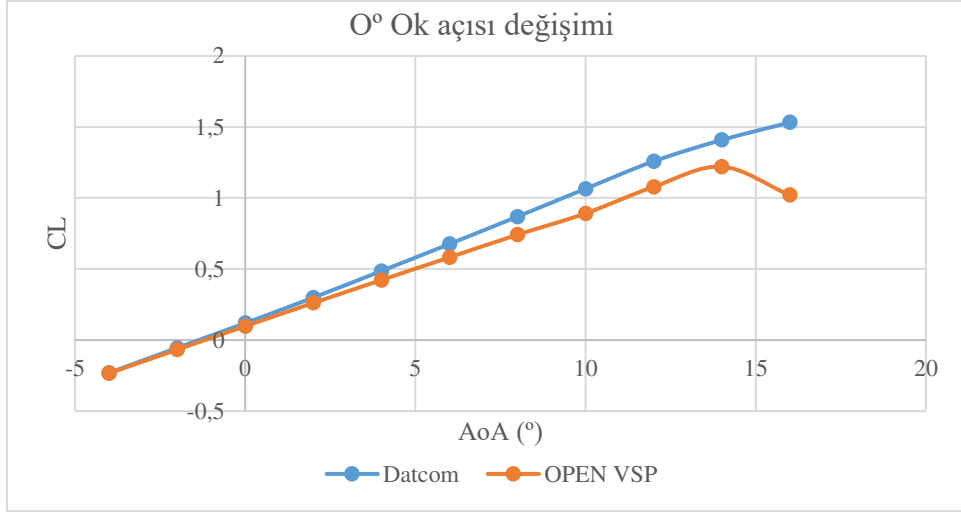
Stall sürati hesaplanır iken DATCOM ve OPEN VSP programları beraber kullanılacaktır. OPEN VSP programı üzerinden C_L en yüksek olduğu AoA belirlenecek ve bu AoA stall noktası olarak kullanılacaktır. Denklem 3.34 kullanılarak stall sürati elde edilecektir.

$$V_{stall} = \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_{Lmax}}} \quad (3.34)$$

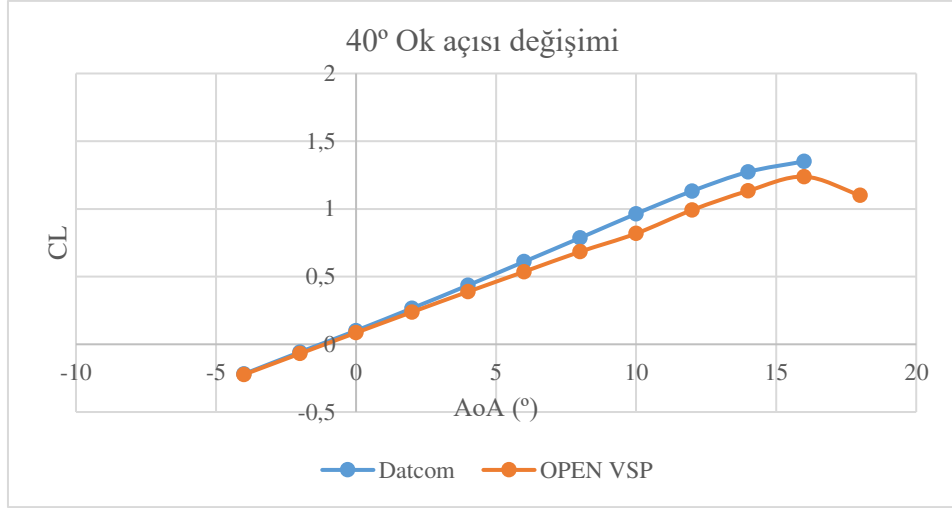
T-37B uçağı için değişen ok açılara bağlı olarak hesaplanan AoA a bağlı C_L değişim grafiğı Şekil 3.24 de verilmiştir. Ok açısı değişimine bağlı C_{Lmax} değişimi Şekil 3.25 de yaklaşma süratlerinin değişimi ise Şekil 3.26 da verilmiştir.



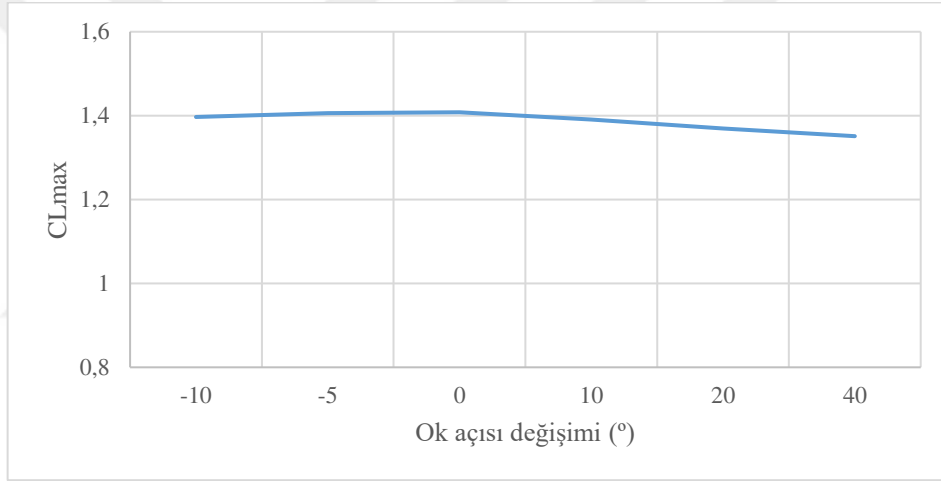
Şekil 3.24. Ok açılarının değişimine göre C_L 'in AoA a göre değişimi



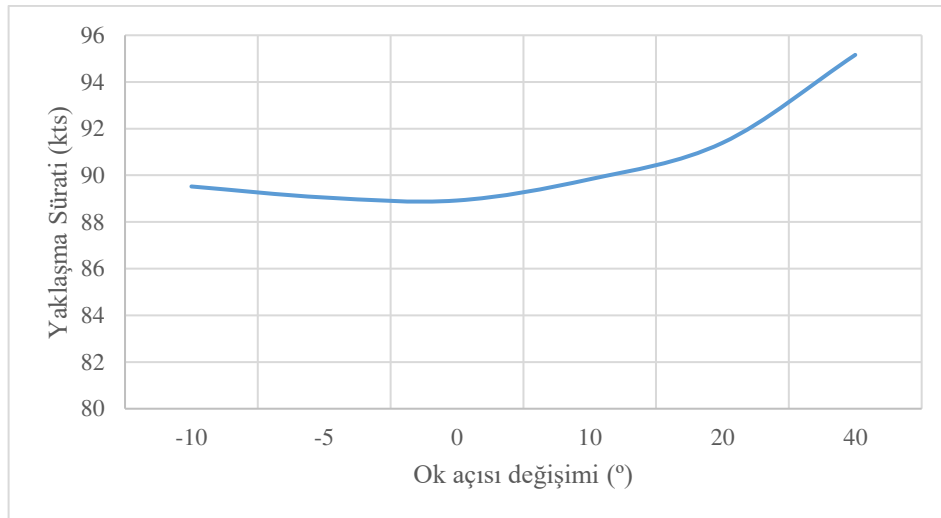
Şekil 3.24. (Devam) Ok açılarının değişimine göre CL'in AoA a göre değişimi



Şekil 3.24. (Devam) Ok açılarının değişimine göre CL 'in AoA a göre değişimi



Şekil 3.25. Ok açısı değişimine bağlı CL_{max} değişimi



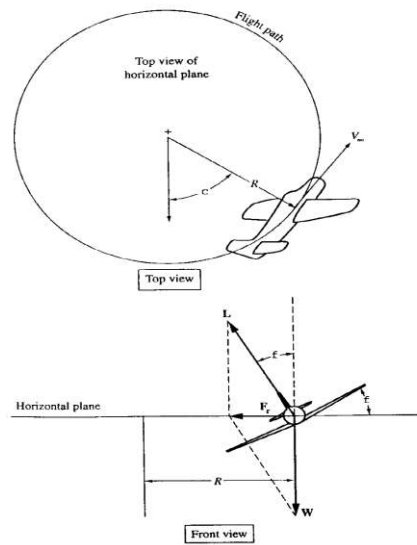
Şekil 3.26. Ok açılarının değişimine bağlı yaklaşma sürati değişimi

T-37B uçağında yaklaşma sürati 0° ok açısı için 89 kts olarak hesaplanmıştır. Yapılan literatür araştırması sonucunda bu değerin 95 kts olması beklenmektedir. Hesaplanan ve elde edilen değerler karşılaştırıldığında %6 lık bir fark olduğu görülmüştür. Bu farkı oluşturacak ana nedenin uçak konfigürasyon ve ağırlığı olduğu düşünülmektedir. Yukarıda da bahsedildiği üzere uçak ağırlığı 4500 lb olarak kabul edilmiştir. Uçak boş ağırlığı 4056 olduğu düşünüldüğünde bu konfigürasyon durumunda uçak üzerinde yaklaşık 100 lb yakıt kaldığı düşünülebilir. Oluşan %6 lık fark kabul edilebilir seviyede olup uçak kanat ok açısının değişiminin yaklaşma sürati üzerinde olumsuz bir etkisi olduğu hesaplanmıştır.

3.7. Manevra Performansı

T-37B uçağının değişen ok açılara göre manevra performansı incelenmiştir. Yapılan literatür araştırmasında T-37B uçağının V-n diyagramına, $n_{\max}$ değerine, dönüş yarıçapına ve dönüş oranına ait bilgi elde edilememiştir. Bu durumda ilk olarak 0° ok açısına göre manevra performansı bilgileri elde edilecek olup değişen ok açılara göre manevra performansının değişimi değerlendirilecektir. Manevra performansı uçuş profilinin içinde herhangi bir yerde değerlendirilmemiştir. Uçak ağırlığına göre manevra performansı değişeceği için farklı ağırlıklar için hesaplama yapılmıştır.

Sabit irtifa dönüş manevrası icra edilir iken uçak üzerine etki eden kuvvetler Şekil 3.27 de gösterilmiştir. Bu görselden yola çıkarak denklem 3. 34, 3.35, 3.36, 3.37, 3.38, 3.38, 3.39, 3.40 elde edilmiştir [29,30].



Şekil 3.27. Sabit irtifa dönüş görseli

$$W = L * \cos (\Phi) \quad (3.34)$$

$$m \left(\frac{V^2}{r} \right) = L * \sin (\Phi) \quad (3.35)$$

$$\cos(\Phi) = \frac{W}{L} \quad (3.36)$$

$$n = \frac{W}{L} \quad (3.37)$$

$$\Phi = \arccos \left(\frac{1}{n} \right) \quad (3.38)$$

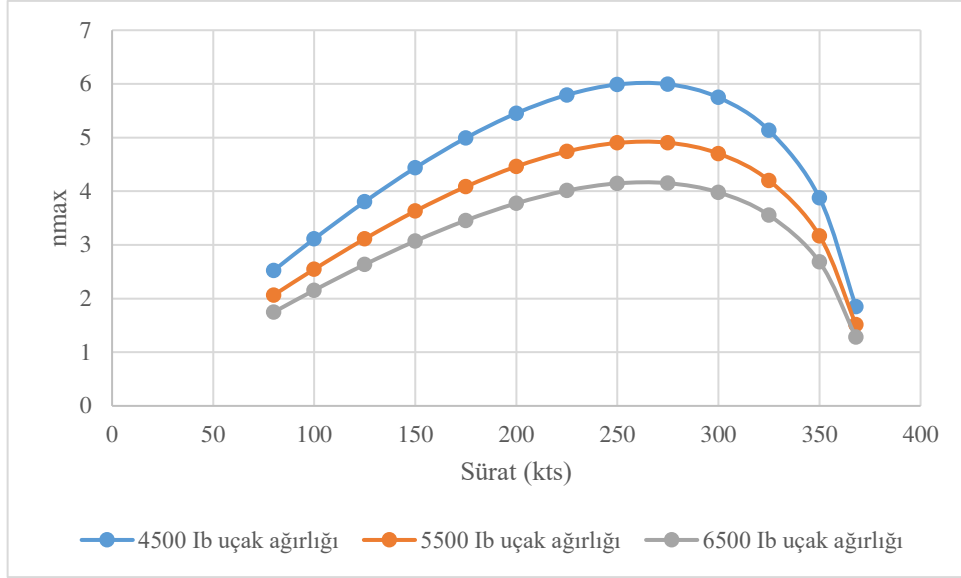
$$R = \frac{V^2}{g\sqrt{n^2 - 1}} \quad (3.39)$$

$$\omega = \frac{g\sqrt{n^2 - 1}}{V} \quad (3.40)$$

Bu durumda denklem 3.39 ve 3.40 değerlendirildiğinde $R_{\min}$ ve $\omega_{\max}$ değeri V ve n değerine bağlıdır. Bu durumda en düşük süratte en yüksek yük faktörünün olduğu durum ile açıklanabilir. İlgili denklemler kullanılarak $n_{\max}$ değerini veren ifade denklem 3.41 de verilmiştir [29,30].

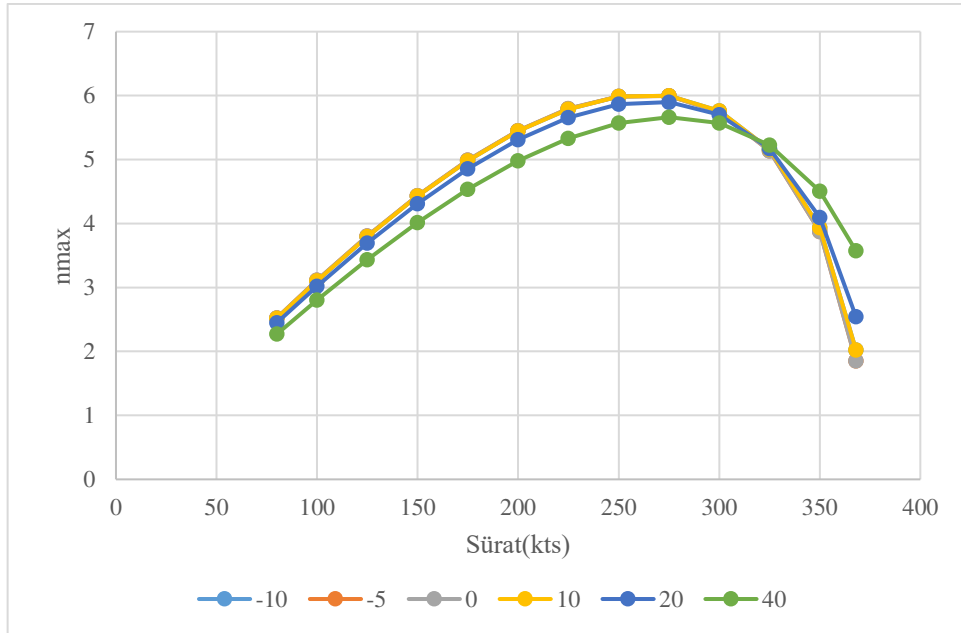
$$n_{\max} = \left\{ \frac{\frac{1}{2}\rho V^2}{K(W/S)} \left[\left(\frac{T}{W} \right)_{\max} - \frac{1}{2}\rho V^2 \frac{C_{D_0}}{W/S} \right] \right\}^{1/2} \quad (3.41)$$

T-37B uçağının ağırlık değişimine bağlı olarak $n_{\max}$ değerleri hesaplanmış olup Şekil 3.28 de verilmiştir.



