

**SABİT KANATLI DİKEY İNİŞ KALKIŞ İNSANSIZ
HAVA ARAÇLARI BENZETİM VE KONTROLÜ**

**YÜKSEK LİSANS TEZİ
Uçak Müh. Zafer ÖZNALBANT
(511051027)**

**Tezin Enstitüye Verildiği Tarih: 2 Temmuz 2008
Tezin Savunulduğu Tarih: 9 Haziran 2008**

Tez Danışmanı: Prof. Dr. Mehmet Ş. KAVSAOĞLU
Diğer Jüri Üyeleri Prof. Dr. İbrahim ÖZKOL (İ.T.Ü.)
Doç. Dr. Erol UZAL (İ.Ü.)

HAZİRAN 2008

ÖNSÖZ

Bu çalışmamda, benden hiç bir zaman yardımını esirgemeyen; çalışmam boyunca, gerek sabrı ve gerek hoş görüşüyle bana daima yol gösteren, saygıdeğer hocam Mehmet Ş. KAVSAOĞLU' na, tüm içtenliğimle, saygı ve teşekkürlerimi bildiririm.

Beni bin bir eziyetlerle bu seviyeye getiren ve bana yüksek lisansımı yapmam konusunda daima destek olan, annem ve babama; çalışmam boyunca benden sevgi ve desteklerini esirgemeyen tüm sevdiklerime, teşekkür ederim.

MAYIS 2008

Zafer ÖZNALBAN

İÇİNDEKİLER

ÖNSÖZ.....	ii
KISALTMALAR	v
TABLO LİSTESİ	viii
ŞEKİL LİSTESİ.....	ix
ÖZET.....	x
SUMMARY	xi
1. GİRİŞ	1
1.1. Tezin Kapsam ve Amacı	1
1.2. Yapılmış İlgili Çalışmalar	2
2. HAREKET DENKLEMLERİ	7
2.1. Eksen Takımları	7
2.1.1. Gövde Eksen Takımı.....	8
2.1.2. Kararlılık Eksen Takımı.....	8
2.1.3. Yer Eksen Takımı	8
2.1.4. Eksen Takımları Arasında Dönüşüm	9
2.2. Hareket Denklemleri	10
2.3. Kinematik Denklemleri.....	12
2.4. Pozisyon Denklemleri	12
2.5. 12 Adet Denklem ve Sayısal Çözüm için Düzenlemesi	13
3. SAYISAL ÇÖZÜM YÖNTEMİ.....	17
3.1. Sayısal Çözüm Yöntemi.....	17
3.2. Başlangıç Koşullarının Belirlenmesi.....	18
3.3. Statik Denge İncelemesi.....	20
3.4. Dinamik Durum Sayısal Çözümü	24
3.5. FSIM Programı Genel Algoritması	26
4. İNCELENEN HAVA ARACI ÖZELLİKLERİ	29
4.1. İncelenecek Hava Aracının Seçimi	29
4.2. MSK DİK İHA Genel Özellikleri ve Görev Profili.....	30
4.3. MSK DİK İHA Geometrik Özellikleri.....	31
4.4. MSK DİK İHA Performans Özellikleri	32
4.4.1. Güç Yüklemesi.....	32
4.4.2. Kanat Yüklemesi.....	32
4.4.3. Diğer Performans Özellikleri	32
5. AERODİNAMİK İTKİ VE KÜTLE MODELLERİ	33
5.1. Aerodinamik Modeli	33
5.2. İtki Modeli.....	35
5.2.1. Sabit İtki Modeli	36
5.2.2. Sabit Beygir Gücü Modeli	37

5.3.	Kütle Modeli	38
5.4.	Aerodinamik ve Boylamasına Kararlılık Sabitleri	38
5.4.1.	Aerodinamik Sabitler	39
5.4.2.	Boylamasına Kararlılık Sabitleri.....	40
6.	BOYLAMASINA DENGİ ANALİZİ	42
6.1.	Uçağa Boylamasına Uygulanan Kuvvet ve Momentler	42
6.2.	MSK DİK İHA Boylamasına Hareket Denklemlerinin Türetilmesi	42
6.3.	MSK DİK İHA Boylamasına Denge İncelemesi	44
6.3.1.	Seyir Durumu Denge Analizi.....	45
6.3.2.	Askı Durumu Denge Analizi.....	47
6.3.3.	Geçiş Durumu Denge Analizi	49
7.	HAVA ARACI BENZETİM ÇALIŞMASI VE SAYISAL ÇÖZÜM SONUÇLARI	54
7.1.	Benzetim Çalışması.....	54
7.2.	Sabit İtki Modeli Sayısal Çözüm ve Benzetim Sonuçları	56
7.2.1.	Seyir Durumu Benzetim Çalışması.....	56
7.2.2.	Askı Durumu Benzetim Çalışması.....	58
7.2.3.	Geçiş Durumu Benzetim Çalışması.....	59
7.3.	Sabit Beygir Gücü Modeli Sayısal Çözüm ve Benzetim Sonuçları.....	61
7.3.1.	Seyir Durumu Benzetim Çalışması.....	61
7.3.2.	Askı Durumu Benzetim Çalışması.....	63
7.3.3.	Geçiş Durumu Benzetim Çalışması.....	64
8.	SONUÇLAR VE İLERİ ÇALIŞMALAR	67
	KAYNAKLAR	68
	RESUME	69

KISALTMALAR

m	: Kütle
U	: X eksenli hız bileşeni
V	: Y eksenli hız bileşeni
W	: Z eksenli hız bileşeni
P	: X eksenli açısal hızı
Q	: Y eksenli açısal hızı
R	: Z eksenli açısal hızı
ϕ	: Euler açısı (x eksenli)
θ	: Euler açısı (y eksenli)
ψ	: Euler açısı (z eksenli)
X_e	: Uçağın yer eksenine göre (dünya merkezi) X pozisyonu
Y_e	: Uçağın yer eksenine göre (dünya merkezi) Y pozisyonu
Z_e	: Uçağın yer eksenine göre (dünya merkezi) Z pozisyonu
$\dot{U}$	: X Hız bileşeninin zamana göre değişimi
$\dot{V}$	: Y Hız bileşeninin zamana göre değişimi
$\dot{W}$	: Z Hız bileşeninin zamana göre değişimi
$\dot{P}$	: X eksenli açısal hızının zamana göre değişimi
$\dot{Q}$	: Y eksenli açısal hızının zamana göre değişimi
$\dot{R}$	: Z eksenli açısal hızının zamana göre değişimi
$\dot{\phi}$	: Euler açısı (x eksenli) zamana göre değişimi
$\dot{\theta}$	: Euler açısı (y eksenli) zamana göre değişimi
$\dot{\psi}$	: Euler açısı (z eksenli) zamana göre değişimi
$\dot{x}_E$	: Uçağın x yer eksenine göre değişimi
$\dot{y}_E$	: Uçağın y yer eksenine göre değişimi
$\dot{z}_E$	: Uçağın z yer eksenine göre değişimi
F_{G_x}	: Ağırlığın x bileşeni
F_{G_y}	: Ağırlığın y bileşeni
F_{G_z}	: Ağırlığın z bileşeni
F_{A_x}	: Aerodinamik kuvveti x bileşeni

F_{A_y}	: Aerodinamik kuvveti y bileşeni
F_{A_z}	: Aerodinamik kuvveti z bileşeni
F_{T_x}	: İtki kuvveti x bileşeni
F_{T_y}	: İtki kuvveti y bileşeni
F_{T_z}	: İtki kuvveti z bileşeni
L_A	: X eksenli aerodinamik momenti
L_T	: X eksenli itki momenti
M_A	: Y eksenli aerodinamik momenti
M_T	: Y eksenli itki momenti
N_A	: Z eksenli aerodinamik momenti
N_T	: Z eksenli itki momenti
H_x	: X eksenli açısal momentumu
H_y	: Y eksenli açısal momentumu
H_z	: Z eksenli açısal momentumu
T_{12}	: 1. ve 2. motor itki değeri
$T_{12\max}$	: 1. ve 2. motor azami statik itki değeri
T_3	: 3. motor itki değeri
$T_{3\max}$	: 3. motor azami statik itki değeri
Z_{T12}	: 1. ve 2. motor ile CG arası Z eksenli mesafesi
X_{T12}	: 1. ve 2. motor ile CG arası X eksenli mesafesi
X_{T3}	: 3. motor ile CG arası Z eksenli mesafesi
δ_{T1}	: 1. motor gaz kolu ayarı
δ_{T2}	: 2. motor gaz kolu ayarı
δ_{T3}	: 3. motor gaz kolu ayarı
α	: Uçak hücum açısı
δ_e	: Elevatör açısı
ϕ_{12}	: 1. ve 2. motor XY düzlemi açısı
i_h	: Kuyruk oturma açısı
L	: Taşıma kuvveti
C_L	: Taşıma katsayısı
C_{L_0}	: 0 Hücum açısı için taşıma katsayısı
C_{L_α}	: Uçak taşıma katsayısı-hücum açısı eğimi
$C_{L_{i_h}}$	: Uçak taşıma katsayısı-kuyruk açısı eğimi
$C_{L_{\delta_e}}$	: Uçak taşıma katsayısı-elevatör açısı eğimi