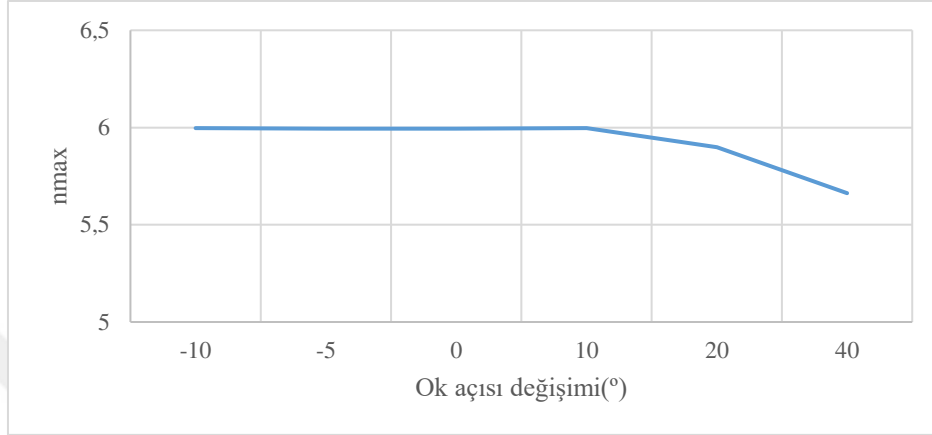
Şekil 3.28. Uçak ağırlığına bağlı n_{max} değerinin değişimi

Genel olarak T-37B benzeri eğitim uçakları incelendiği zaman en yüksek yük faktörü değerinin 6.0 g olduğu görülmüştür. Şekil 3.28 incelendiğinde 4500 Ib ağırlığındaki uçak konfigürasyonunun bu duruma en yakın konfigürasyon olduğu değerlendirilmiştir. Bu neden ile devam eden hesaplamalarda uçak ağırlığı 4500 Ib olarak alınacaktır. Uçak ok açılarının değişimine bağlı olarak sürat değerlerine karşılık gelen n_{max} değerleri Şekil 3.29 da verilmiştir.



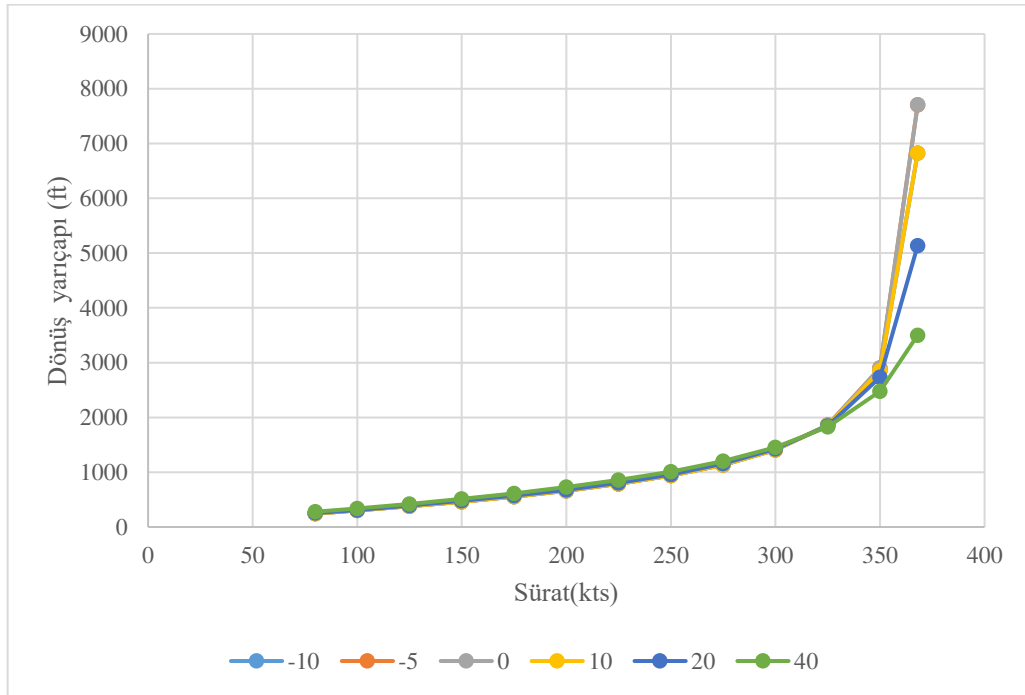
Şekil 3.29. Ok açılara göre sürat değişimine bağlı en yüksek yük faktörü değişimi

Şekil 3.29 incelendiğinde sadece 40° ok açısı değişiminde n_{max} değerinde farklılık görülmüştür. Ok açısı değişimlerinin tümünde n_{max} değerinin 275 kts süratte olduğu tespit edilmiştir. 275 kts sürat de ok açılarının değişimine göre elde edilecek n_{max} değeri Şekil 3.30 da sunulmuştur.

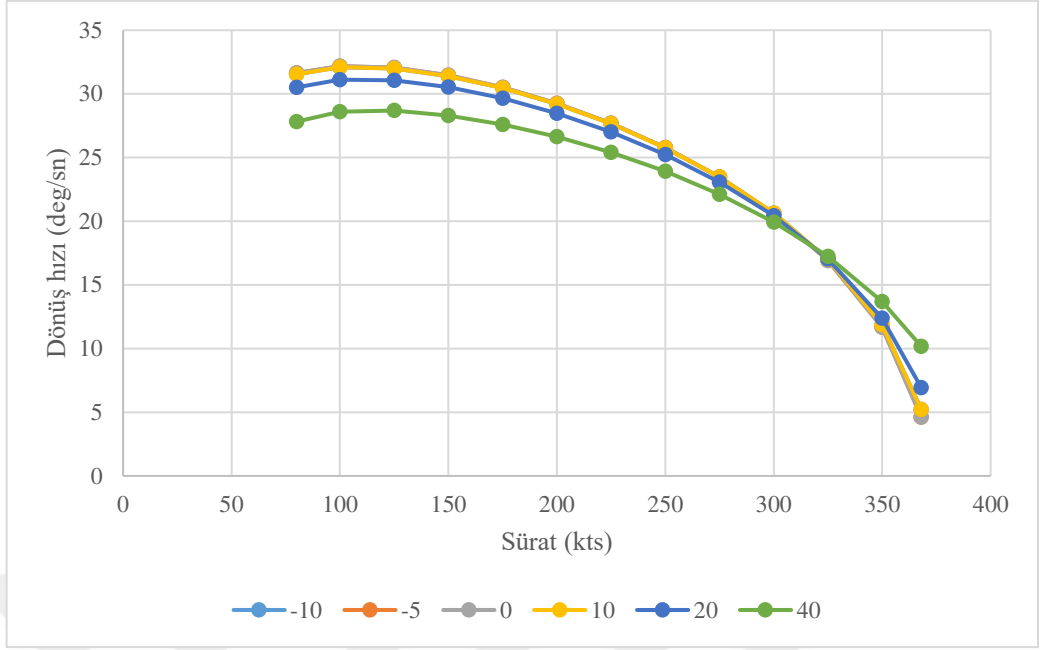


Şekil 3.30. Ok açısı değişimine göre en yüksek yük faktörü değişimi

R_{min} ve ω_{max} değeri elde edilmesi için denklem 3.39 ve 3.40 kullanılarak farklı süratler için elde edilecek ivmelenme değerleri ile hesaplamalar yapılmış Şekil 3.31 ve Şekil 3.32 de sunulmuştur.

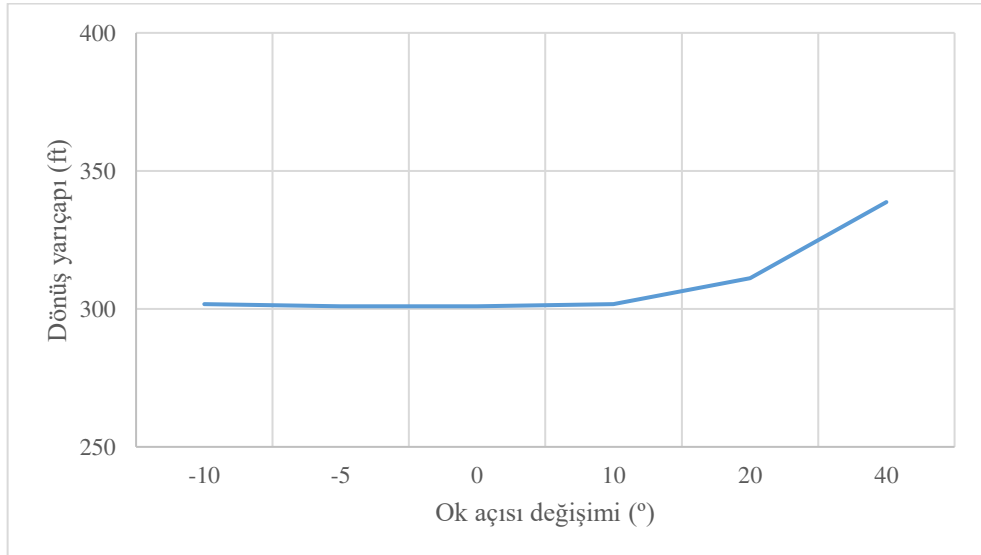


Şekil 3.31. Sürat değerine bağlı dönüş yarıçapı değişimi



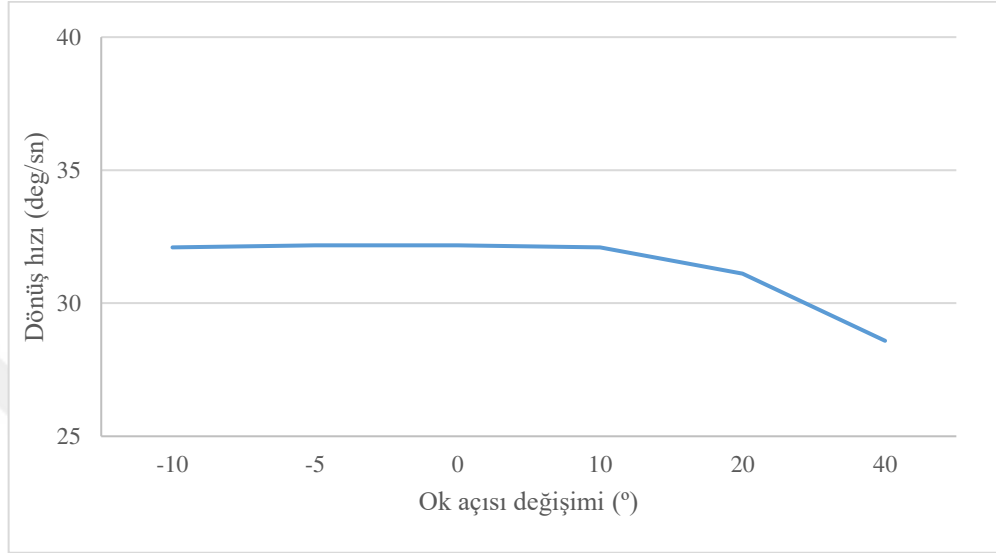
Şekil 3.32. Sürat değerine bağlı dönüş hızı değişimi

Şekil 3.31'den elde edilen hesaplamalar değerlendirildiğinde en düşük dönüş yarıçapı 80 kts da elde edilmiştir. Fakat 80 kts T-37B uçağının stall süratine çok yakın olacağı için değişen ok açılarının dönüş yarıçapı üzerindeki etkisini göstermek için 100 kts sürati seçilmiştir.



Şekil 3.33. 100 kts sürat de değişen ok açılara bağlı dönüş yarıçapı değişimi

Şekil 3.32 den elde edilen sonuçlar değerlendirildiğinde en yüksek dönüş hızı değerinin 100 kts da elde edildiği tespit edilmiştir. En yüksek dönüş hızının (100 kts da) ok açısına bağlı değişim grafiği Şekil 3.34 de sunulmuştur.



Şekil 3.34. 100 kts sürat de değişen ok açılarına bağlı dönüş hızı değişimi

3.7.1 V-n Diyagramı

Max. yük değeri uçakların yapısal limitleri ve manevra performansları hakkında detaylı bilgi vermektedir. Uçuş esnasında icra edilen manevralarda bu limit geçilir ise uçak üzerinde istenmeyen yapısal deformasyonlar oluşmaktadır. Bu durumu engellemek için tüm uçaklar tasarım sürecinde V-n diyagramı çizilerek uçak teknik dokümanlarında yer almaktadır.

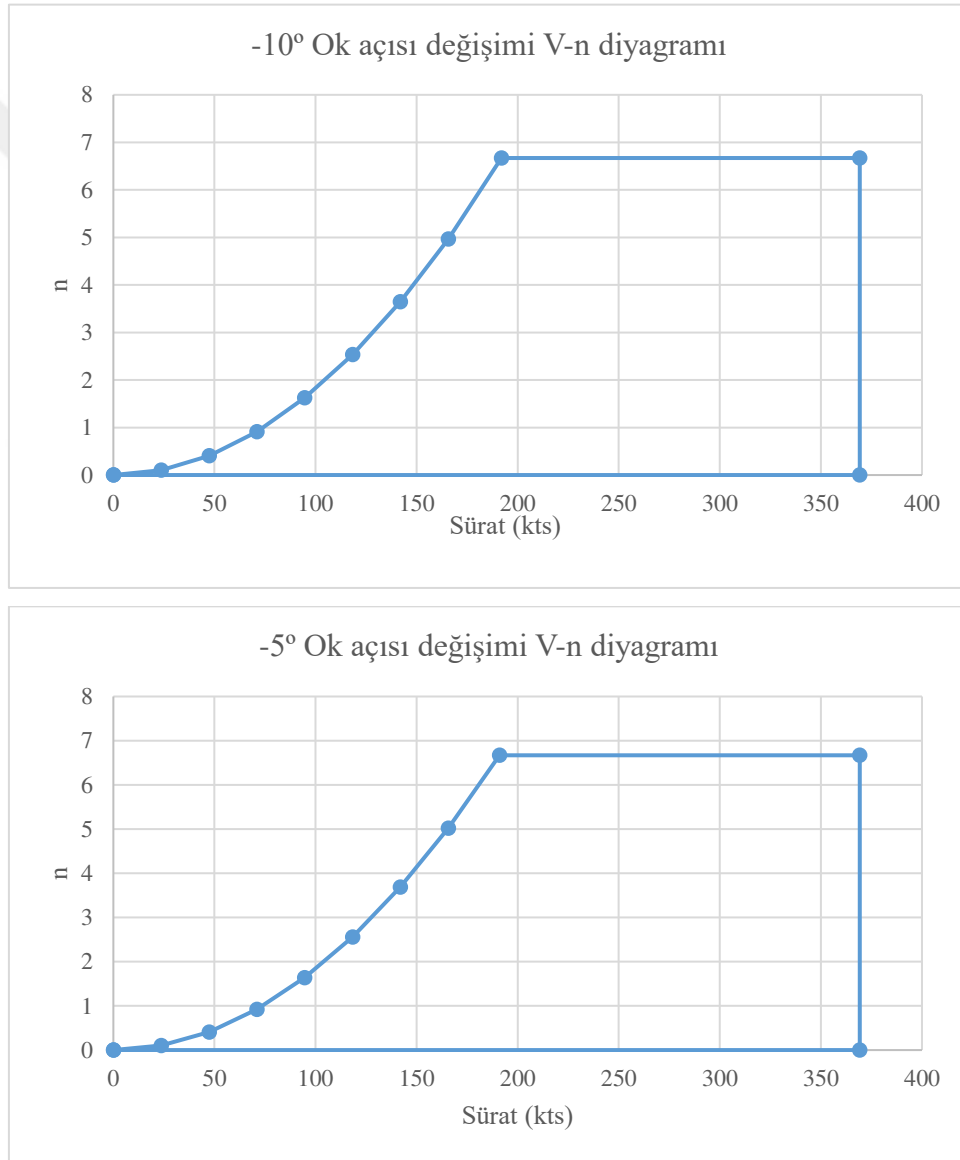
Bu bölümde T-37B uçağının değişen ok açılarına göre V-n diyagramları çizilerek ok açısı değişiminin etkisi tespit edilmeye çalışılmıştır. Literatür araştırmaları sonucunda 6.67 g yapısal limit olduğu bilgisi elde edilmiştir. Bu durumda denklem 3.42 için en yüksek yük faktörü 6,67 g olarak kabul edilmiştir (http-5).