C_{L_1}	: Kararlı durum taşıma katsayısı
C_{L_u}	: Taşıma katsayısının U hız bileşeni ile değişimi eğimi
D	: Sürüklemeye kuvveti
C_D	: Sürüklemeye katsayısı
C_{D_0}	: Uçak 0 taşıma katsayısında sürüklemeye katsayısıdır.
C_{D_α}	: Uçak sürüklemeye katsayısının hücum açısı ile değişim oranıdır.
C_{D_1}	: Kararlı durum sürüklemeye katsayısı
C_{D_u}	: Sürüklemeye katsayısının U hız bileşeni ile değişimi eğimi
C_m	: Moment katsayısı
C_{m_0}	: 0 hücum açısı moment katsayısı
C_{m_α}	: Moment katsayısının hücum açısı ile değişim oranı
$C_{m_{ih}}$	: Moment katsayısının kuyruk açısı ile değişim oranı
$C_{m_{\delta_e}}$	: Moment katsayısının elevatör açısı ile değişim oranı
C_{m_1}	: Kararlı durum moment katsayısı
C_{m_u}	: Moment katsayısının U hız bileşeni ile değişim oranı
S_w	: Kanat planform alanı
$\bar{c}$	: Veter boyu
b	: Kanat açıklığı
X_B	: Gövde eksen takımının X eksenini
Z_B	: Gövde eksen takımının Z eksenini
H	: (Yer düzlemine göre) Yatay eksen
γ	: Uçuş açısı
W	: Uçağın ağırlığı
X_{cg}	: Gövde X eksenine göre CG ile burun arasındaki referans mesafe
V_∞	: Serbest akım hızı
q	: Dinamik basınç
ρ	: Hava yoğunluğu
AO	: Ağırlık oranı

TABLO LİSTESİ

Tablo 3.1: Sayısal çözümleme sonrası elde edilecek uçuş parametreleri	18
Tablo 3.2: Askı, geçiş ve seyir durumu başlangıç değerleri	20
Tablo 3.3: Geçiş durumu denge kontrol türevleri hesaplama programı akış planı ...	23
Tablo 3.4: Seyir durumu kontrol türevleri hesaplama program akış planı.....	24
Tablo 4.1: MSK DİK İHA Geometrik özellikleri	31
Tablo 4.2: MSK DİK İHA ya ait bazı performans değerleri.....	32
Tablo 5.1: MSK DİK İHA Aerodinamik sabitler.....	40
Tablo 5.2: MSK DİK İHA Aerodinamik ve kararlılık türleri karşılaştırması	40
Tablo 6.1: δ_{T1} , δ_{T2} , α ve δ_e seyir durumu denge değerleri.....	47
Tablo 6.2: Askı durumu için δ_{T1} , δ_{T2} , δ_{T3} ve ϕ_{12} değerleri	49
Tablo 6.3: V_∞ , ϕ_{12} , δ_{T1} , δ_{T2} , δ_{T3} , δ_e ve $\delta_e - \delta_{T3}$ bazı değerleri	52
Tablo 7.1: Sayısal çözümü yapılan 12 değişken	55

ŞEKİL LİSTESİ

Şekil 1.1: Bell X-14 VTOL	2
Şekil 1.2: Ryan XV-5	3
Şekil 1.3: Curtiss-Wright X-100 VTOL	3
Şekil 1.4: Doak VZ-4DA	4
Şekil 1.5: Boeing VZ-2	4
Şekil 1.6: Gyrodyne QH-50 DASH	5
Şekil 1.7: Bell Eagle Eye	5
Şekil 2.1: Gövde eksen takımı	8
Şekil 2.2: Kararlılık eksen takımı	9
Şekil 3.1: Sayısal çözüm yöntemi akış diyagramı	19
Şekil 3.3: 4. Derece Runge Kutta Yöntemi açıklaması	25
Şekil 3.4: FSIM Programı akış diyagramı	27
Şekil 4.1: Görev Profili	30
Şekil 4.2: MSK DİK İHA üç görünüşü (ön, sol yan, üst)	31
Şekil 5.1: CL-Hucüm açısı grafiği	39
Şekil 6.1: MSK DİK İHA ya boylamasına etki eden kuvvet ve momentler	42
Şekil 7.1: Sabit itki seyir durumu U-DE-t grafiği	56
Şekil 7.2: Sabit itki seyir durumu ALPHA-DE-t grafiği	57
Şekil 7.3: Sabit itki seyir durumu irtifa-t grafiği	57
Şekil 7.4: Sabit itki askı durumu U, δ_{T1} , δ_{T2} -t grafiği	58
Şekil 7.5: Sabit itki askı durumu irtifa, δ_{T1} -t grafiği	59
Şekil 7.6: Sabit itki geçiş durumu ϕ_2 -U-t grafiği	60
Şekil 7.7: Sabit itki geçiş durumu U- δ_e -t grafiği	61
Şekil 7.8: Sabit beygir gücü seyir durumu U-DE-t grafiği	61
Şekil 7.9: Sabit beygir gücü seyir durumu ALPHA-DE-t grafiği	62
Şekil 7.10: Sabit beygir gücü seyir durumu irtifa-t grafiği	63
Şekil 7.11: Sabit beygir gücü askı durumu U, δ_{T1} , δ_{T2} -t grafiği	64
Şekil 7.12: Sabit beygir gücü askı durumu irtifa, δ_{T1} -t grafiği	64
Şekil 7.13: Sabit beygir gücü geçiş durumu ϕ_2 -U-t grafiği	65
Şekil 7.14: Sabit beygir gücü geçiş durumu U- δ_e -t grafiği	66
Şekil 7.15: Geçiş durumu kontrolsüz irtifa-t grafiği	66

SABİT KANATLI DİKEY İNİŞ KALKIŞ İNSANSIZ HAVA ARAÇLARI BENZETİM VE KONTROLÜ

ÖZET

Bu çalışmada sabit kanatlı dikey iniş kalkış yapabilen bir insansız hava aracının hareket denklemleri elde edilmiştir. İncelenen hava aracı, 3 adet kanal içi motor pervane sistemi ile tahrik edilmektedir. Kanat uçlarında yer alan ön motorların açısıl konumu kontrol edilebilmektedir. Öncelikle hava araçları için genelleştirilmiş hareket denklemleri çıkartılmış ve sayısal yöntemler ile çözüm yapılmak üzere düzenlenmiştir. Denklemlerin düzenlenmesinin ardından aerodinamik, itki ve kütle modelleri oluşturulmuştur. Aerodinamik sabitler, kararlılık ve kontrol türevleri, AAA (Advanced Aircraft Analysis) ticari yazılımı kullanılarak elde edilmiştir. İtki modeli olarak sabit itki modeli ve sabit beygir gücü modelleri incelenmiştir. Kütle modeli olarak, hava aracının üç boyutlu modeli bilgisayar ortamında oluşturulmuştur. Hava aracına etki eden kuvvet ve momentler bulunduktan sonra statik denge incelemesi yapılmıştır. Uçağın statik denge koşulları askı durumu, düz uçuş ve geçiş durumlarında elde edilmiştir. Oluşturulan bir sayısal çözüm yazılımı ile her 3 durum için seçilen bir denge konumundan itibaren uçağın zamana bağlı dinamik hareketi incelenmiştir. Zamana bağlı hareket, tam hareket denklemlerinin 4. Dereceden Runge Kutta sayısal yöntemi ile çözümünden elde edilmiştir. Denklemlerin çözümünde herhangi bir lineerleştirme yaklaşımı yapılmamıştır. Yapılan çözümlemede, hava aracı askı, geçiş ve seyir durumlarında denge konumundan itibaren kontrol kuvvetlerinde belirli bozunmalar verilerek, aracın bu kuvvet değişimlerine verdiği cevaplar grafiksel olarak elde edilmiştir. Elde edilen grafiksel sonuçlar hava aracının uçuş karakteristiğini göstermiştir.

VERTICAL TAKEOFF LANDING UNMANNED AERIAL VEHICLE SIMULATION AND CONTROL

SUMMARY

In this study, the motion equations of a vertical takeoff landing unmanned aerial vehicle is obtained. The vehicle is propelled by 3 ducted fan propeller engines. Two of them are located at tip of the each wing and the third one is located on the aft fuselage. The orientation angle of the wing tip engines can be controlled along their own axis. First of all, the general equations of motion for fixed wing aerial vehicles are gathered and organized for the numerical calculations. Having organized the equations, aerodynamic, thrust and mass models are created. The aerodynamic coefficients, stability and control derivatives are obtained by the modelling of the aircraft in AAA (Advanced Aircraft Analysis) Software. Constant thrust and constant horse power assumptions are used for thrust model. For mass model, the three dimensional computerized drawing of the air vehicle is used. After evaluating the forces and the moments acting on the vehicle, static trim analysis has been performed. The static trim conditions for 3 flight regimes (hover, transition and cruise) are calculated to obtain the initial conditions for dynamic analysis. The time depended dynamic motion of the aerial vehicle in three flight regimes is calculated from static trim condition via developed numerical solution code. The time depended motion equations are solved numerically by 4th Order Runge Kutta Method. Equations are not linearized during this numerical procedure. After numerical solution, the characteristic of the aircraft is obtained by graphical representation. Graphical representation shows the behaviour of the aircraft after some force changing from an initial condition.

1. GİRİŞ

Geçtiğimiz yüzyılın başından itibaren hava araçları ve teknolojileri diğer alanlardan çok daha yüksek bir ivme ile gelişimini sürdürmektedir. Havacılık ve bağlı alanlarda, havacılığı geliştirme adına yapılan çalışmalar, diğer teknoloji alanlarına lider ve öncü konumuna gelmiştir. Bu gün otomotiv sanayi, denizcilik ve yapı sanayileri başta olmak üzere birçok alanda havacılığın öncülüğünü yaptığı çalışmalara rastlamak mümkündür. Havacılık için, 1903 yılında Wright kardeşlerin yaptığı kanard tipli uçak bir mihenk taşı olmuştur. Bu çalışmadan sonra, konvansiyonel tipli hava araçları, döner kanatlı hava araçları, ses üstü ve ses altı hava araçları gibi bir çok tipte hava aracı tasarımı ve çalışması yapılmıştır.

Dikey kalkış iniş yapabilen (DİK) sabit kanatlı hava araçları 1940 lı yıllarda gündeme gelmiştir. Bu araçlarda amaçlanan, döner kanatlı hava araçlarının dikey iniş kalkış performansını ve sabit kanatlı hava araçlarının seyir uçuşu ve manevra performansı kabiliyetlerini bünyesinde toplamaktır. DİK hava araçları için gerekli olan teknolojik yeniliklerin zamanın gerisinde kalması nedeni ile çalışmalar diğer konvansiyonel tipli hava araçları kadar geniş çapta olamamıştır. Bu araçlar için en kapsamlı çalışmaların, son yirmi yılda, bilgisayar destekli uçuş koşullarının sağlanmasından sonra daha çok gündeme geldiği söylenebilir.

İnsansız hava araçları (İHA) öncelikli olarak askeri alanlarda gündeme gelmiştir. Özellikle erken uyarı ve gözlem konularında İHA ların üstünlüğü su götürmez bir gerçek olmuştur. İHA lar askeri amaçlar doğrultusunda geliştirilmiş ve gerekli teçhizatlar öncelikli olarak bu amaçlara göre belirlenmiştir. Pilotsuz uçuş nedeniyle uçak üzerine pilot yaşam destek üniteleri, pilot uyarı üniteleri ve benzeri gereçlerin konulmaması, uçak ağırlığını, aynı tip insanlı uçak ağırlığına göre büyük oranda düşürmektedir. Ayrıca İHA lar, zor şartlarda arama kurtarma, bilimsel araştırma gibi konularda veri ve gözlem incelemelerinde hayati tehlike bulunmaması nedeni ile vazgeçilmez araçlar olmuştur.

Sabit kanatlı dikey iniş kalkış yapabilen insansız hava araçları gerek DİK gerek İHA özelliklerini bünyesinde bulundurması nedeni ile her geçen gün daha önemli hale gelmektedir. Bu araçların kontrol ve benzetimleri konusunda çalışmalar [8] yapılmakla birlikte, henüz konvansiyonel hava araçları için yapılan çalışmalar kadar yaygınlaşmamıştır. DİK İHA ların hareket incelemesi, kararlılık ve davranışların belirlenmesi bu araçların geliştirilmesindeki vazgeçilmez konu başlıklarıdır.

1.1. Tezin Kapsam ve Amacı

Yapılan bu tez kapsamı içinde, hava araçlarına ait genelleştirilmiş hareket denklemleri incelenmiştir. Genelleştirilmiş hareket denklemlerinin çözümlemesinin yapılması için oluşturulan sayısal çözüm yaklaşımı ve sayısal çözüm için oluşturulan bilgisayar kodu açıklanmıştır. Tez kapsamında belirlenen dikey iniş kalkış kabiliyetine sahip sabit kanatlı insansız hava aracı özellikleri tanımlanmış ve bu özellikler genelleştirilmiş hareket denklemlerinde yerlerine konularak, incelenecek uçağın hareket denklemleri çıkartılmıştır. Sayısal çözümleme başlangıç koşullarını oluşturmak üzere, belirlenen hava aracının denge hali incelemeleri yapılmıştır. Son olarak hava aracının dinamik denklemleri, sayısal yaklaşım yöntemi ile çözülmüş ve hava aracının hareket incelemesi grafiksel olarak elde edilmiştir.

Bu tezin yapılmasındaki birinci öncelik, diğer hareket denklemleri çözümlemesinden farklı olarak, sayısal yaklaşımların kullanılarak hareket denklemlerinin çözümlemesini yapmaktır. Hava araçlarına ait hareket denklemleri çözümlemesinde genellikle lineerizasyon yöntemi kullanılmaktadır. Lineerizasyon yönteminin sıkça kullanılma sebebi olarak 3 neden saymak mümkündür [10].

- Hava araçlarının lineer kararlılık incelemesinin yapılabilmesi,
- Kontrol mühendislerinin genellikle lineerizasyon yöntemi ile çalışması,
- Hava aracının frekans ve sönümleme değerlerinin incelenebilmesi.

Bu tez çalışmasında, lineerizasyon yöntemi kullanılmaksızın, hareket denklemlerinin sayısal yaklaşım ile çözülmesi ve hava aracının hareketinin tespit edilmesi amaçlanmıştır.

1.2. Yapılmış İlgili Çalışmalar

Yapılan ilgili çalışmaları, dikey iniş kalkış yapabilen hava araçları, insansız hava araçları ve hava araçları benzetim çalışmaları konuları altında değerlendirmek mümkündür.

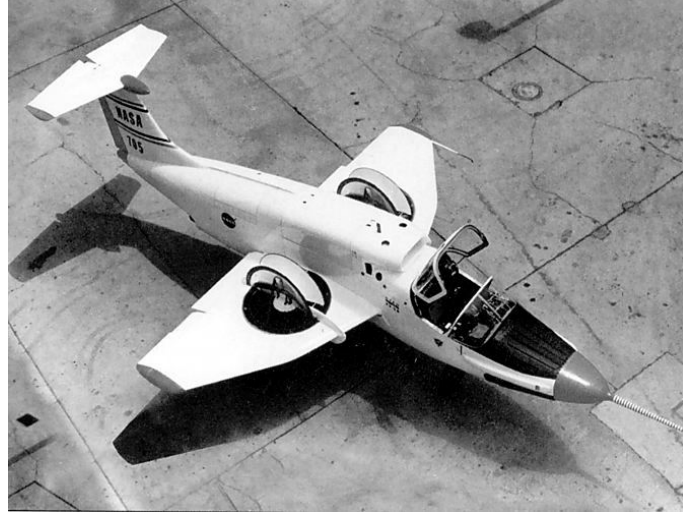
Dikey iniş kalkış yapabilen hava araçları 1940' lı yıllardan beri havacılığın çalışma alanlarında yer almıştır. Farklı tahrik tiplerine göre birçok tipte DİK hava aracı geliştirmesi yapılmıştır. Bunlar içerisinde Bell X-14 VTOL, Ryan XV-5, Curtiss-Wright X-100 VTOL, Doak VZ-4DA, Boeing VZ-2 çalışmalarını örnek çalışmalar olarak saymak mümkündür.



Şekil 1.1: Bell X-14 VTOL

Şekil 1.1 de belirtilen Bell X-14 VTOL aracı tahrik olarak jet tahrik tipi dikey iniş kalkış yapabilen hava araçlarına örnek teşkil etmektedir.

Şekil 1.2 de belirtilen Ryan XV-5 aracı tahrik olarak kanat üzerine yerleştirilmiş, kapaklar ile kontrol edilebilen fan itki sistemine örnek teşkil etmektedir.