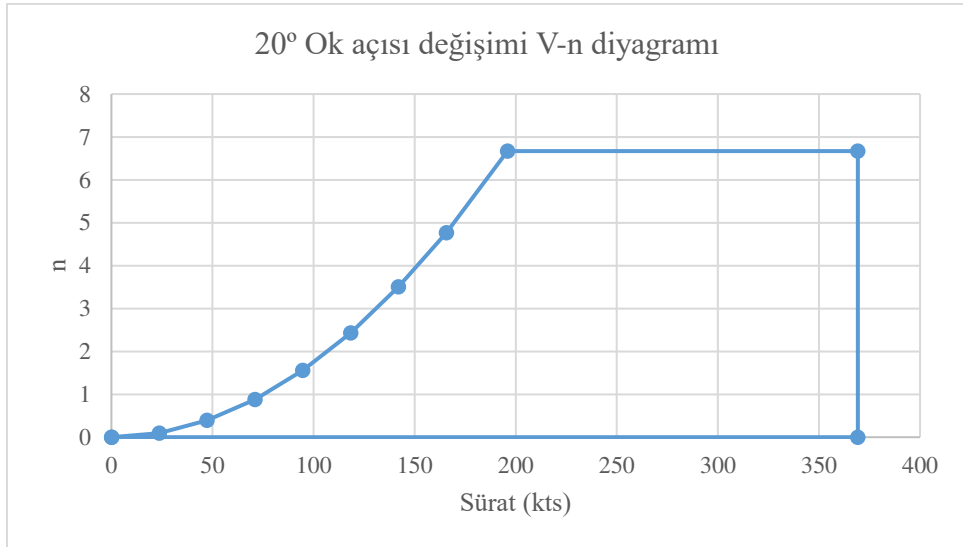
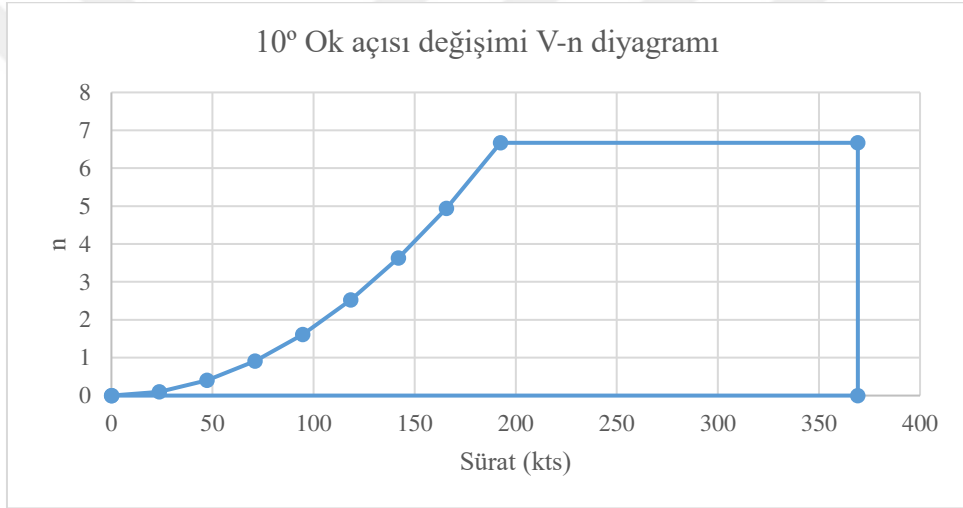
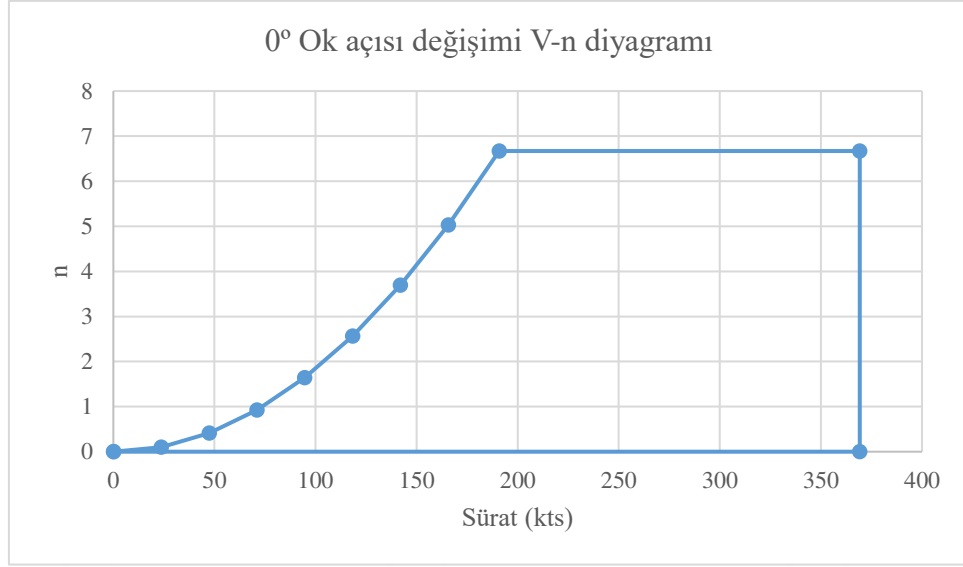
V-n diyagramının ilk eğrisi stall eğrisi olarak hesaplanmış olup denklem 3.42 de verilen değer ile kesilmiştir. Eğrinin sağ köşesi ise en yüksek dinamik basınç ile sınırlandırılmıştır. Değişen ok açılarına göre C_{Lmax} değişimleri Tablo 3.9'da verilmiştir.

$$V^* = \sqrt{\frac{n_{max}}{\rho C_{Lmax}} \frac{W}{S}} \quad (3.42)$$

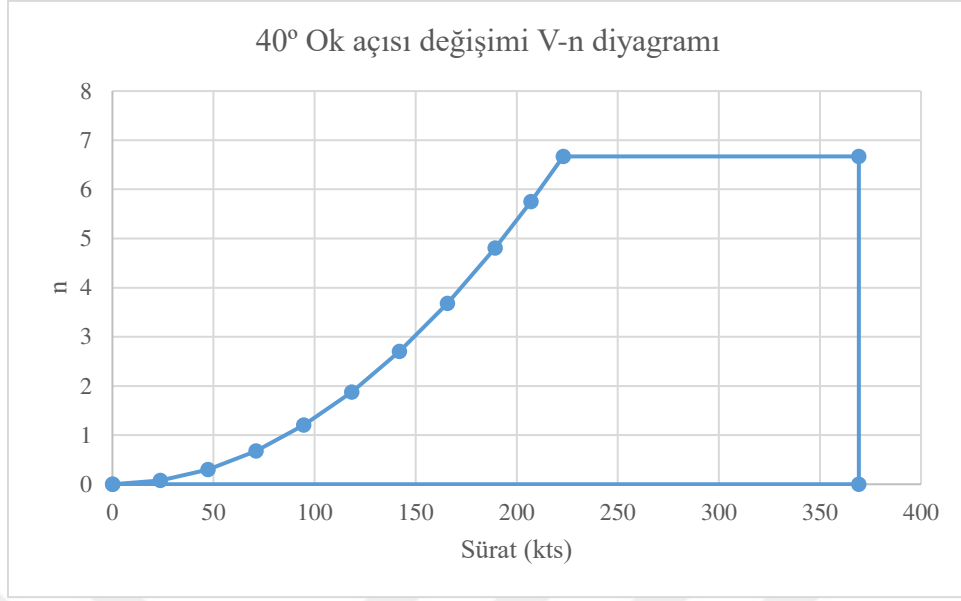
Tablo 3.9. Ok açısı değişimine göre C_{Lmax} değişimi

Ok açısı (°)	C_{Lmax}
-10	1.397
-5	1.406
0	1.408
10	1.391
20	1.369
40	1.132



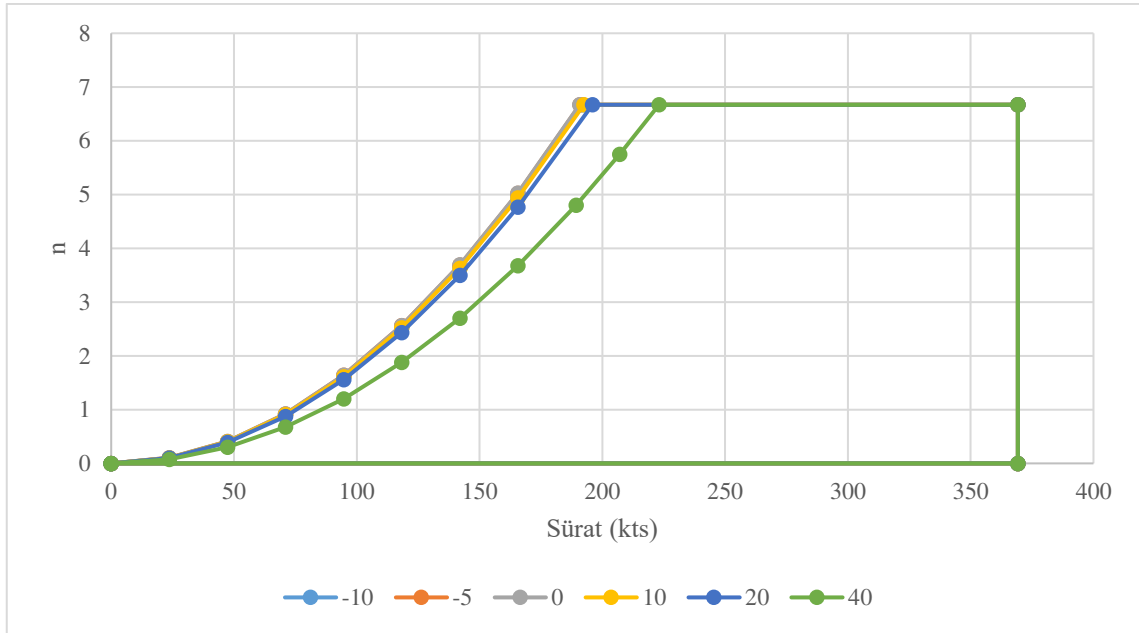


Şekil 3.35. (Devam) Ok açısı değişimine göre V-n diyagramları



Şekil 3.35. (Devam) Ok açısı değişimine göre V-n diyagramları

Hesaplanan V-n diyagramları Şekil 3.35 de değişen ok açılarına göre verilmiştir. T-37B uçağının ok açısına bağlı konfigürasyonlarının yapısal limitleri sürata de bağlı olarak değişmektedir. Ok açısı değişimine bağlı olarak V-n diyagramının değişimi Şekil 3.36 de sunulmuştur. Ok açısı arttıkça aynı miktardaki g kuvvetini daha yüksek süratlerde çekebildiği ve çekebileceği en yüksek g kuvvetini daha yüksek süratlerde elde edebileceği tespit edilmiştir.



Şekil 3.36. Ok açısı değişimine göre V-n diyagramlarının karşılaştırılması

4. KARARLILIK HESAPLAMALARI VE ANALİZLERİ

T-37B eğitim uçağı 1950 li yıllarda tasarlanan ve üretilen bir eğitim uçağıdır. Hali hazırda o yıllarda Fly-by-wire teknolojisi olmadığı için uçak kontrol yüzeyleri pilot tarafından verilen itki ile hareketini sağlamaktadır. Genel Fly-by-wire teknolojisine sahip uçaklar üretildikten sonra pilot kumandası ile kontrol yüzeylerinin arasına bir bilgisayar yerleştirilmiş ve pilotun verdiği girdiler bir sinyale dönüştürülerek kontrol yüzeylerine aktarılmıştır. Bu sistem sayesinde kararsız olan uçaklar uçuş sırasında kararlı hale gelebilmektedir.

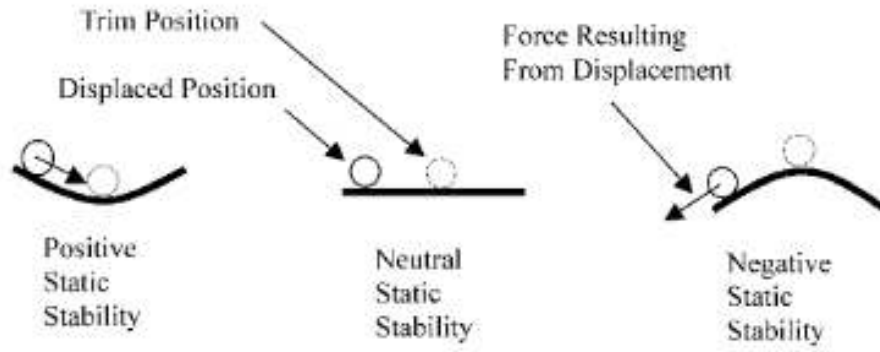
Stabilite ile manevra kabiliyeti konusunda bu yönde ters ilişki mevcuttur. Örneğin eğitim uçaklarında düşük seviyede manevra kabiliyeti var iken buna karşı yüksek seviyede stabilite kabiliyeti vardır. Bu durum savaş uçaklarında ise düşük seviyede stabilite kabiliyeti var iken yüksek seviyede manevra kabiliyeti vardır [23].

T-37B gibi görev profili eğitim uçağı olarak tasarlanmış ve pilot eğitimlerinde kullanılan uçakların stabilite kabiliyetlerinin yüksek olması beklenmektedir. Literatür araştırması bölümünde bahsedildiği gibi değişen uçak konfigürasyonlarının ve uçuş şartlarının uçak stabilitesi üzerinde etkisi bulunmaktadır.

T-37B uçağının değişen ok açılara göre stabilite karakteristiğinin değişimi bu bölümde incelenecektir. Yapılan literatür araştırmasında uçağın stabilite türevleri elde edilmiştir [23,24]. Bu bilgilerden yararlanılarak 0° ok açısı değişimine göre öncelikle stabilite hesaplaması yapılmış sonrasında değişen ok açılara göre uçak stabilitesi incelenmiştir. Stabilite hesaplaması statik ve dinamik olmak üzere iki başlık altında incelenmiştir.

4.1. Statik Stabilite

Genel olarak uçağın stabil uçuş durumunda (steady-state flight ing.) oluşan herhangi bir olumsuz dış etki (rüzgar, hava boşluğu, vb.) ile uçak üzerinde oluşan kuvvet ve momentler uçağı yukarı- aşağı veya yanal yönde hareket ettirebilir. Oluşan olumsuz dış etkilerden kaynaklı kuvvetler ortadan kalktıktan sonra uçağın başlangıçtaki durumuna dönme eğilimine statik stabilite denir. Statik stabilite pozitif statik stabilite, doğal statik stabilite ve negatif statik stabilite olarak üç durumda ifade edilebilir [23].



Şekil 4.1. Statik stabilite örnekleri

Uçakların genel olarak statik stabilite durumları trim pozisyonundaki uçuş şartlarında değerlendirilmektedir. Türbülans veya rüzgâr kaynaklı oluşan kuvvet ve momentler sonrasında uçak başlangıç durumuna geliyor ise pozitif statik stabil. Herhangi bir değişiklik oluşturmuyorsa doğal statik stabil. Oluşan kuvvet ve momentler devamlı olarak büyüklükleri artıyor ise negatif statik stabil olarak değerlendirilir. Uçak üzerinde değişen boylamsal kuvvet ve momentler denklem 4.1, 4.2, 4.3 de değişen yanal yöndeki kuvvetler ise denklem 4.4, 4.5, 4.6 da ifade edilmiştir.

$$m(\dot{U} + QW - RV) = -mg\sin\theta + (-D\cos\theta + L\sin\alpha) + T\cos\phi_T \quad (4.1)$$

$$\dot{Q} I_{yy} - PR(I_{zz} - I_{xx}) + (P^2 - R^2)I_{xz} = M_A + M_T \quad (4.2)$$

$$m(\dot{W} + PV - QU) = -mg\cos\theta\cos\phi + (-D\sin\alpha - L\cos\alpha) + T\sin\phi_T \quad (4.3)$$

$$\dot{P} I_{xx} - QR(I_{zz} - I_{yy}) - (\dot{R} + PQ)I_{xz} = L_A + L_T \quad (4.4)$$

$$m(\dot{V} + RU - PW) = -mg\sin\theta\cos\phi + F_{A_y} + F_{T_y} \quad (4.5)$$

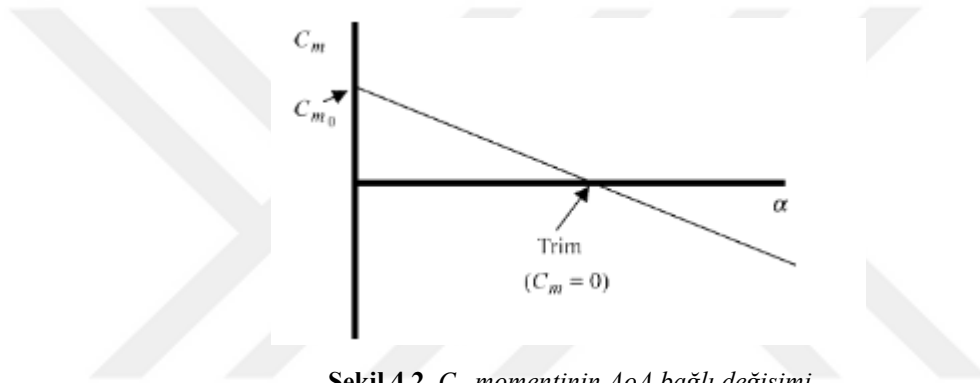
$$\dot{R} I_{zz} - PQ(I_{yy} - I_{xx}) + (QR - \dot{P})I_{xz} = N_A + N_T \quad (4.6)$$

Öncelik ile uçağın statik stabilitesi değerlendirilir iken uçağın üzerine etki eden moment değerlerinin 0 olması gerekmektedir. Bu durum trim durumu olarak da adlandırılabilir. Boylamsal statik stabilite denklem 4.2 ile incelendiğinde uçak üzerinde oluşan M_A (aerodynamic pitching moment ing.) denklem 4.7 de incelenmiş ve denklem 4.8 elde edilmiştir.

$$M_A = C_m(qSc) \quad (4.7)$$

$$C_m = C_{m0} + C_{m\alpha}\alpha + C_{m\delta_e}\delta_e + C_{m_{i_h}}i_h \quad (4.8)$$

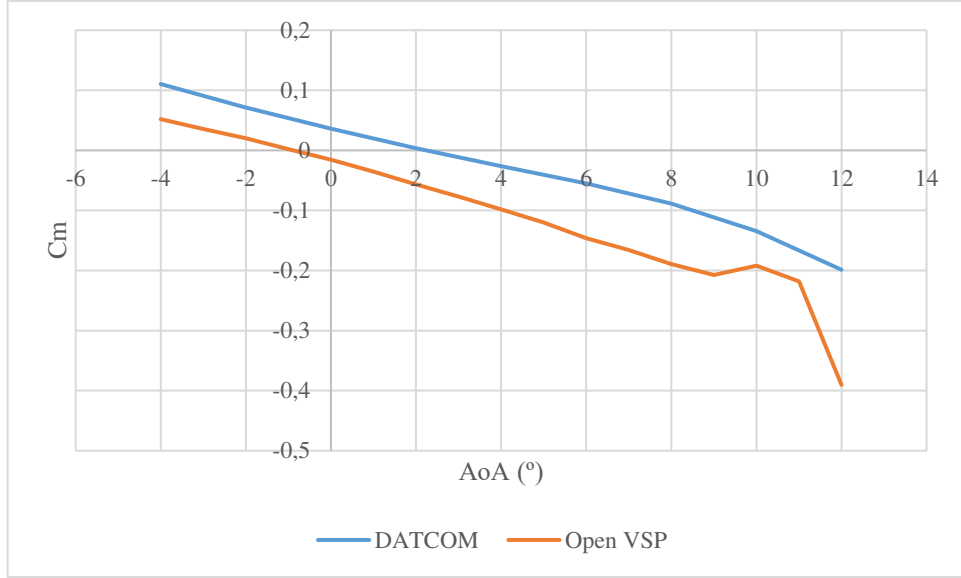
Bu durumda denklem 4.8 incelendiğinde C_m momenti α (AoA), δ_e (elevatör kontrol yüzeyi değişimi) ve i_h (yatay stabilizenin x-body eksenine ile yaptığı açı) ın değişimi ile açıklanabilir. Şekil 4.1 de pitch eksenindeki moment değişiminin AoA ile değişimi gösterilmiştir. Burada $C_m=0$ eşitliğini sağlayan AoA değeri uçağın trim noktası olarak tanımlanabilir. Bu durumda uçak üzerine gelen M_A momenti 0 olduğu için uçak boylamsal olarak stabildir. ($M_T=0$ kabul edilmiştir.)



Şekil 4.2. C_m momentinin AoA bağlı değişimi

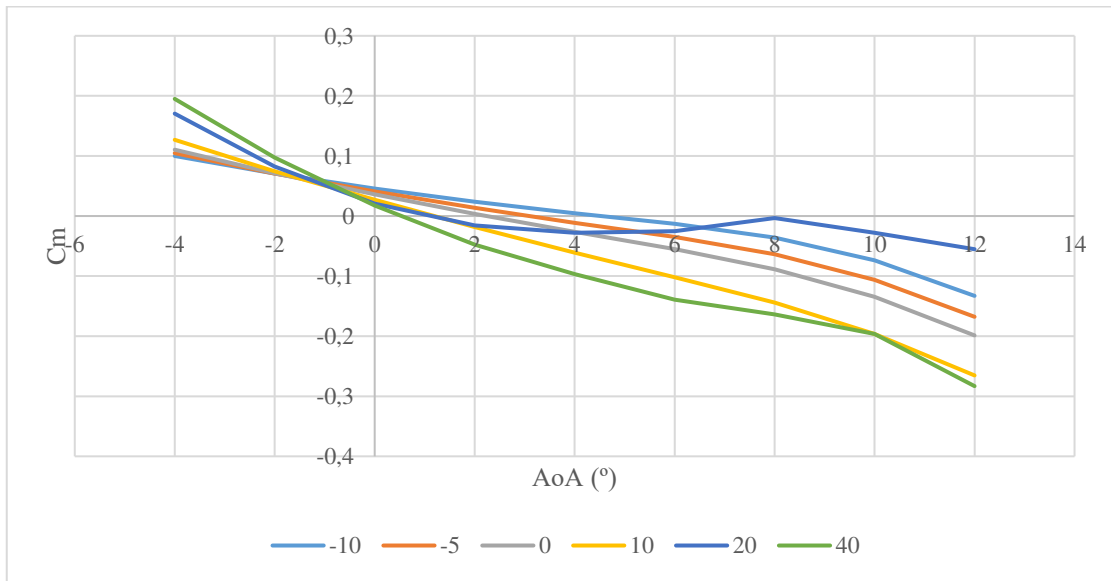
Boylamsal pozitif stabilite gereksiniminin sağlanması için en önemli faktör $C_{m\alpha} < 0$ olmalıdır. $C_{m\alpha}$ Stabilite türevi ve $C_{m\delta_e}$ ise temel kontrol türevi olarak adlandırılabilir [23].

İlk olarak 0° ok açısı değişim durumunda T-37B uçağının boylamsal stabilite durumu incelenmiş olup elde edilen sonuçlar Şekil 4.3 de sunulmuştur. Uçağın stabilite türevi incelenir iken DATCOM ve OPEN VSP programı kullanılmış olup elde edilen veriler karşılaştırmalı olarak değerlendirilmiştir. Bu durumda T-37B uçağının 6360 lb ağırlıkta, CG nin %27 da bulunduğu ve ok açısı değişiminin CG konumunu değiştirmedeği, 30000 ft irtifada 0,459 Mach sürat de seyir uçuşunda olduğu rüzgâr olmadığı kabul edilmiştir.

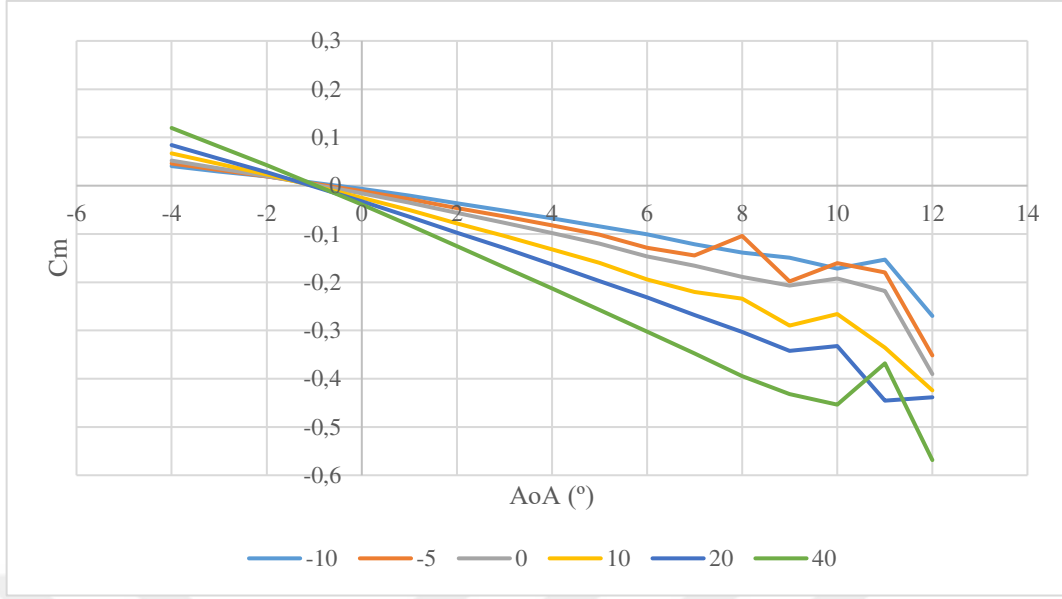


Şekil 4.3. 0° ok açısı değişiminde AoA değişimine bağlı olarak C_m değişimi

0° ok açısı durumunda AoA değişimine bağlı olarak C_m değişimi incelendiğinde her iki program sonucun da $C_{m_a} < 0$ olduğu hesaplanmıştır. T-37B uçağı tasarım itibari ile eğitim uçağı olarak tasarlandığı için sonuçlar beklenildiği gibi tatmin edici bir seviyededir. Şekil 4.3 den elde edilen bilgiler ile de stabil olduğu gösterilen uçağın ok açısı değişimine göre boylamsal statik stabilitesi incelenmiş olup Şekil 4.4 de DATCOM programı kullanılarak ok açısı değişimi gösterilmiştir. OPEN VSP programı kullanılarak ok açısı değişimi ise Şekil 4.5 de gösterilmiştir.



Şekil 4.4. DATCOM programında ok açısına bağlı AoA a göre C_m değişimi



Şekil 4.5. OPEN VSP programında ok açısına bağlı AoA a göre Cm değişimi

DATCOM ve OPEN VSP programları kullanılarak ok açısı değişiminin uçağın boylamsal statik stabilitesi incelenmiş olup sonuçların birbirine çok benzediği görülmüştür. Şekil 4.4 ve Şekil 4.5 ayrı ayrı incelendiğinde ok açısı değeri arttıkça C_{m_a} değeri negatif olarak artmış ve uçağın daha kararlı bir duruma gelmiştir. Ok açısı değerinin negatif yönde artışı ise uçağı daha kararsız bir duruma getirmiştir. Bu durumda ok açısı değerinin pozitif yönde artışı uçağın boylamsal stabilitesine pozitif yönde etkisi olacaktır.