Şekil 1.2: Ryan XV-5

Şekil 1.3 de gösterilen Curtiss-Wright X-19 hava aracı, kanat ucu pervane itki sistemine sahip dikey iniş kalkış yapabilen hava araçlarına örnek gösterilebilir.



Şekil 1.3: Curtiss-Wright X-19 VTOL

Şekil 1.4 de gösterilen Doak VZ-4DA hava aracı, kanat ucu fan tipi itki sistemine sahip dikey iniş kalkış yapabilen hava araçlarına örnek gösterilebilir. Bu hava aracı ayrıca tez kapsamında incelenecek olan MŞK DİK iha itki sistemi ile benzer itki sistemine sahiptir.



Şekil 1.4: Doak VZ-4DA



Şekil 1.5: Boeing VZ-2

Şekil 1.5 de gösterilen Boeing VZ-2 hava aracının kanatları bütün şekilde rotasyon hareketi yapabilmektedir.

İnsansız hava araçları konusunda yapılan çalışmalar görev tipine, boyutlarına ve benzeri birçok farklı sınıf altında toplanabilmektedir. Dikey iniş kalkış yapabilen insansız hava araçları konusunda ilk çalışmalar döner kanatlı hava araçları olarak hayata geçirilmiştir. Döner kanatlı insansız hava araçlarına örnek olarak Şekil 1.6 de gösterilen Gyrodyne QH-50 DASH insansız helikopteridir.

Bunun yanı sıra dikey iniş kalkış yapabilen sabit kanatlı insansız hava araçları çalışmaları halen yapılmaktadır. Bunlara örnek olarak, Şekil 1.7 de gösterilen Bell Eagle Eye gösterilebilir.



Şekil 1.6: Gyrodyne QH-50 DASH



Şekil 1.7: Bell Eagle Eye

Hava araçları modelleme ve benzetim konularında yapılan çalışmalar 1930 yıllarına kadar dayanmaktadır. İlk hava aracı benzetimi Edwin Albert Link tarafından 1929

yılında yapılmıştır. Bu benzetim, bilgisayar destekli olmaktan çok, basit bir kokpit ve pilot kontrol araçları olan mekanik bir araçtır. Bu araç ile pilotlara, basit yalpa, yunuslama ve sapma hareketleri gösterilebilmekteydi.

1960 yılının başlarında ilk analog bilgisayarların kullanılmaya başlanması ile birlikte, lineerize edilmiş hareket denklemleri çözümlemeleri yapılmaya başlandı. İlk bilgisayar uygulamalarından günümüze kadar geçen süre boyunca, gerek eğitim gerek eğlence, gerek araştırma konuları kapsamında bir çok benzetim çalışması yapıldı. Bir çok ticari firma, okul ve üniversite projeleri bu yazılımların geliştirilmesi üzerine kuruldu.

Bu gün itibari ile, dünya üzerinde var olan benzetim uygulamalarını saymak oldukça güçtür. Benzetim geliştirme konularında öncelikli olarak her ne kadar FORTRAN programlama dili kullanılmış olsa da, şu an için C⁺⁺, MATLAB SIMULINK, CADAC⁺⁺ gibi farklı program ve yazılım tipleri de kullanılmaktadır.

2. HAREKET DENKLEMLERİ

Bir hava aracının uçuş davranışlarını belirleyebilmek için öncelikli olarak uçağın dinamik denklemlerinin belirlenmesi gerekmektedir. Hava aracının dinamik denklemleri altı adet hareket denklemidir. Hareket denklemlerinde, denklemlerin sağ tarafında uygulanan kuvvet ve momentler, sol tarafında uçağın bu kuvvet ve momentlere vermiş olduğu tepki cevapları bulunmaktadır.

Altı adet hareket denklemlerinde bilinmeyen sayısı altıdan fazladır. Bu nedenle hareket denklemlerinin sayısal yöntemler ile çözülebilmesi için, ek olarak kinematik denklemleri ve pozisyon denklemleri incelemesi yapılması gerekmektedir.

Bu bölümde öncelikli olarak hareket, kinematik ve pozisyon denklemlerinin çıkarılması için gerekli olan eksen takımları ve eksen takımları arasında dönüşüm incelenmiştir. Daha sonra, Newton'un 2. Yasasını kullanarak altı adet hareket denklemleri genel olarak çıkarılmıştır. Üçer adet olan kinematik ve pozisyon denklemleri incelendikten sonra 12 adet denklem, toplu olarak belirtilmiştir.

Belirlenen 12 adet denklem uçağın dinamik denklemleridir ve bu denklemler diferansiyel denklemlerdir. Sayısal yöntemler ile bu 12 denklemin çözümlenmesi için denklilerin düzenlenmesi gerekmektedir. Bölüm sonunda bu denklemlerin sayısal yöntem ile çözümü için yapılan düzenlemeler gösterilmiştir.

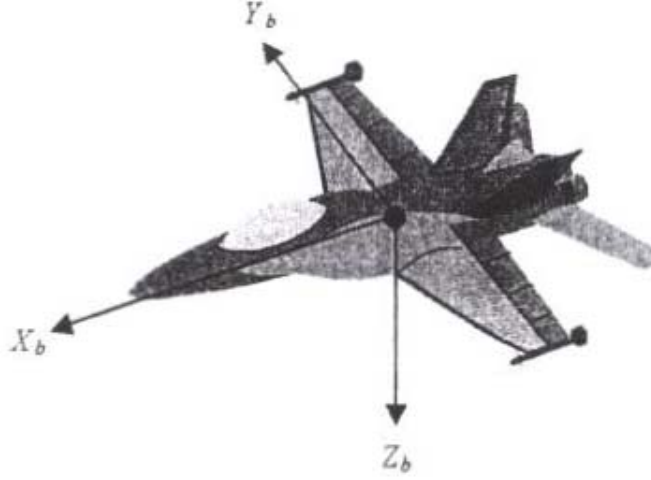
2.1. Eksen Takımları

Hareket denklemleri, kinematik denklemleri ve pozisyon denklemlerinin yazılabilmesi için koordinat sistemleri tanımlamalarına ve bu koordinat sisteminde dönüşüm formüllerine ihtiyaç duyulmaktadır.

Genellikle uçuş hareketi için üç koordinat sistemi tanımlanmıştır. Bunlar; Gövde Eksen Takımı, Yer Eksen Takımı ve Kararlılık Eksen Takımıdır.

2.1.1. Gövde Eksen Takımı

Gövde eksen takımı uçak gövdesine sabitlenmiş olarak dşnlebilir. Bu eksen takımında orijin noktası uçağın ağırlık merkezi, X eksen uçak gövde eksen, Y eksen pilota göre sağ kanat ucu istikameti ve Z eksen de yer merkezi istikametini belirtir. Gövde eksen takımı şekil 2.1 de gösterilmiştir [9].



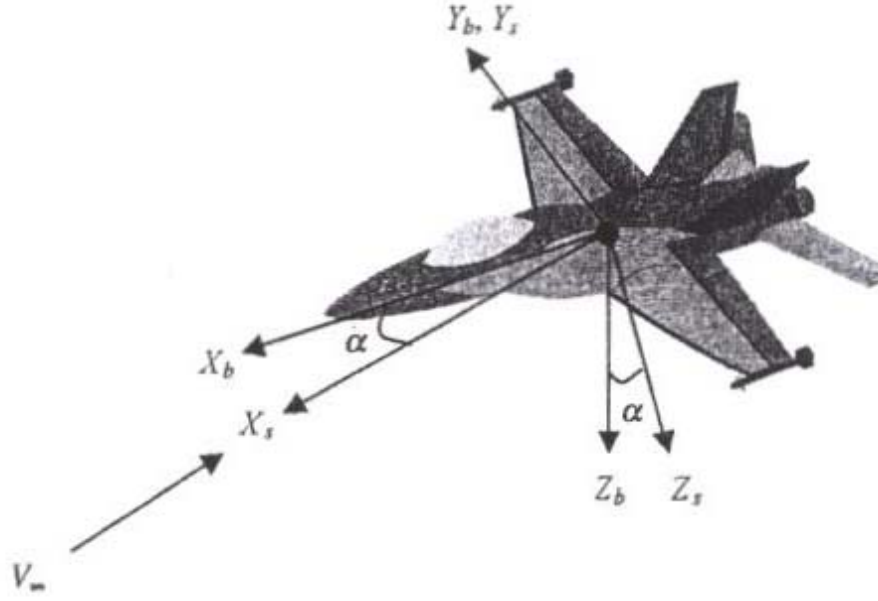
şekil 2.1: Gövde eksen takımı

2.1.2. Kararlılık Eksen Takımı

Kararlılık eksen takımında orijin yine uçağın ağırlık merkezi olup, kararlılık eksen takımı için, gövde eksen takımının Y eksen içerinde hücum açısı kadar döndürülmesi şeklindedir. Kararlılık eksen takımında X eksen serbest rüzgar dğrultusundadır. şekil 2.2 de kararlılık eksen takımı gösterilmiştir [9].