Yanal statik stabilite incelendiğinde boylamsal statik stabiliteye benzer olarak uçak üzerine etki eden momentlerin 0 olması gerekmektedir. Yanal statik stabilite için denklem 4.4 ve denklem 4.6 incelenmiş olup uçak üzerinde oluşan L_A (aerodynamic rolling moment ing.) ve N_A (aerodynamic yawing moment ing.) denklem 4.9 ve denklem 4.10 da incelenmiştir.[23]

$$L_A = C_l(qSc) \quad (4.9)$$

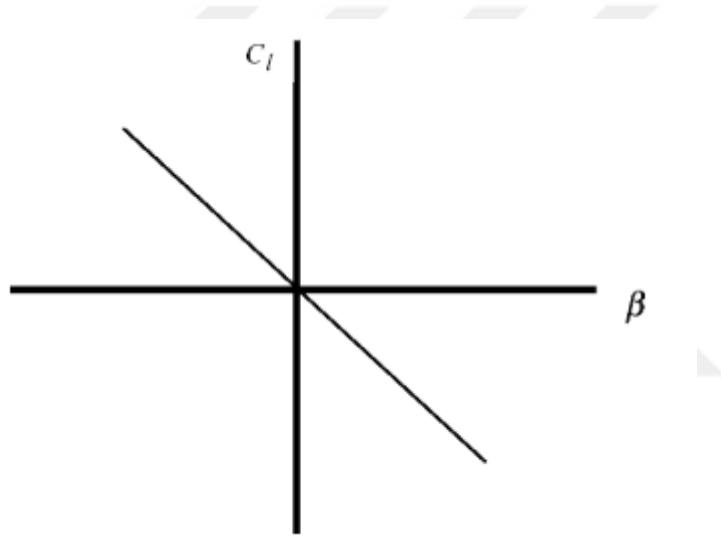
$$N_A = C_n(qSc) \quad (4.10)$$

L_T ve N_T 'nin 0 olduğu kabul edilmiştir. Bu durumda uçak üzerinde oluşan yanal yöndeki momentin 0 olması durumu denklem 4.9 ve denklem 4.10 a bağlıdır ve denklemler incelendiğinde denklem 4.11 ve denklem 4.12 elde edilmiştir.[23]

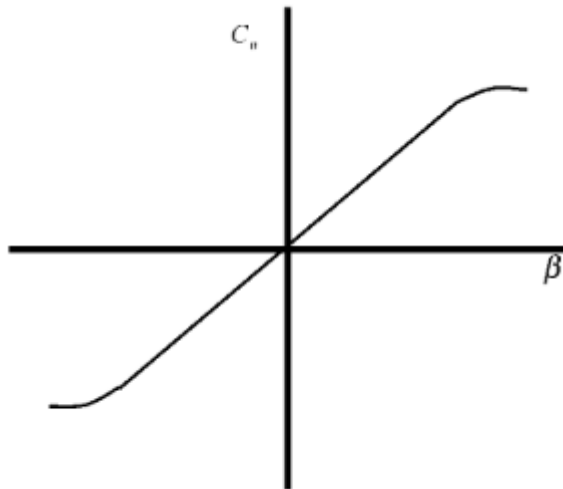
$$C_l = C_{l0} + C_{l\beta}\beta + C_{l\delta_a}\delta_a + C_{l\delta_r}\delta_r \quad (4.11)$$

$$C_n = C_{n0} + C_{n\beta}\beta + C_{n\delta_a}\delta_a + C_{n\delta_r}\delta_r \quad (4.12)$$

Denklem 4.11 ve denklem 4.12 incelendiğinde C_l ve C_n momentleri β (sideslip angle ing.), δ_a (aileron kontrol yüzeyi değişimi), δ_r (rudder kontrol yüzeyi değişimi) ın değişimi ile açıklanabilir. Şekil 4.6 C_l momentinin β ile değişimi ve Şekil 4.7 C_n momentinin β ile değişimi gösterilmiştir. $C_l = 0$ ve $C_n = 0$ eşitliğini sağlayan β değeri trim noktası olarak tanımlanabilir [23]. Bu durumda uçak üzerine etki eden L_A ve N_A momenti 0 olduğu için uçak yanal ekseninde stabildir.



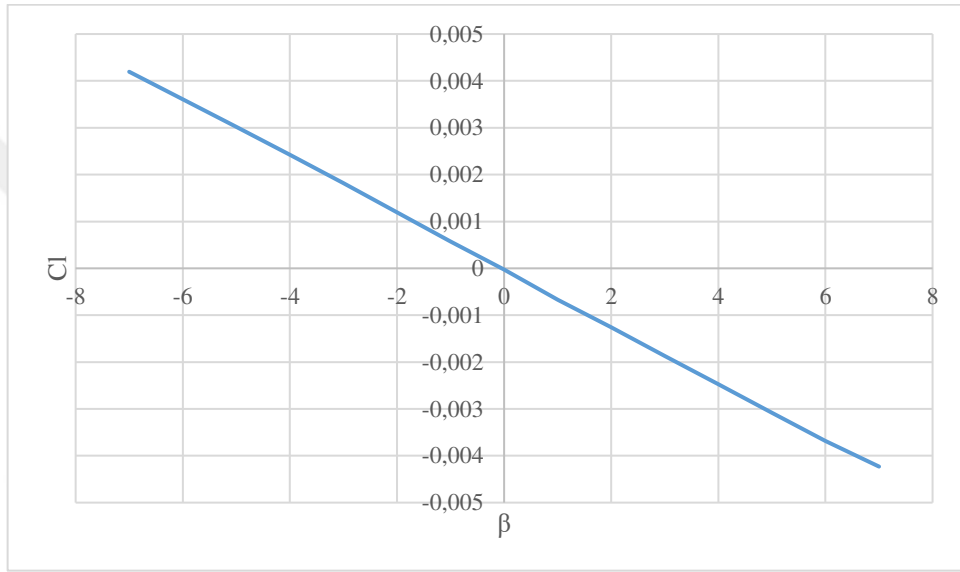
Şekil 4.6. C_l 'in β bağlı değişimi



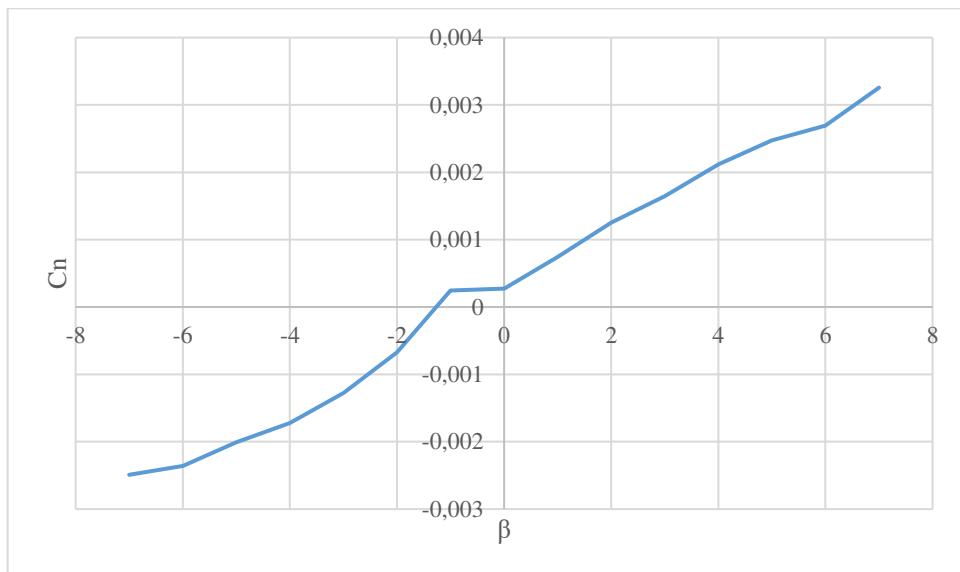
Şekil 4.7. C_n 'in β bağlı değişimi

Yanal statik stabilite gereksiniminin sağlanması için $C_{l\beta} < 0$ ve $C_{n\beta} > 0$ olmalıdır. $C_{l\beta}$ ve $C_{n\beta}$ stabilite türevi $C_{l\delta a}$, $C_{l\delta r}$, $C_{n\delta a}$, $C_{n\delta r}$ ise temel kontrol türevleri olarak adlandırılır [23].

Boylamsal statik stabilite de yapılan kabullerin aynılarının yanal statik stabilite için de yapıldığı kabul edilerek T-37B uçağının 0° açısı durumunda β ya bağlı C_l ve C_n momentlerinin değişimi OPEN VSP programı kullanılarak incelenmiştir. Elde edilen sonuçlar Şekil 4.8 ve Şekil 4.9 da paylaşılmıştır.

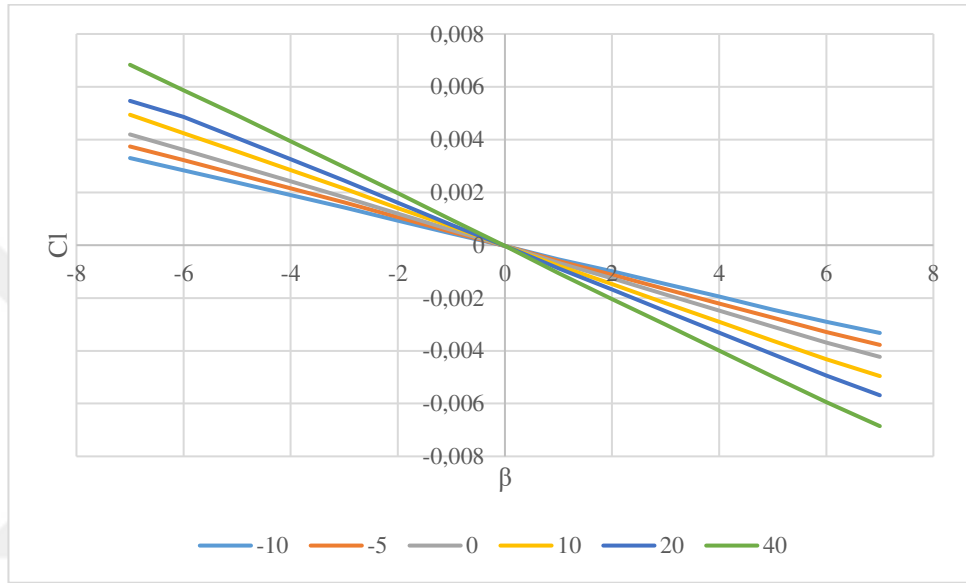


Şekil 4.8. 0° ok açısı değişiminde OPEN VSP programında C_l 'in β bağlı değişimi

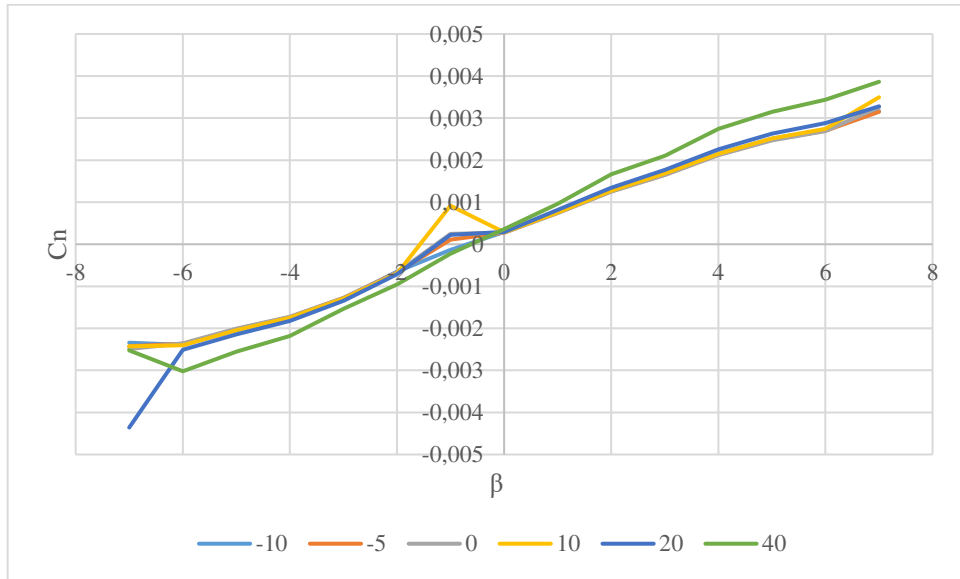


Şekil 4.9. 0° ok açısı değişiminde OPEN VSP programında C_n 'in β bağlı değişimi

0° ok açısı durumunda β değişimine bağlı olarak C_l ve C_n değişimi incelendiğinde $C_l < 0$ ve $C_n > 0$ hesaplanmıştır. T-37B uçağı tasarım itibari ile eğitim uçağı olarak tasarlandığı için sonuçlar beklenildiği gibi tatmin edici bir seviyededir. Şekil 4.8 ve Şekil 4.9 dan elde edilen bilgiler ile de stabil olduğu gösterilmiştir. Uçağın ok açısı değişimine göre yanal statik stabilitesi incelenmiş olup OPEN VSP programı kullanılarak Şekil 4.10 da β değişimine bağlı olarak C_l değişimi ve Şekil 4.11 de ise C_n değişimi gösterilmiştir.



Şekil 4.10. OPEN VSP programında ok açısı değişimine bağlı β a göre C_l değişimi



Şekil 4.11. OPEN VSP programında ok açısı değişimine bağlı β a göre C_n değişimi

T-37B uçağının ok açısı değişiminin uçağın yanal statik stabilitesi incelenmiştir. Şekil 4.10 incelendiğinde tüm ok açısı değişimlerinde $C_l < 0$ şartını sağladığı ve stabil olduğu hesaplanmıştır. Fakat uçak ok açısı pozitif yönde arttıkça uçağın roll eksenindeki stabilitesi pozitif yönde artmış olup ok açısının negatif yönde artması uçağın roll eksenindeki stabilitesini negatif yönde etkilemiştir. Şekil 4.11 incelendiğinde ise uçak üzerinde tüm ok açısı değişiminde $C_n > 0$ şartını sağladığı ve stabil olduğu hesaplanmıştır. Değişen ok açılarının yaw eksenindeki stabilitesine herhangi bir etkisi olmadığı görülmüştür.

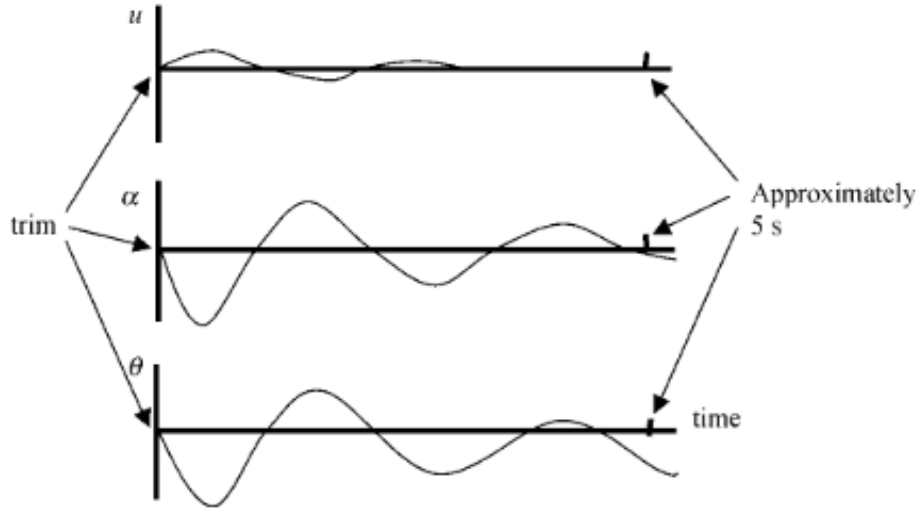
4.2. Dinamik Stabilite

Uçağın trim şartlarından veya denge durumundan çıkarıldıktan sonra uçağın verdiği tepki olarak adlandırılır. Bu süre içerisinde uçağın verdiği tepki uçağın kararlılığı için bizlere fikir vermektedir. Dinamik stabilite tipik olarak uçak orijinal konumuna geri dönmeye çalışırken meydana gelen salınımları içerir. Meydana gelen salınımlar zamanla azalır ise uçak pozitif dinamik stabiliteye sahiptir. Salınımlar zaman ile artar ise uçak negatif dinamik stabiliteye sahiptir. Uçak salınımları zaman içerisinde aynı kalır ise nötr dinamik stabiliteye sahiptir. Bu konu statik stabilite ile karıştırılmamalıdır. Bir uçak statik olarak stabil olmasına rağmen dinamik olarak pozitif, nötr ve negatif dinamik stabilite 'ye sahip olabilir. [23]

T-37B uçağının bir önceki bölümde boylamsal ve yanal statik stabilite davranışı incelenmiş olmasına rağmen bu bölümde sadece boylamsal dinamik stabilite incelenmiştir. Bu neden ile uçağın 3 serbestlik dereceli boylamsal hareket analizi yapılmış olup hareket değişkenleri α , u , θ olarak elde edilmiştir. Boylamsal hareketin 4' dereceden karakteristik denklemi yazıldığında denklem 4.13 elde edilmiştir.[23]

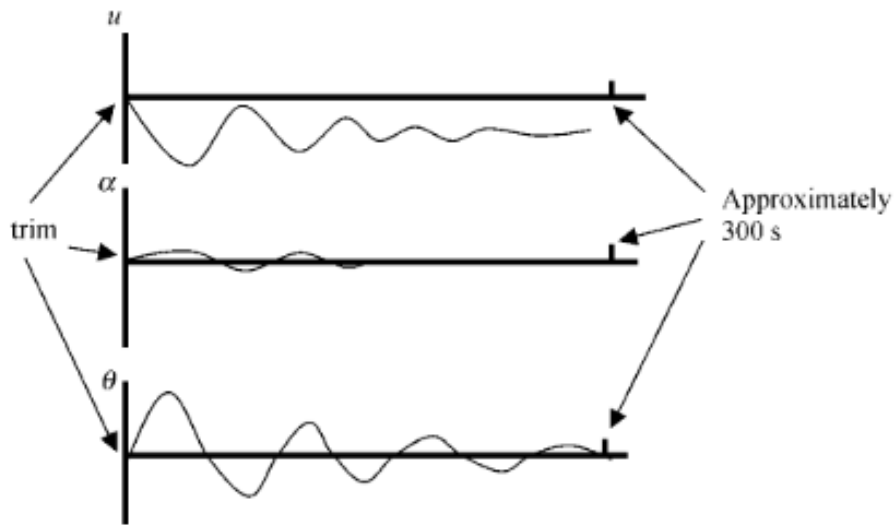
$$(s^2 + 2\zeta_{SP}\omega_{N_{SP}} + \omega_{N_{SP}}^2)(s^2 + 2\zeta_{PH}\omega_{N_{PH}} + \omega_{N_{PH}}^2) \quad (4.13)$$

Short Period mod karmaşık köke sahip olup yüksek sönümlenme ve doğal frekansa sahiptir. Genel olarak bu mod da uçak trimli bir şekilde uçuşunu gerçekleştirirken uçuş kumandalarına boylamsal ekseninde uygulanan ani girdiler ile (doublet ing.) uçağın zaman içerisinde buna karşı gösterdiği davranışdır. Uçak üzerinde α ve θ da değişiklik meydana gelir iken u (boylamsal eksenindeki sürat) de büyük değişiklikler olmamaktadır. Örnek olarak bir savaş uçağının Short Period mod karşısındaki davranışı Şekil 4.12 de gösterilmiştir.



Şekil 4.12. Short Period mod da uçağın davranışının gösterimi

Phugoid mod (long Period ing.) karmaşık köke sahip olup düşük sönümlenme ve doğal frekansa sahiptir. Genel olarak bu mod da uçak trimli bir şekilde uçuşunu gerçekleştirir iken uçuş kumandalarına boylamsal ekseninde uygulanan 2-3 sn lik girdiler ile uçağın zaman içerisinde buna karşı gösterdiği durumu ile gösterilir. Uçak üzerinde u ve θ da değişiklik meydana gelir iken α da büyük değişiklikler olmamaktadır. Phugoid mod genel olarak uzun zaman dilimlerinde sönümlenir. Örnek olarak bir savaş uçağının Phugoid mod karşısındaki davranışı Şekil 4.13 de gösterilmiştir.



Şekil 4.13. Phugoid mod da uçağın davranışının gösterimi

Uçağın boylamsal dinamik stabilitesinin karmaşık köklerinin ifade etmek için hareket denklemleri laplace formuna getirilmiş ve denklem 4.14 de verilmiştir. Elde edilen denklem matris formatına getirilerek denklem 4.14 de verilmiştir [23,24].

$$\begin{aligned}
 (s - X_u - X_{T_u})u(s) - X_\alpha a(s) + g \cos(\Theta_1)\Theta(s) &= X_{\delta_e} \delta_e(s) \\
 -Z_u u(s) + [(U_1 - Z_\dot{\alpha})s - Z_\alpha] \alpha(s) + [-(Z_q - U_1)s + g \sin(\Theta_1)] \Theta(s) &= Z_{\delta_e} \delta_e(s) \\
 -(M_u + M_{T_u})u(s) + [M_{\dot{\alpha}}s + M_\alpha + M_{T_\alpha}] \alpha(s) + (s^2 - M_q s) \Theta(s) &= M_{\delta_e} \delta_e(s)
 \end{aligned} \tag{4.14}$$

$$\begin{bmatrix} (s - X_u - X_{T_u}) & -X_\alpha & g \cos(\Theta_1) \\ -Z_u & [(U_1 - Z_\dot{\alpha})s - Z_\alpha] & [-(Z_q - U_1)s + g \sin(\Theta_1)] \\ -(M_u + M_{T_u}) & (M_{\dot{\alpha}}s + M_\alpha + M_{T_\alpha}) & (s^2 - M_q s) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u(s) \\ \delta_e(s) \\ \alpha(s) \\ \delta_e(s) \\ \Theta(s) \\ \delta_e(s) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_{\delta_e} \\ Z_{\delta_e} \\ M_{\delta_e} \end{bmatrix} \tag{4.15}$$

Boylamsal dinamik stabilite için Short Period mod yaklaşımında Şekil 4.12 de de gösterildiği gibi u süratindeki değişim sıfıra yakındır. Bu durumda $\frac{u(s)}{\delta_e(s)}$ değişimini sıfır ve $Z_\dot{\alpha}=Z_q= \Theta_1 =M_{T_\alpha}=0$ kabul eder ise denklem 4.16 elde edilir. Buradaki matrisin köklerini bulmak için determinantı alınır ise denklem 4.17 elde edilir.

$$\begin{bmatrix} sU_1 - Z_\alpha & -U_1 s \\ -[M_{\dot{\alpha}}s + M_\alpha] & s^2 - M_q s \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \alpha(s) \\ \Theta(s) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Z_{\delta_e} \\ M_{\delta_e} \end{bmatrix} \delta_e(s) \tag{4.16}$$

$$(sU_1 - Z_\alpha)(s^2 - M_q s) - (-U_1 s)(-[M_{\dot{\alpha}}s + M_\alpha]) = 0 \tag{4.17}$$

$$s^2 - \left(M_q + \frac{Z_\alpha}{U_1} + -M_{\dot{\alpha}}\right)s + \left(\frac{Z_\alpha M_q}{U_1} - M_\alpha\right) = 0 \tag{4.18}$$

Denklem 4.18'nin köklerini bulunur ise Short Period için $\omega_{N_{SP}}$ denklem 4.19 ve $\frac{Z_\alpha M_q}{U_1}$ 'in büyüklüğü M_α değerinin yanında çok küçük olduğu için $\frac{Z_\alpha M_q}{U_1} \approx 0$ kabulü yapılır ise ζ_{SP} denklem 4.20 ile ifade edilebilir [23,24].

$$\omega_{N_{SP}} \approx \sqrt{-M_\alpha} \approx \sqrt{\frac{-C_{m_\alpha} q_1 S c}{I_{yy}}} \quad (4.19)$$

$$\zeta_{SP} \approx \frac{-\left(M_q + \frac{Z_\alpha}{U_1} + -M_{\dot{\alpha}}\right)}{2\omega_{N_{SP}}} \quad (4.20)$$

Boylamsal dinamik stabilite için Phugoid mod yaklaşımında Şekil 4.13 de gösterildiği gibi α değişim sıfıra yakındır. Bu durumda $\frac{\alpha(s)}{\delta_e(s)}$ değişimini sıfır ve $X_{\delta_e} = Z_q = \theta_1 \approx 0$ kabul eder ise denklem 4.21 elde edilir. Buradaki matrisin köklerini bulmak için determinantı alınır ise denklem 4.22 elde edilir.

$$\begin{bmatrix} s - X_u - X_{T_u} & g \\ -Z_u & -U_1 s \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u(s) \\ \theta(s) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ Z_{\delta_e} \end{bmatrix} \delta_e(s) \quad (4.21)$$

$$(s - X_u - X_{T_u})(-U_1 s) - (g)(-Z_u) = 0 \quad (4.22)$$

$$-U_1 \left[s^2 - (X_u - X_{T_u})s - \frac{Z_u g}{U_1} \right] = 0 \quad (4.23)$$

Denklem 4.23 incelendiğinde Phugoid mod kökleri için $\omega_{N_{PH}}$ denklem 4.24 de verilmiş olup $C_{L_u} \ll 2C_{L_1}$ olduğu için denklem 4.25 elde edilmiştir. ζ_{PH} için hesaplamalar yapılmış ve denklem 4.26 elde edilmiştir. $C_{T_{x_u}} = C_{T_{x_1}} = 0$ ve $C_{D_u} \approx 0$ kabulü yapılarak denklem 4.27 elde edilmiştir [23,24].

$$\omega_{N_{PH}} \approx \sqrt{-\frac{Z_u g}{U_1}} \approx \sqrt{\frac{g(q_1 S)(C_{L_u} + 2C_{L_1})}{U_1^2 m}} \quad (4.24)$$

$$\omega_{N_{PH}} \approx \frac{g}{U_1} \sqrt{2} \quad (4.25)$$

$$\zeta_{PH} \approx \frac{-(X_u - X_{T_u})}{2\omega_{N_{PH}}} \approx \frac{(C_{D_u} + C_{D_1} - C_{T_{x_u}} - C_{T_{x_1}})q_1 S}{2mU_1\omega_{N_{PH}}} \quad (4.26)$$

$$\zeta_{PH} = \frac{1}{\sqrt{2}} \frac{C_{D_1}}{C_{L_1}} \quad (4.27)$$

Literatür araştırması sonucu uçağın dinamik stabilite katsayılarına ait bilgiler elde edilmiş olup Tablo 4.1 de paylaşılmıştır [23,24]. İlk olarak 0° ok açısında uçağın dinamik stabilite katsayıları elde edilmiş olup hesaplanan değerler karşılaştırılmıştır.

Tablo 4.1. *T-37B uçağına ait dinamik stabilite bilgileri*

İrtifa	30000 ft
Sürat	0.459 Mach(456 ft/sn)
g	32,18 lb/ft ²
Ağırlık	6360 lb
Kanat Alanı (S)	182 ft ²
Kanat Boyu (b)	33.8 ft
Kanat Genişliği (c)	5.47 ft
Dinamik basınç (lb/ft ²)	92,7
CG	%27,0
I_{xx}	7990 slug/ft ²
I_{yy}	3330 slug/ft ²
I_{zz}	1120 slug/ft ²
I_{xz}	-1120 slug/ft ²
C_{L_1}	0,378
C_{L_α}	5,15
C_{D_0}	0,02
C_{D_1}	0,03
C_{m_α}	-0,7 rad/sn
C_{m_q}	-14,9
M_α	-19,42 1/sn ²
M_q	-2,48 sn ⁻¹
$M_{\dot{\alpha}}$	-1.15 sn ⁻¹
Z_α	-442,46 (ft/sn ²)

Denklem 4.19 kullanılarak ilk olarak $\omega_{N_{SP}}$ hesaplanmıştır. Burada ilk olarak C_{m_α} değeri Şekil 4.4 de verilen C_m 'in AoA ile değişimindeki eğim hesaplanmış olup – 0,86 rad/sn dir. Tablo 4.1 ile karşılaştırıldığında hesaplanan değer kabul edilebilir

olarak değerlendirilmiştir. Denklem 4.19 da Tablo 4.1 de de verilen uçağın tasarım parametreleri kullanılarak $M_\alpha = -24,01 \text{ 1/sn}^2$ olarak hesaplanmıştır. Buradan $\omega_{N_{SP}} = 4,89 \text{ 1/sn}$ olarak hesaplanmıştır.

Denklem 4.20 incelenmiş olup M_q , $M_{\dot{\alpha}}$ ve Z_α 'nın elde edilmesi gerekmektedir. Bu neden ile ilgili stabilite türevleri denklem 4.28, 4.29 ve 4.30 de verilmiştir.

$$M_q = \frac{q_1 S c}{I_{yy}} C_{m_{\dot{\alpha}}} \text{ sn-1} \quad (4.28)$$

$$M_{\dot{\alpha}} = \frac{q_1 S c^2}{2 I_{yy} U_1} C_{m_{\dot{\alpha}}} \text{ sn-1} \quad (4.29)$$

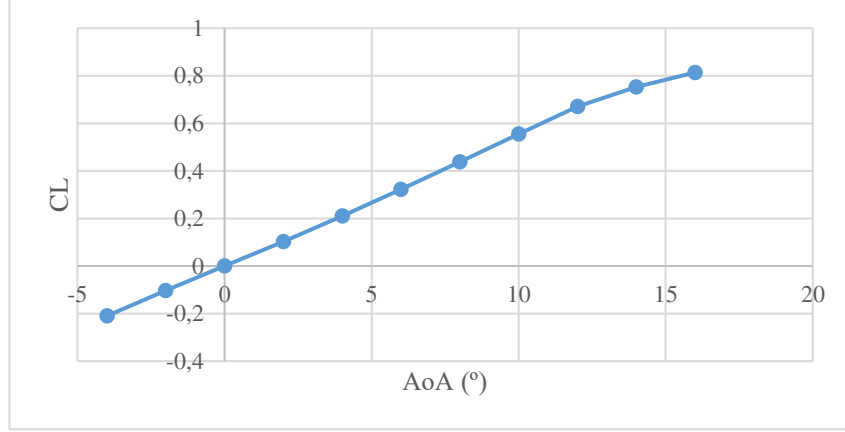
$$Z_\alpha = \frac{q_1 S}{m U_1} (C_{L_\alpha} + 2C_{D_1}) \text{ ft/sn}^2 \quad (4.30)$$

M_q ve $M_{\dot{\alpha}}$ değerinin hesaplanması için $C_{m_{\dot{\alpha}}}$ değerinin hesaplanması gerekmektedir. $C_{m_{\dot{\alpha}}}$ in formülü denklem 4.31 de verilmiştir. Burada $C_{L_{a_h}}$ yatay stabilizenin AoA a bağlı kaldırma katsayısı değişimi olarak tanımlanabilir. η_h Etkinlik katsayısı 0,98 olarak kabul edilmiştir [23]. V_h ise yatay stabilizenin hacim oranı olarak tanımlanır ve denklem 4.32 verilmiştir.

$$C_{m_{\dot{\alpha}}} = -2(C_{L_{a_h}}) \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \eta_h V_h \frac{X_h}{c} \quad (4.31)$$

$$V_h = \frac{X_h}{c} \frac{S_h}{S} \quad (4.32)$$

İlk olarak denklem 4.32 incelenmiş $S_h = 45,7 \text{ ft}^2$, $X_h = 15,5 \text{ ft}$ olarak uçak aşamasında hesaplanmış olup $V_h = 0,712$ olduğu hesaplanmıştır. $C_{L_{a_h}}$ değerini hesaplamak için sadece yatay stabilize DATCOM programı kullanılarak C_L ' in AoA a bağlı değişimi analiz edilmiş olup Şekil 4.14 de sunulmuştur. Buradan $C_{L_{a_h}} = 3,26 \text{ rad}$ olarak hesaplanmıştır. DATCOM programı kullanılarak uçağın 30000 ft 0,459 Mach süratte seyir uçuşunu gerçekleştirebilmesi için $2,56^\circ$ AoA de uçuşunu gerçekleştirmesi gerektiği hesaplanmıştır. $\frac{d\varepsilon}{d\alpha}$ oranı $2,56^\circ$ AoA için 0,569 olarak hesaplanmıştır. Belirtilen kabul ve hesaplamalar yapılarak $C_{m_{\dot{\alpha}}} = -7,34 \text{ rad}$ olarak hesaplanmıştır.