2.1.3. Yer Eksen Takımı

Yer eksen takımı orijini uçak ağırlık merkezinde olup X ve Y eksenleri düzlemsel olarak diktirler. Z eksen yer merkez istikameti olup X eksen genellikle kuzey ve Y eksen genellikle düğü istikametidir [9].



Şekil 2.2: Kararlılık eksen takımı

2.1.4. Eksen Takımları Arasında Dönüşüm

Hareket denklemleri, kinematik ve pozisyon denklemleri arasındaki bağıntıların tanımlanabilmesi için eksen takımları arasında dönüşüm yapılması gerekmektedir. Eksen takımlarındaki dönüşüm matrislerini özet olarak şu şekilde yazabiliriz [9].

Yer Eksen takımından Gövde eksen takımına

$$\begin{aligned} F_B &= R_1(\phi)R_2(\theta)R_3(\psi)F_E \\ F_B &= R_{EB}F_E \end{aligned} \quad (2.1)$$

$$R_{EB} = R_1(\phi)R_2(\theta)R_3(\psi) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \phi & \sin \phi \\ 0 & -\sin \phi & -\cos \phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & -\sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \theta & 0 & \cos \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos \psi & \sin \psi & 0 \\ -\sin \psi & \cos \psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (2.2)$$

Kararlılık Eksen takımından Gövde eksen takımına

$$\begin{aligned} F_B &= R_2(\theta)F_S \\ F_B &= R_{SB}F_S \end{aligned} \quad (2.3)$$

$$R_{SB} = R_2(\theta) = \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & -\sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \theta & 0 & \cos \theta \end{bmatrix} \quad (2.4)$$

2.2. Hareket Denklemleri

Altı adet hareket denkleminde, denklemlerin sağ taraflarında uygulanan kuvvet ve momentler sol taraflarında da uçağın tepkileri yer almaktadır.

Hareket denklemlerinin türetilmesinde öncelikli olarak uçağın katı cisim özellikleri gösterdiği kabulü yapılır. Bu kabule göre uçak üzerindeki her hangi bir kütle parçasının, diğer bir kütle parçasına göre rölatif hareket yapmadığı kabul edilir.

Bu kabul dâhilinde, Newton'un 2. Yasası uçağa uygulanacak olursa;

Kuvvet Denklemleri içi;

$$m \left[\frac{d(\bar{V})}{dt} \right]_{inertia} = m * a_{inertia} = F \quad (2.5a)$$

$$a_{inertia} = \dot{\bar{V}}_{Body} + \omega_{Body} \times \bar{V}_{Body} \quad (2.5b)$$

yazılır.

$$\bar{V}_{Body} = U\bar{i} + V\bar{j} + W\bar{k} \quad (2.6a)$$

$$\omega_{Body} = P\bar{i} + Q\bar{j} + R\bar{k} \quad (2.6b)$$

Bileşenleri yerine konacak olursa;

$$a_{inertia} = \begin{bmatrix} \dot{U} + QW - RV \\ \dot{V} + RU - PW \\ \dot{W} + PV - QU \end{bmatrix} \quad (2.7)$$

bulunur. Newton' un 2. yasasından;

X – Kuvvet Denklemi

$$m(\dot{U} + QW - RV) = F_{G_x} + F_{A_x} + F_{T_x} \quad (2.8a)$$

Y – Kuvvet Denklemi

$$m(\dot{V} + RU - PW) = F_{G_y} + F_{A_y} + F_{T_y} \quad (2.8b)$$

Z – Kuvvet Denklemi

$$m(\dot{W} + PV - QU) = F_{G_z} + F_{A_z} + F_{T_z} \quad (2.8c)$$

Denklemleri elde edilir.

Burada $\dot{U}$, $\dot{V}$, $\dot{W}$ uçağın hız bileşenlerinin zamana bağlı değişimidir. Denklemlerin sağ tarafında bulunan F_G , F_A , F_T uçağın kütle, aerodinamik, itki modelinden gelen kuvvetlerdir.

Moment Denklemleri için;

Newton'un 2. Yasası uçağa uygulanacak olursa;

$$\left[\frac{dH}{dt} \right] = M \quad (2.9)$$

Uçağın atalet momentleri için;

$$H_x = PI_{xx} - QI_{xy} - RI_{xz} \quad (2.10a)$$

$$H_y = QI_{yy} - RI_{yz} - PI_{xy} \quad (2.10b)$$

$$H_z = RI_{zz} - PI_{xz} - QI_{yz} \quad (2.10c)$$

yazılabilir.

Bu atalet momentlerinin türevleri alınır, ve uçağın simetri eksenlerindeki atalet momentleri için 0 değeri yerleştirilirse;

Yalpa – Moment Denklemi

$$\dot{P}I_{xx} + QR(I_{zz} - I_{yy}) - (\dot{R} + PQ)I_{xz} = L_A + L_T \quad (2.11a)$$

Yunuslama – Moment Denklemi

$$\dot{Q}I_{yy} - PR(I_{zz} - I_{xx}) + (P^2 - R^2)I_{xz} = M_A + M_T \quad (2.11b)$$

Sapma – Moment Denklemi

$$\dot{R} I_{zz} + PQ(I_{yy} - I_{xx}) + (QR - \dot{P})I_{xz} = N_A + N_T \quad (2.11c)$$

Denklemleri bulunabilir.

Burada $\dot{P}$, $\dot{Q}$, $\dot{R}$ uçağın açısal hız bileşenlerinin zamana bağlı değişimidir. L_A, L_T , M_A, M_T, N_A, N_T uçağın aerodinamik ve itki modellerinden gelen momentlerdir.

2.3. Kinematik Denklemleri

Uçağın kinematik denklemleri, uçağın rotasyonel hızları ile Euler açıları arasındaki bağıntılardan elde edilir. Uçağın açısal hızları ile Euler arasındaki bağıntı şu şekilde tanımlanabilir;

$$\omega_{Body} = P\mathbf{i} + Q\mathbf{j} + R\mathbf{k} = \dot{\psi} + \dot{\theta} + \dot{\phi} \quad (2.12)$$

Her bir Euler açısı, eksen dönüşüm matrisleri ile yer eksen takımından gövde eksen takımına dönüştürülür. Bu tanımlama yapılacak olursa;

$$P = -\sin \theta \dot{\psi} + \dot{\phi} \quad (2.13a)$$

$$Q = \sin \phi \cos \theta \dot{\psi} + \cos \phi \dot{\theta} \quad (2.13b)$$

$$R = \cos \phi \cos \theta \dot{\psi} - \sin \phi \dot{\theta} \quad (2.13c)$$

2.4. Pozisyon Denklemleri

Uçağın yer eksen takımına göre pozisyonunun bulunabilmesi için; uçağın gövde eksen sisteminde tanımlanmış olan hız bileşenlerinin yer eksen sistemine dönüştürülmesi gerekmektedir [4].

$$\mathbf{V}_E = \mathbf{R}_E \mathbf{V}_B \quad (2.14)$$

yazılabilir

Burada $\mathbf{R}_{BE}$, yer eksen takımından gövde eksen takımına dönüşüm matrisi ($\mathbf{R}_{EB}$) nin transpozesidir.

Bu denklem;

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_E \\ \dot{y}_E \\ \dot{z}_E \end{bmatrix} = R_{BE} * V_B \quad (2.15)$$

şeklinde yazılabilir.

Bu denklemler açılarak yerine konursa;

$$\begin{aligned} \dot{x}_E = & U \cos \theta \cos \psi + V(\sin \phi \sin \theta \cos \psi - \cos \phi \sin \psi) \\ & + W(\cos \phi \sin \theta \cos \psi + \sin \phi \sin \psi) \end{aligned} \quad (2.16a)$$

$$\begin{aligned} \dot{y}_E = & U \cos \theta \sin \psi + V(\sin \phi \sin \theta \sin \psi + \cos \phi \cos \psi) \\ & + W(\cos \phi \sin \theta \sin \psi - \sin \phi \cos \psi) \end{aligned} \quad (2.16b)$$

$$\dot{z}_E = -U \sin \theta + V \sin \phi \cos \theta + W \cos \phi \cos \theta \quad (2.16c)$$

2.5. 12 Adet Denklem ve Sayısal Çözüm için Düzenlemesi

Yukarıda incelenen 12 adet adi diferansiyel denklemin sayısal çözümü Fortran programlama dilinde geliştirilen ve 4. dereceden Runge Kutta yöntemine dayanan bir program ile yapılmıştır. Geliştirilen bu program ileriki bölümlerde daha detaylı olarak anlatılacaktır.