Şekil 4.14. Yatay stabilizenin AoA değişimine bağlı C_L değişimi

Denklem 4.28 ve 4.29 için hesaplamalar yapılmış olup $M_q = -2,14 \text{ sn}^{-1}$, $M_{\dot{\alpha}} = -1,22 \text{ sn}^{-1}$ olarak hesaplanmıştır. Daha önceki bölümlerde uçağın AoA bağlı C_L değişimi gösterilmiş olup $C_{L_{\alpha}} = 5,09$ olarak hesaplanmıştır. T-37B uçağının 0° ok açısı değişimi için polar denklemi $0,024 + 0,054C_L^2$ olarak hesaplanmıştır. Uçağın $2,56^\circ$ AoA değerinde elde ettiği $C_{L_1}=0,3416$ olarak hesaplanmış ve polar denklemde hesaplandığında $C_{D_1} = 0,0304$ olarak hesaplanmıştır. Bu durumda denklem 4.30 hesaplanarak $Z_{\alpha} = -437,4 \text{ ft/sn}^2$ değeri elde edilmiştir. Hesaplanan değerler ile Tablo 4.1’de verilen değerler karşılaştırıldığında tutarlı sonuçlar elde edilmiştir.

Denklem 4.20 kullanılarak $\zeta_{SP} = 0,438$ olarak hesaplanmıştır. Bu durumda Short Period mod için karakteristik denklem $s^2 + 4,32s + 24,35$ olarak tanımlanabilir. Denklemin kökleri bulunduğu $\lambda_1 = -2,1650 + 4,3958 i$ ve $\lambda_2 = -2,1650 - 4,3958 i$ olarak hesaplanır.

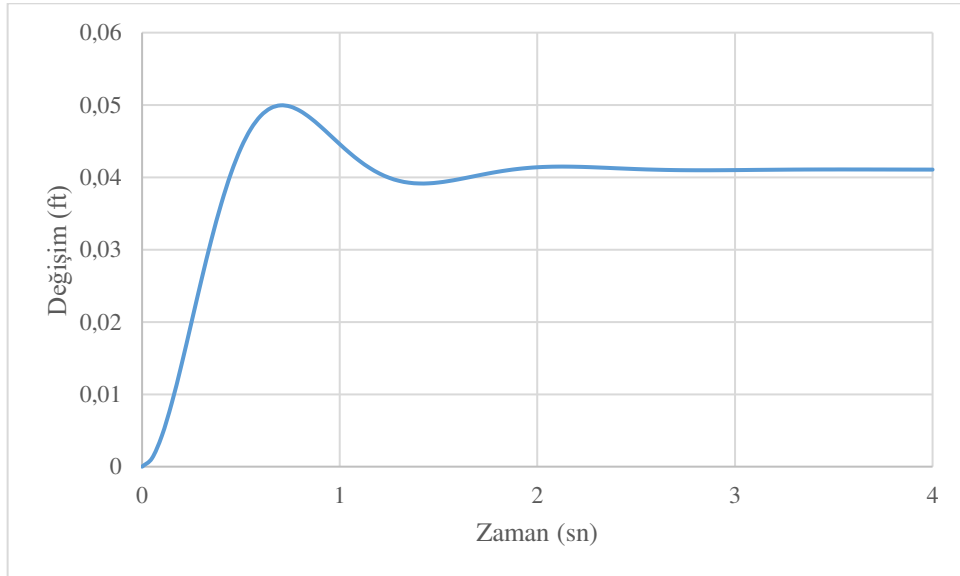
Phugoid modu hesaplamaları için denklem 4.25 ve denklem 4.27 kullanılmıştır. Tablo 4.1 incelendiğinde $C_{D_1} = 0,03$ ve $C_{L_1} = 0,378$ olarak verilmiştir. Hesaplanan değerler ise $C_{L_1} = 0,3416$ ve $C_{D_1} = 0,0304$ dir. Bu durumda ilgili değerler birbirlerine yakın oldukları için hesaplanan değerler kullanılmış olup $\omega_{N_{PH}} = 0,0998 \text{ sn}^{-1}$ ve $\zeta_{PH} = 0,06272$ olarak hesaplanmıştır. Phugoid mod için karakteristik denklem $s^2 + 0,0125s + 0,0099$ olarak tanımlanabilir. Denklemin kökleri bulunduğu $\lambda_3 = -0,0063 + 0,0993 i$ ve $\lambda_4 = -0,0063 - 0,0993 i$ olarak hesaplanır.

Şekil 4.15 de T-37B uçağı için hesaplanan Short Period ve Phugoid modlarına ait dört farklı karmaşık kökün gösterimi verilmiştir.

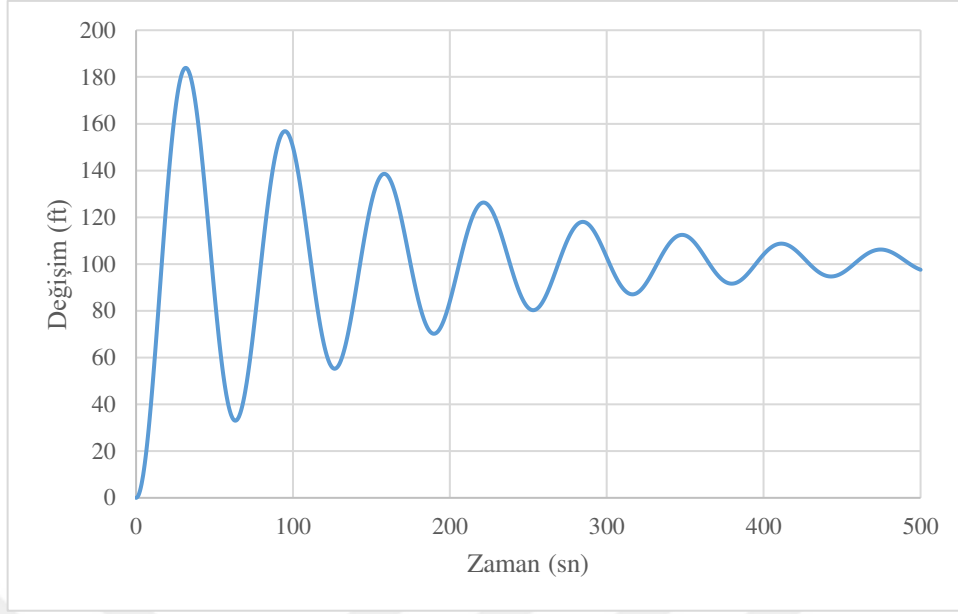


Şekil 4.15. 0° ok açısında uçağın boylamsal eksende dinamik stabilite kökleri

0° ok açısı değişimi için denklemin kökleri incelendiğinde Phugoid modu sönümlenme ve frekansı Short Period moduna göre oldukça düşük olduğu hesaplanmıştır. Daha önceki bölümlerde bahsedildiği gibi beklenen bir durumdur. Ayrıca her iki modun da köklerinin real eksen karşılıkları negatif çıkmıştır. Bu durumda uçağın beklenildiği gibi boylamsal eksende dinamik olarak stabil kabul edilebilir. Ayrıca elde edilen karakteristik denklemleri MATLAB Simulink programı kullanılarak verilen adım fonksiyon girdilerine göre cevapları alınmış olup Şekil 4.16 ve Şekil 4.17 de sunulmuştur.



Şekil 4.16. 0° ok açısında Short Period mod da karakteristik denklemin cevabı



Şekil 4.17. 0° ok açısı değişiminde Phugoid mod da karakteristik denklemin cevabı

Şekil 4.16 incelendiğinde girdi olarak verilen adım fonksiyonuna karşı uçağın Short Period mod da kısa sürede sönümlenme gerçekleştirdiği görülmektedir. Bu neden ile yapılan simülasyon zamanı 4 sn gibi kısa bir sürede gerçekleşmiştir. Şekil 4.17 incelendiğinde girdi olarak verilen adım fonksiyonuna karşı uçağın Phugoid mod da uzun sürede sönümlenme gerçekleştirdiği görülmektedir. Bu durum daha önceki bölümlerde de açıklandığı gibi beklenilmektedir. Bu neden ile yapılan simülasyon zamanı sönümlenmenin de net olarak incelenmesi için 500 sn olarak belirlenmiştir. T-37B uçağının 0° ok açısında boylamsal eksen dinamik olarak her iki mod içinde stabildir.

Uçağın değişen ok açılara göre dinamik stabilitesi incelenmiş olup Tablo 4.2 de verilmiştir.

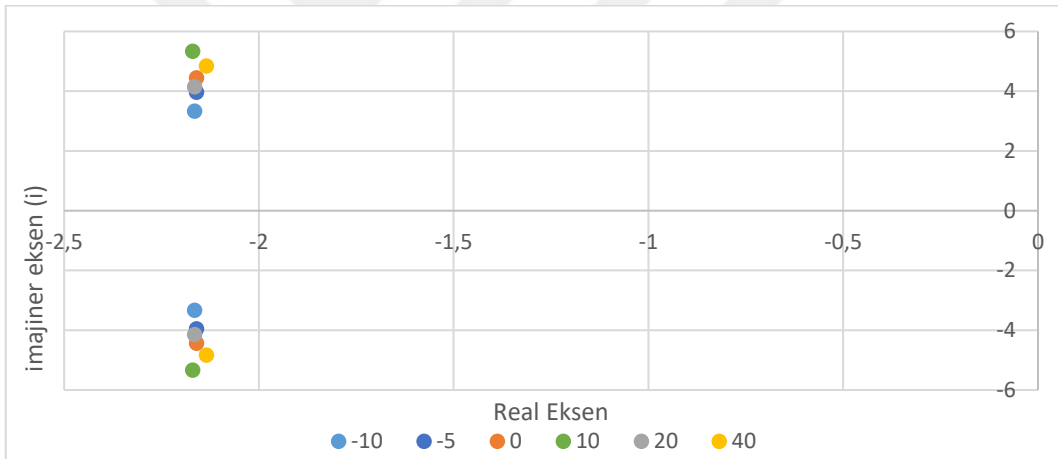
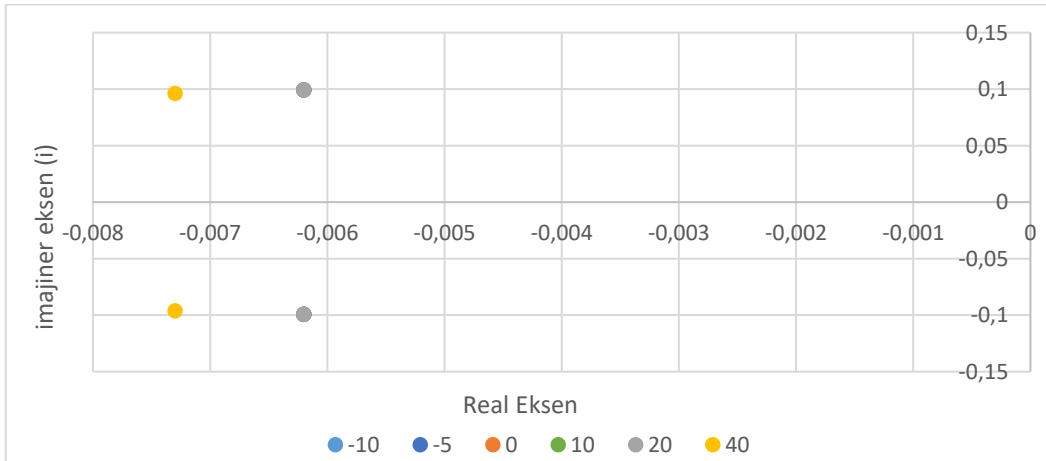
Tablo 4.2. Ok açılara göre frekans, sönümlenme ve karakteristik denklemler

Ok Açısı($^\circ$)	Mod	ω_N (sn $^{-1}$)	ζ	Denklem
-10	Short Period	3,972	0,545	$s^2 + 4,33s + 15,78$
	Phugoid	0,0998	0,624	$s^2 + 0,0125s + 0,0099$
-5	Short Period	4,508	0,479	$s^2 + 4,32s + 20,32$
	Phugoid	0,0998	0,626	$s^2 + 0,0125s + 0,0099$
0	Short Period	4,934	0,438	$s^2 + 4,32s + 24,35$
	Phugoid	0,0998	0,627	$s^2 + 0,0125s + 0,0099$

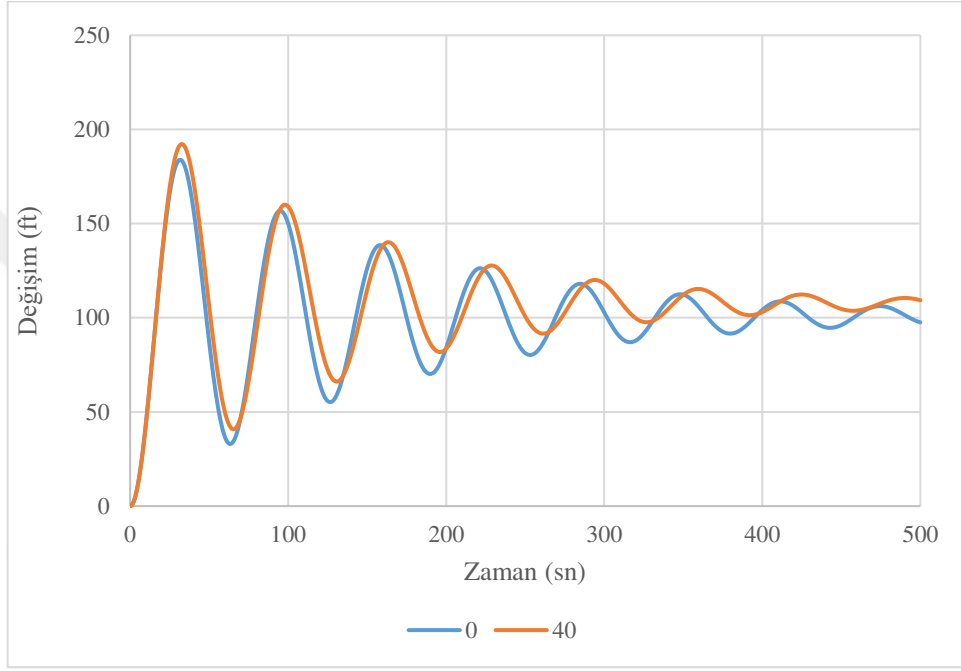
Tablo 4.2. (Devam) Ok açlarına göre frekans, sönümleme ve karakteristik denklemler

10	Short Period	5,759	0,376	$s^2 + 4,34s + 33,17$
	Phugoid	0,0998	0,624	$s^2 + 0,0124s + 0,0099$
20	Short Period	4,677	0,463	$s^2 + 4,33s + 21,87$
	Phugoid	0,0998	0,0623	$s^2 + 0,0124s + 0,0099$
40	Short Period	5,28	0,404	$s^2 + 4,27s + 27,92$
	Phugoid	0,0998	0,645	$s^2 + 0,0146s + 0,0093$

Tablo 4.2 incelenmiş olup karakteristik denklemler çözülerek denklemlerin kökleri elde edilmiştir. Şekil 4.18 de değişen ok açlarına göre Short Period mod da ki kökler verilmiştir. Şekil 4.19 de ise değişen ok açlarına göre Phugoid mod da ki kökler verilmiştir.

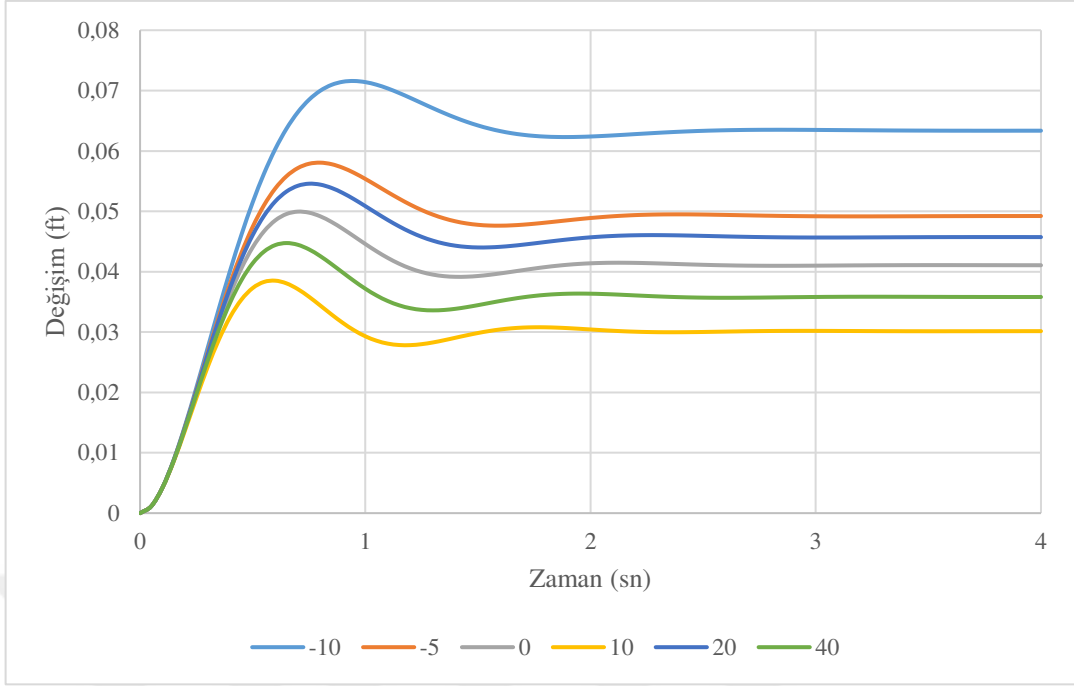
**Şekil 4.18.** Değişen ok açlarına göre Short Period mod kökleri**Şekil 4.19.** Değişen ok açlarına göre Phugoid mod kökleri

Tablo 4.2 incelendiğinde 40° ok açısı değişimi dışındaki tüm ok aç açısı değişimlerinde Phugoid mod için karakteristik denklem kökleri birbirinin aynıdır. Bu durumda Şekil 4.19 incelendiğinde -10° , -5° , 0° , 10° , 20° ok açısı değişimi için kökler birbirlerinin aynı olarak hesaplanmıştır. 40° ok açısı değişimi için farklılık hesaplanırsa bile oldukça küçük bir düzeydedir. Şekil 4.20 de bu neden ile en belirgin fark olan 40° ok açısı değişimi ve 0° ok açıları değişiminde uçağın phugoid mod da tepkisini göstermektedir.



Şekil 4.20. Ok açıları değişimine bağlı olarak Phugoid mod da uçağın tepkisi

Şekil 4.20 incelendiğinde ise 40° ok açısı değişim durumunda uçağın daha hızlı sürede sönümlenme yaptığı ve Phugoid mod da stabilitesi olumlu yönde etkilendiği görülmüştür.



Şekil 4.21. Ok açıları değişimine bağlı olarak Short Period mod da uçağın tepkisi

Şekil 4.21 de uçağın değişen ok açılarına göre Short Period mod tepkileri verilmiştir. Uçağın Short Period mod da dinamik olarak stabil olduğu görülmektedir. Beklenildiği gibi -10° ile 10° ok açısı değişimi arasında uçak daha erken stabil olmasına rağmen 20° ve 40° ok açısı değişimlerinde bu durum devam etmemiştir. Uçak ok açısının pozitif yönde artması -10° ve 10° arasında değişen durumlarda pozitif etkiye sahip iken. 20° ve 40° ok açısı değişimlerinde belirsiz bir etkisi söz konusudur.

5. SONUÇ VE ÖNERİLER

Bu tez çalışmasında değişebilir ok açısına sahip sabit kanatlı uçağın performans ve kararlılık analizi gerçekleştirilmiştir. Değişen ok açısının performans ve kararlılık açısından etkisi değerlendirilmiştir. Mevcut uçakların geometri değişimi sağlanabilseydi bunun etkisi ne olurdu sorusuna sürekli olarak cevap bulunmaya çalışılmıştır. Daha önce tasarlanan ve üretilen sistemler incelenmiş gelecekteki çalışmalar araştırılmıştır. T-37B uçağı DATCOM ve OPEN VSP programları üzerinden modellenmiş elde edilen değerler literatür araştırması sonucu elde edilen veriler ile tutarlı olduğu görülmüş. Performans modeli oluşturulmuş yayınlanan performans değerleri ile tutarlı olduğu tespit edilmiş sonrasında uçak ok açısı değiştirilerek etkisi incelenmiştir.

Performans hesapları değerlendirildiğinde en ciddi farkların 0° ile 40° ok açısı arasında olduğu görülmüştür ve bu neden ile tüm kıyaslamalar iki durum için yapılmıştır. Kanat ok açısı değişiminin kalkış performansını olumsuz yönde etkilediği 40° ok açısı değişimi durumunda kalkış mesafesini %12 oranında arttırdığı tespit hesaplanmıştır. Tırmanma performansını ok açısı değişiminden olumlu yönde etkilendiği hesaplanmıştır. %11 oranından tırmanma performansını arttırdığı hesaplanmıştır. Uçak üzerinde seyir uçuşu süresince maruz kaldığı sürüklenme kuvvetini %5,2 oranında azalttığı ve menzili %1 oranında arttırdığı hesaplanmıştır. Süzülme durumunda menzili %5,8 oranında azalttığı bu yönden ok 40° ok açısı değişiminin olumsuz etkilediği hesaplanmıştır. Alçalma durumunda süzülme ye benzer olarak %4 oranında alçalma süratinde azalma olduğu ve ok açısı değişiminin olumsuz etkilediği hesaplanmıştır. Yaklaşa performansı değerlendirildiğinde yaklaşma süratinde %8 lik sürat artışı hesaplanmış olup ok açısı değişiminin olumsuz etkilediği görülmüştür. Elde edilebilecek en yüksek ivmelenme değerinde ok açısı değişiminin olumsuz etkisi görülmüş ve %5,5 oranında performans kaybı hesaplanmıştır. Dönüş yarıçapında %12 oranında artış ve dönüş süratinde %12 oranında azalma hesaplanmıştır. Dönüş yarıçapı ve dönüş süratine olan etkisi olumsuz olarak değerlendirilmiştir.

Kararlılık hesaplamaların uçak üzerindeki ok açısının pozitif yönde 40° kadar değişimi boylamsal statik kararlılığı arttırdığı negatif yönde değişiminde ise kararlılığı olumsuz yönde etkilediği hesaplanmıştır. Yanal statik kararlılık hesaplamalarında ise yaw ekseninde ok açısı değişiminin çok fazla bir etkisinin olmadığı hesaplanmış roll ekseninde ise pozitif yönde kararlılığı arttırıcı etkisinin olduğu hesaplanmıştır. Dinamik stabilite hesaplaması sadece boylamsal ekseninde yapılmıştır. Phugoid 40° ok açısı

değişimin pozitif yönde etkisi olduğu diğer ok açılara göre daha hızlı sönümlendiği hesaplanmıştır. Short Period Modda ise negatif yönde ok açısı değişiminin kararlılığı olumsuz etkilediği pozitif yöndeki değişimin ise kararlılığı olumlu yönde etkilediği hesaplanmıştır.

Uçak üzerinde geometri değişiminin uçak performansı ve kararlılığı üzerine olan etkisi sürekli olarak çalışılan güncel bir konudur. Kanat ok açısı değişimini ise uygulayan birçok uçak üretilmiş ve başarılı bir şekilde görev icra etmiştir. Fakat bu tasarım konseptinde üretilen uçaklar değerlendirildiğinde oldukça geniş uçuş koşullarına sahip oldukları görülmektedir. T-37B uçağı tasarım ve motor itki kuvveti önü ile 0.7Mach süratin üzerine çıkamamaktadır. Bu neden ile T-37B uçağına değişebilir ok açılı kanat eklendiğinde performans ve kararlılığını olumlu yönde arttırdığı hesaplansa bile artış istenilen ölçüde değildir.

Uçak geometrisi değişimi üzerine yapılan çalışmalarda daha büyük ölçekli değişimler yapabilecek malzemelerin geliştirilmesi veya kontrol yüzeylerinin hareket ettirilerek değiştirilebilmesi sayesinde düşük radar görünürlüğünün sağlanması yönünde gelecekteki çalışmaların şekilleneceği öngörülmektedir.

KAYNAKÇA

- [1] Selin, U. Z. U. N., Bürde, İ. S. E. N., & SINMAZÇELİK, T. Havacılıkta Şekil Değiştirebilir Teknoloji Uygulamaları. *İleri Mühendislik Çalışmaları ve Teknolojileri Dergisi*, 2(1), 53-62.
- [2] Min, Z., Kien, V. K., & Richard, L. J. (2010). Aircraft morphing wing concepts with radical geometry change. *The IES Journal Part A: Civil & Structural Engineering*, 3(3), 188-195.
- [3] Manchester, Z. R., Lipton, J. I., Wood, R. J., & Kuindersma, S. (2017). A variable forward-sweep wing design for enhanced perching in micro aerial vehicles. In *55th AIAA Aerospace Sciences Meeting* (p. 0011).
- [4] Kemp Jr, W. B., Becht, R. E., & Few Jr, A. G. (1950). Stability and Control Characteristics at Low Speed of a t-Scale Bell X-5 Airplane Model. *Longitudinal Stability and Control. NACA RM L9K08*
- [5] Miller, J. (1983). *The X-planes: X-1 to X-29*. Speciality.
- [6] Wilson, S. (2000). *Combat Aircraft since 1945*. Aerospace.
- [7] Kress, R. (1983, March). Variable sweep wing design. In *Aircraft Prototype and Technology Demonstrator Symposium* (p. 1051).
- [8] Sweetman, B., Gething, M. J., Gunston, B., Spick, M., & Richardson, D. (2000). *Great Book of Modern Warplanes*.
- [9] Jenkins, D. R. (2000). *B-1 Lancer: The Most Complicated Warplane Ever Developed*. McGraw-Hill.
- [10] Withington, T. (2012). *B-1B Lancer units in combat*. Bloomsbury Publishing.
- [11] Wykes, J., Mori, A., & Borland, C. (1972). B-1 structural mode control system. In *4th Aircraft Design, Flight Test, and Operations Meeting* (p. 772).
- [12] Hibma, R., & WEGNER, E. (1981, May). The evolution of a strategic bomber. In *16th Annual Meeting and Technical Display* (p. 919).
- [13] Pace, S. (1998). *Boeing North American B-1 Lancer*. Specialty Press.
- [14] Rodriguez, A. (2007, January). Morphing aircraft technology survey. In *45th AIAA aerospace sciences meeting and exhibit* (p. 1258).
- [15] Arjomandi, M. 859 Design and build of a UAV with morphing configuration.
- [16] Bowman, J., Sanders, B., & Weisshaar, T. (2002, April). Evaluating the impact of morphing technologies on aircraft performance. In *43rd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC structures, structural dynamics, and materials conference* (p. 1631).
- [17] Manchester, Z. R., Lipton, J. I., Wood, R. J., & Kuindersma, S. (2017). A variable forward-sweep wing design for enhanced perching in micro aerial vehicles. In *55th AIAA Aerospace Sciences Meeting* (p. 0011).

- [18] Neal, D., Good, M., Johnston, C., Robertshaw, H., Mason, W., & Inman, D. (2004, April). Design and wind-tunnel analysis of a fully adaptive aircraft configuration. In *45th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics & Materials Conference* (p. 1727).
- [19] Ma, H., Ge, Y., Song, B., & Pei, Y. (2021). Stability Analysis and Augmentation Design of a Bionic Multi-Section Variable-Sweep-Wing UAV Based on the Centroid Self-Trim Compensation Morphing. *Applied Sciences*, 11(19), 8859.
- [20] Taylor, W.R. (1964). *Aircraft Annual 1965*. (1964), Lan Allen.
- [21] Ahmad, M., Hussain, Z. L., Shah, S. I. A., & Shams, T. A. (2021). Estimation of Stability Parameters for Wide Body Aircraft Using Computational Techniques. *Applied Sciences*, 11(5), 2087.
- [22] Hahn, A. (2010, January). Vehicle sketch pad: a parametric geometry modeler for conceptual aircraft design. In *48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition* (p. 657).
- [23] Yechout, T. R. (2003). *Introduction to aircraft flight mechanics*. Aiaa.
- [24] Roskam, J. (1998). *Airplane flight dynamics and automatic flight controls*. DARcorporation.
- [25] Mattingly, J. D. (2002). *Aircraft engine design*. Aiaa.
- [26] Talero, G., Bayona-Roa, C., Muñoz, G., Galindo, M., Silva, V., Pava, J., & Lopez, M. (2019). Experimental methodology and facility for the J69-engine performance and emissions evaluation using jet A1 and biodiesel blends. *Energies*, 12(23), 4530.
- [27] EKEN, A. *Uçak Performans Hesaplarına Yönelik Yazılım Geliştirilmesi*, (Yüksek Lisans Tezi). İstanbul Teknik Üniversitesi, İstanbul.
- [28] Filippone, A. (2012). *Advanced aircraft flight performance* (Vol. 34). Cambridge University Press
- [29] Anderson, J. D. (1999). *Aircraft performance and design* (Vol. 1). Boston: WCB/McGraw-Hill.
- [30] DELİBAŞ, H.D. *Conceptual Design Of Unmanned Aerial Vehicle*, (Yüksek Lisans). İstanbul Teknik Üniversitesi, İstanbul.

http-1: https://en.wikipedia.org/wiki/Variable-sweep_wing#cite_note-23 (Erişim Tarihi: 12. 12.2022)

http-2: <https://contentzone.eurocontrol.in/aircraftperformance/details.aspx?ICAO=37> (Erişim Tarihi: 01.10.2022)

http-3: https://en.wikipedia.org/wiki/Cessna_T-37_Tweet (Erişim Tarihi: 01.09.2022)

http-4: <https://aviation.stackexchange.com/questions/58099/what-flaps-and-throttle-settings-are-used-on-takeoff-climb-cruise-descent> (Erişim Tarihi: 10.11.2022)

http-5: <https://www.flashcardmachine.com/t-37-operatinglimits.html> (Erişim Tarihi: 22. 09.2022)

ÖZGEÇMİŞ

ORCID ID : 0000-0001-6905-2632

Adı Soyadı : Ömer TAŞCI

Yabancı Dil : İngilizce

Eğitim ve Mesleki Geçmişi:

- 2008-2012, Başkent Anadolu Lisesi
- 2013-2018, Selçuk Üniversitesi, Mühendislik Fakültesi, Makine Mühendisliği