12 adet dinamik denklemin sayısal çözümünün yapılabilmesi için diferansiyel denklemlerin içinde bulunan türev ifadelerinin denklemin sol tarafında toplanması gerekmektedir. Elde edilen (2.8, 2.11, 2.13, 2.16) denklemlerinde türev ifadeleri sol tarafta toplanırsa;

$$\dot{U} = -QW + RV + \frac{1}{m}(F_{G_x} + F_{A_x} + F_{T_x}) \quad (2.17a)$$

$$\dot{V} = -RU + PW + \frac{1}{m}(F_{G_y} + F_{A_y} + F_{T_y}) \quad (2.17b)$$

$$\dot{W} = -PV + QU + \frac{1}{m}(F_{G_z} + F_{A_z} + F_{T_z}) \quad (2.17c)$$

$$\dot{P} = \frac{1}{I_{xx}} \left[-QR(I_{zz} - I_{yy}) + (\dot{R} + PQ)I_{xz} + L_A + L_T \right] \quad (2.17ç)$$

$$\dot{Q} = \frac{1}{I_{yy}} [PR(I_{zz} - I_{xx}) - (P^2 - R^2)I_{xz} + M_A + M_T] \quad (2.17d)$$

$$\dot{R} = \frac{1}{I_{zz}} [-PQ(I_{yy} - I_{xx}) - (QR - P)I_{xz} + N_A + N_T] \quad (2.17e)$$

$$\dot{\phi} = P + \sin \theta \dot{\psi} \quad (2.17f)$$

$$\cos \phi \dot{\theta} = Q - \sin \phi \cos \theta \dot{\psi} \quad (2.17g)$$

$$\cos \phi \cos \theta \dot{\psi} = R + \sin \phi \dot{\theta} \quad (2.17ğ)$$

$$\begin{aligned} \dot{x}_E &= U \cos \theta \cos \psi + V(\sin \phi \sin \theta \cos \psi - \cos \phi \sin \psi) \\ &\quad + W(\cos \phi \sin \theta \cos \psi + \sin \phi \sin \psi) \end{aligned} \quad (2.17h)$$

$$\begin{aligned} \dot{y}_E &= U \cos \theta \sin \psi + V(\sin \phi \sin \theta \sin \psi + \cos \phi \cos \psi) \\ &\quad + W(\cos \phi \sin \theta \sin \psi - \sin \phi \cos \psi) \end{aligned} \quad (2.17ı)$$

$$\dot{z}_E = -U \sin \theta + V \sin \phi \cos \theta + W \cos \phi \cos \theta \quad (2.17i)$$

denklemleri elde edilir.

Yukarda verilen denklemler hava araçları için genelleştirilmiş hareket denklemleri olarak tanımlanmıştır [4]. Bu denklemlerden (2.17ç), (2.17e), (2.17f), (2.17g), (2.17ğ) denklemlerinde eşitliğin sağ tarafında halen türev ifadeleri bulunmaktadır. Bu denklemlerin sağ tarafında bulunan türev ifadelerinin sayısal çözüm için kaldırılması gerekmektedir. Bu değişiklik aşağıdaki şekilde yapılabilir.

Denklem (2.17ç) ve (2.17e) incelenirse;

$$\dot{P} - \dot{R} \frac{1}{I_{xx}} = R4 = \frac{1}{I_{xx}} [-QR(I_{zz} - I_{yy}) + PQI_{xz} + L_A + L_T] \quad (2.18)$$

$$-\dot{P} \frac{I_{xz}}{I_{zz}} + \dot{R} = R6 = \frac{1}{I_{zz}} [-PQ(I_{yy} - I_{xx}) - QRI_{xz} + N_A + N_T] \quad (2.19)$$

$$\begin{bmatrix} 1 & \frac{I_{xz}}{I_{xx}} \\ -\frac{I_{xz}}{I_{zz}} & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{P} \\ \dot{R} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} R4 \\ R6 \end{bmatrix} \quad (2.20)$$

halinde yazılabilir. Cramer Kuralı' nı kullanırsak [6];

$$\dot{P} = \frac{R4 + R6 \frac{I_{xz}}{I_{xx}}}{1 - \frac{I_{xz}^2}{I_{xx} I_{zz}}} \quad (2.21)$$

$$\dot{R} = \frac{R6 + R4 \frac{I_{xz}}{I_{zz}}}{1 - \frac{I_{xz}^2}{I_{xx} I_{zz}}} \quad (2.22)$$

Aynı şekilde denklem (2.17g) ve (2.17ğ) de Cramer Kuralı' nı kullanırsak

$$\begin{bmatrix} \cos \phi & \sin \phi \cos \theta \\ -\sin \phi & \cos \phi \cos \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Q \\ R \end{bmatrix} \quad (2.23)$$

$$\dot{\theta} = Q \cos \phi - R \sin \phi \quad (2.24)$$

$$\dot{\psi} = \frac{R \cos \phi + Q \sin \phi}{\cos \theta} = R9 \quad (2.25)$$

yazmak mümkündür.

Denklem (2.17f) de $\dot{\psi}$ yerine R9 ifadesi konulacak olursa;

$$\dot{\phi} = P + \sin \theta R9 \quad (2.26)$$

ifadesi bulunur.

Yukarıda belirtilen hareket denklemlerini sayısal çözüm sırasına göre tekrar düzenlersek (2.27) denklemlerini elde edebiliriz.

$$\dot{U} = -QW + RV + \frac{1}{m}(F_{G_x} + F_{A_x} + F_{T_x}) \quad (2.27a)$$

$$\dot{V} = -RU + PW + \frac{1}{m}(F_{G_y} + F_{A_y} + F_{T_y}) \quad (2.27b)$$

$$\dot{W} = -PV + QU + \frac{1}{m}(F_{G_z} + F_{A_z} + F_{T_z}) \quad (2.27c)$$

$$\dot{P} = \frac{R4 + R6 \frac{I_{xz}}{I_{xx}}}{1 - \frac{I_{xz}^2}{I_{xx} I_{zz}}} \quad (2.27\text{ç})$$

$$\dot{Q} = \frac{1}{I_{yy}} \left[PR(I_{zz} - I_{xx}) - (P^2 - R^2)I_{xz} + M_A + M_T \right] \quad (2.27\text{d})$$

$$\dot{R} = \frac{R6 + R4 \frac{I_{xz}}{I_{zz}}}{1 - \frac{I_{xz}^2}{I_{xx} I_{zz}}} \quad (2.27\text{e})$$

$$\dot{\phi} = P + \sin \theta R9 \quad (2.27\text{f})$$

$$\dot{\theta} = Q \cos \phi - R \sin \phi \quad (2.27\text{g})$$

$$\dot{\psi} = R9 \quad (2.27\text{ğ})$$

$$\begin{aligned} \dot{x}_E = & U \cos \theta \cos \psi + V (\sin \phi \sin \theta \cos \psi - \cos \phi \sin \psi) \\ & + W (\cos \phi \sin \theta \cos \psi + \sin \phi \sin \psi) \end{aligned} \quad (2.27\text{h})$$

$$\begin{aligned} \dot{y}_E = & U \cos \theta \sin \psi + V (\sin \phi \sin \theta \sin \psi + \cos \phi \cos \psi) \\ & + W (\cos \phi \sin \theta \sin \psi - \sin \phi \cos \psi) \end{aligned} \quad (2.27\text{i})$$

$$\dot{z}_E = -U \sin \theta + V \sin \phi \cos \theta + W \cos \phi \cos \theta \quad (2.27\text{i})$$

Yukarıda belirtilen denklemlerde, R4, R6 ve R9 ifadeleri;

$$R4 = \frac{1}{I_{xx}} \left[-QR(I_{zz} - I_{yy}) + (\dot{R} + PQ)I_{xz} + L_A + L_T \right] \quad (2.28)$$

$$R6 = \frac{1}{I_{zz}} \left[-PQ(I_{yy} - I_{xx}) - (QR - \dot{P})I_{xz} + N_A + N_T \right] \quad (2.29)$$

$$R9 = \frac{R \cos \phi + Q \sin \phi}{\cos \theta} \quad (2.30)$$

3. SAYISAL ÇÖZÜM YÖNTEMİ

Bölüm 2 de verilen (2.27) denklemlerin çözümlenmesi sonucunda bir uçağın uçuş karakteristiği belirlenebilmektedir. Bu denklemlerin çözülmesi sonucunda hava aracının, hız bileşenleri, açısal hız bileşenleri, hücum açısı, yön açısı, yer eksenine göre pozisyonu bulunabilir.

Sayısal Çözüm Yöntemi bölümünde, Bölüm 2 de verilen 12 adet dinamik denklemin çözümlenmesinde kullanılan sayısal çözüm yöntemleri hakkında bilgi verilmiştir. Sayısal çözümlerin elde edilmesi için FORTRAN programlama dilinde geliştirilen program yapıları yine bu bölüm altında tanıtılmıştır.

3.1. Sayısal Çözüm Yöntemi

Sayısal çözüm yapmaktaki amaç (2.27) dinamik denklemlerinin çözülmesi ve bunun sonucunda uçağın hareket özelliklerinin belirlenmesidir.

12 Adet dinamik denklem, hava aracının uçuş karakteristik denklemleridir. Bu denklemler literatürde sıkça rastlandığı şekilde genellikle lineerizasyon yöntemi ile lineerleştirme yapıldıktan sonra çözümlemeleri yapılmaktadır. Lineerleştirme yöntemi ile elde edilen çözümlemelerde uçuş karakteristiği incelemesinde yapılacak bozuntu boyutlarının küçük olması gerekmektedir. Bu nedenle lineerizasyon yönteminin kısıtlandığı noktalar oluşmaktadır [4].

Bu tez kapsamında denklem (2.27) de gösterilen dinamik denklemler, herhangi bir lineerleştirme çalışması yapılmadan, sayısal yaklaşım yöntemleri ile çözülmüştür.

(2.27) Dinamik denklemlerinin çözümlenmesinden elde edilecek uçuş parametreleri Tablo 3.1 de verilmiştir. Bölüm 2 de verilen 12 denklem, tablo 3.1 belirtilen 12 adet değişkenin zamana bağlı adi diferansiyel denklemleridir. Çıkarılan 12 adet adi diferansiyel denklemlerinin zaman bağlı sayısal çözümlemesi yapılarak Tablo 3.1 de verilen parametrelerin belirli zaman adımlarında alacağı değerler hesaplanmıştır.

Tablo 3.1: Sayısal çözümleme sonrası elde edilecek uçuş parametreleri

U:	X eksenli hız bileşeni
V:	Y eksenli hız bileşeni
W:	Z eksenli hız bileşeni
P:	X eksenli açısal hızı
Q:	Y eksenli açısal hızı
R:	Z eksenli açısal hızı
ϕ :	Euler açısı (x eksenli)
θ :	Euler açısı (y eksenli)
ψ :	Euler açısı (z eksenli)
xe:	Uçağın yer eksenine göre (dünya merkezi) X pozisyonu
ye:	Uçağın yer eksenine göre (dünya merkezi) Y pozisyonu
ze:	Uçağın yer eksenine göre (dünya merkezi) Z pozisyonu

Bu denklemlerin çözülmesinin ardından, hava aracı kontrol türevlerinde belirli değişiklikler yapılarak, hava aracının bu değişikliklere verdiği cevaplar ve uçuş hareketleri belirlenmiştir.

Sayısal çözümlemede aşağıdaki adımlar takip edilmiştir;

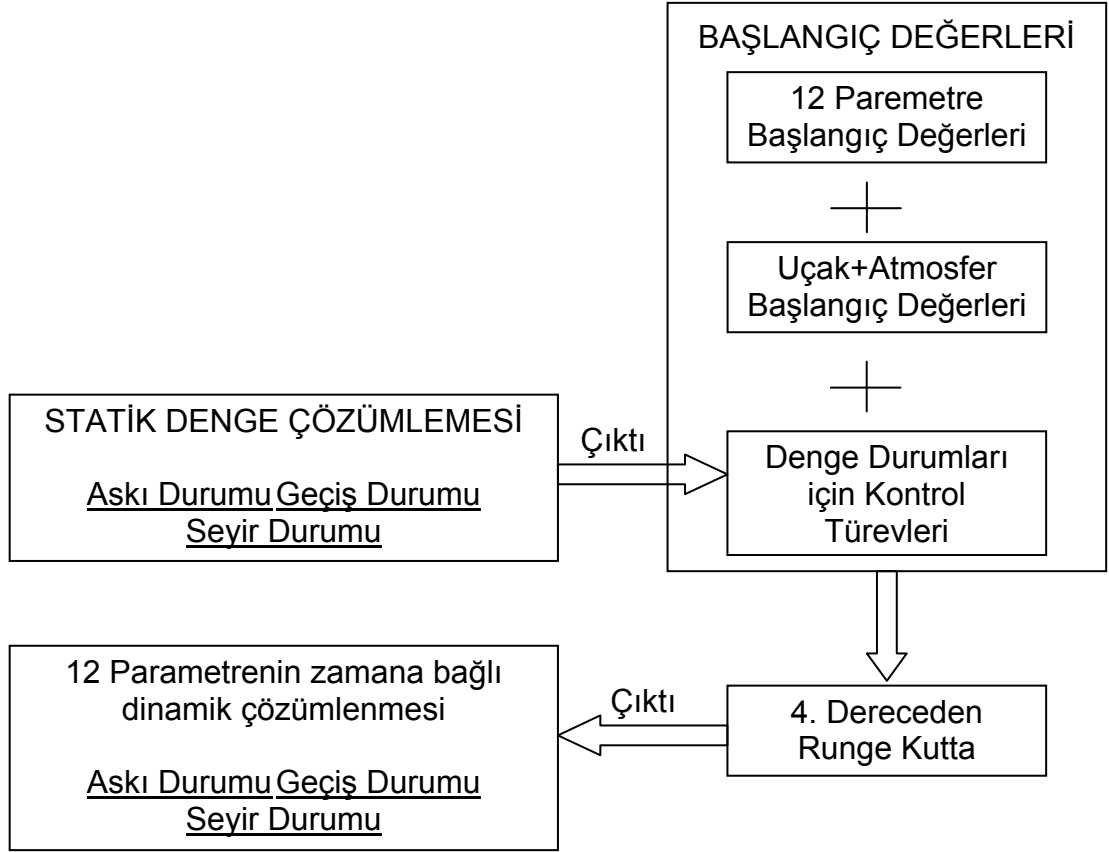
- Başlangıç koşullarının belirlenmesi
- Başlangıç durumu kontrol türevleri değerlerinin belirlenmesi (Statik denge incelemesi)
- Dinamik durum için 12 adet değişkenin çözümlenmesi

Yapılan sayısal çözümlemenin akış diyagramı Şekil 3.1 de gösterilmiştir.

3.2. Başlangıç Koşullarının Belirlenmesi

Hava aracının sayısal çözümünün yapılabilmesi için başlangıç durumu belirlemesi yapılması gerekmektedir. Başlangıç durumu olarak uçağın statik denge halleri alınmıştır.

Statik denge durumu, uçak üzerine etki eden tüm bileşke kuvvet ve momentlerin 0 olması halidir. İncelenen hava aracının dikey kalkış iniş yapabilen bir hava aracı olması nedeni ile 3 uçuş durumu mevcuttur. Bunlar askı uçuş dönemi, geçiş uçuş dönemi ve seyir uçuş dönemidir. Bu uçuş rejimleri için ayrı ayrı başlangıç durumu belirlemesi yapılmalıdır.



Şekil 3.1: Sayısal çözüm yöntemi akış diyagramı

Askı uçuş dönemi, hava aracının havada asılı bir şekilde durmakta olduğu durumdur. Bu durum için, uçağın havada asılı kalmaya başladığı her hangi bir $t=0$ anı başlangıç durumu olarak tanımlanabilir. Askı durumu için Tablo 3.1 de verilen 12 parametrenin başlangıç durumu değerleri, Tablo 3.2 de diğer uçuş rejimleri ile birlikte verilmiştir.

Geçiş durumu, uçağın askı durumundan başlangıç durumuna geçişi arasındaki dönemdir. Bu dönemde uçak, askı durumundaki 0 m/sn lik x yönü hızından seyir uçuş hızına geçiş yapmakta ve yan motorlar ~ 90 derece pozisyonundan 0 derece pozisyonuna dönmektedir. Geçiş durumu kendi içerisinde dinamik bir durumdur. Bu nedenle geçiş durumunda her hangi bir t zamanı başlangıç durumu olarak alınamaz.

Geçiş durumu için belirlenen başlangıç durumu, askı durumunun bitiş anındaki durumdur. Askı durumunun başlangıçtan sonuna kadar her hangi bir değişiklik olmadığı kabulü yapılırsa, Tablo 3.1 de verilen parametrelerin, geçiş durumu başlangıç değerleri askı durumu değerleri ile aynı olacaktır. Geçiş durumu için, Tablo 3.1 de verilen 12 parametrenin başlangıç değerleri, Tablo 3.2 de diğer uçuş rejimleri ile birlikte verilmiştir.

Seyir durumu, uçağın geçiş rejiminden çıkarak düz seyir uçuşu yaptığı dönemdir. Bu dönemde uçak üzerine etki eden aerodinamik-itki kuvvet ve moment bileşkeleri 0 dır. Bu nedenle uçak belirli bir seyir hızında hareketine devam edecektir. Bu hareket esnasında herhangi bir $t=0$ anı başlangıç durumu olarak alınabilir. Seyir durumu için, Tablo 3.1 de verilen 12 parametrenin başlangıç değerleri, Tablo 3.2 de diğer uçuş rejimleri ile birlikte verilmiştir.

Tablo 3.2: Askı, geçiş ve seyir durumu başlangıç değerleri

Değişken	Askı Durumu	Geçiş Durumu	Seyir Durumu
U	0 m/sn	0 m/sn	Seyir Hızı X bileşeni
V	0 m/sn	0 m/sn	0 m/sn
V	0 m/sn	0 m/sn	Seyir Hızı Z bileşeni
W	0 rad/sn	0 rad/sn	0 rad/sn
P	0 rad/sn	0 rad/sn	0 rad/sn
Q	0 rad/sn	0 rad/sn	0 rad/sn
R	0 rad/sn	0 rad/sn	0 rad/sn
ϕ	0 rad/sn	0 rad/sn	0 rad/sn
θ	Hücum açısı	Hücum açısı	Hücum açısı
ψ	0 rad	0 rad	0 rad
Xe	0 m	0 m	0 m
Ye	0 m	0 m	0 m
Ze	Yükseklik	Yükseklik	Yükseklik

Askı, geçiş ve seyir durumları için belirlenen başlangıç değerlerinin yanında, uçağın bulunduğu başlangıç ortam şartları da hesaplamaların başında belirlenmiştir. Bu bağlamda uçağın her 3 uçuş rejiminde aynı irtifada bulunması nedeniyle uçuş yüksekliği atmosfer özellikleri başlangıç şartı olarak eklenmiştir.

3.3. Statik Denge İncelemesi

Başlık 3.2.1 de askı, geçiş ve seyir uçuş rejimleri başlangıç koşulları için statik denge durumlarının alındığı belirtilmiştir.

Hava aracının statik denge halinin belirlenmesinde uçağın kontrol kuvvetleri için içine girmektedir. Dinamik sayısal çözümün başlangıç değerleri için bu kontrol türevleri değerlerinin belirlenmesi gerekmektedir.

Uçağın statik denge durumu incelemesinde, boylamasına durumlar göz önünde alınmıştır. Uçağın yanlamasına durum için dengede olduğu ve yanlamasına kuvvet ve momentlerin etki etmediği kabulü yapılmıştır.

İncelenen hava aracı için kontrol türevleri şunlardır;

- Hücüm açısı: Aerodinamik kuvvet ve moment kontrolü
- Elevatör açısı: Yunuslama moment kontrolü
- Ön motorlar gaz kolu ayarları: İtki kuvvet ve moment kontrolü
- Arka motor gaz kolu ayarı: İtki+yunuslama kuvvet-moment kontrolü

Askı, geçiş ve seyir durumları için bu kontrol türevleri ayrı ayrı incelenmiş ve bulunan değerler başlangıç değerleri olarak dinamik analize gönderilmiştir.

Askı Durumu Kontrol Parametreleri Değerlerinin Belirlenmesi:

Askı uçuş rejiminde, uçağın havada askıda olduğu durum için inceleme yapılmıştır. Bu durumda uçak hareketi olmadığı için aerodinamik kuvvetler 0' dır.

Askı durumu denge çözümünde boylamasına kontrol türevleri olan;

- Ön motorlar gaz kolu ayarı değerleri,
- Arka motor gaz kolu ayarı değeri

hesaplanmıştır. Bu hesaplamalarda bölüm 2 verilen X kuvvet denklemi, Z kuvvet denklemi ve yunuslama moment denklemleri eş zamanlı çözümlenerek askı durumu denge değerleri hesaplanmıştır. Belirtilen 3 denklem denge durumu için yazıldığında, el ile çözülebilecek cebir denklemleri şekline gelmekle birlikte, tez kapsamında denklem çözümleri için FORTRAN programlama dilinde kod geliştirilmiştir.

Uçuş kontrol türevleri arasında yer alan elevatör açısı ve hücüm açısı askı durumunda aerodinamik kuvvetlerin 0 olması nedeni ile hesaplama yapılmadan atanmıştır.

Geçiş Durumu Kontrol Parametreleri Değerlerinin Belirlenmesi:

Geçiş durumu kontrol türevleri olarak askı başlangıç değerleri temel alınmıştır.

Geçiş durumu kontrol türevleri olarak;

- Ön motorlar gaz kolu ayarı değerleri,
- Arka motor gaz kolu ayarı değeri,

askı durumu değerleri olarak alınmıştır.

Geçiş uçuş rejimi başlangıç değerleri askı durumu ile aynı alınmakla birlikte, geçiş durumunda uçağın dengede kalması için gerekli kontrol türevleri ayrıca hesaplanmıştır. Geçiş durumu için uçağın denge kontrol türevleri olarak;

- Elevatör açısı
- Ön motorlar gaz kolu ayarları
- Arka motor gaz kolu ayarı

hesaplanmıştır. Bu hesaplamalarda, uçağın her 0.1m/sn lik hız artışı için X kuvvet denklemi, Z kuvvet denklemi ve yunuslama moment denklemleri Gauss Seidel iterasyon yöntemi ile hesaplanmıştır [3]. Her 0.1m/sn lik hız artışlarında uçağın denge durumunda olması için gerekli motor gaz kolu ayarları ve elevatör açısı değerleri hesaplanmış ve tablo halinde ilerleyen bölümlerde sunulmuştur.

Geçiş durumu denge hesaplamalarında arka motorun moment üzerindeki etkisi ve elevatör açısının moment üzerindeki etkisi bir ağırlık oranı ile değerlendirilmiştir. Bu ağırlık oranlamasında, uçağın düşük hızları için arka motorun; uçağın yüksek hızlarında elevatör açısının etkili olduğu kabulü yapılmıştır.

Geçiş dönemi için yapılan denge kontrol türevleri değer hesaplamaları için FORTRAN programlama dilinde kod geliştirilmiştir. Geliştirilen kodun akış planı Tablo 3.3 deki gibidir.

Seyir Durumu Kontrol Türevlerinin Belirlenmesi:

Seyir durumu denge analizinde uçağın kararlı seyir uçuşu hali göz önünde bulundurulmuştur.

Kararlı seyir uçuşu durumunda hava aracına yanal kuvvet uygulanmadığı kabul edilmiştir. Bu kabul eşliğinde seyir durumu için boylamasına denge durumu incelenmiştir. Seyir durumu boylamasına kontrol türevleri incelemesinde uçağın;

- Hücüm açısı
- Elevatör açısı
- Ön motorlar gaz kolu ayarları

türevleri değerleri Gauss Seidel iterasyon [3] yöntemini kullanarak geliştirilen FORTRAN kodu ile hesaplanmıştır.

Tablo 3.3: Geçiş durumu denge kontrol türevleri hesaplama programı akış planı

```
PROGRAM
INPUT "UCAK GEOMETRIK BILGILERI"
INPUT "ATMOSFER SARTLARI"
INPUT "KONTROL TUREVLERI GAUSS SEIDEL BASLANGIC DEGERLERI"

VFS=0.1
ORAN=100.    ! GECIS BASLANGICTA DTH3/DE AGIRLIK ORANI

DO    ! PHIT12-VFS ICIN LINEER DEGISIM ADIMLARI DONGUSU
ORANOLD=ORAN
    DO    ! GAZ KOLU AYARLARI VE ELEVATOR ACISI DEGERLERININ
        ! GAUSS SEIDEL YONTEMI ILE HESAPLANMASI
        ELEVATOR ACISI=F(ON MOTORLAR GAZ KOLU AYARI, ARKA MOTOR GAZ
            KOLU AYARI)
        ARKA MOTOR GAZ KOLU AYARI=G(ON MOTORLAR GAZ KOLU AYARI,
            ELEVATOR ACISI)
        ON MOTOR GAZ KOLU AYARI=K(ARKA MOTOR GAZ KOLU AYARI,
            ELEVATOR ACISI)
    END DO (GAUSS SEIDEL ITERSAYON BITIMI)
VFS=VFS+0.1    ! ISTASYON BELIRLEMESI (HIZIN 0.1m/sn DEGISIMI)
ORAN=ORANOLD-0.5 ! ORANOLD:DE-DTH3 AGIRLIK ORANI DEGISIMI
END DO

END PROGRAM
```

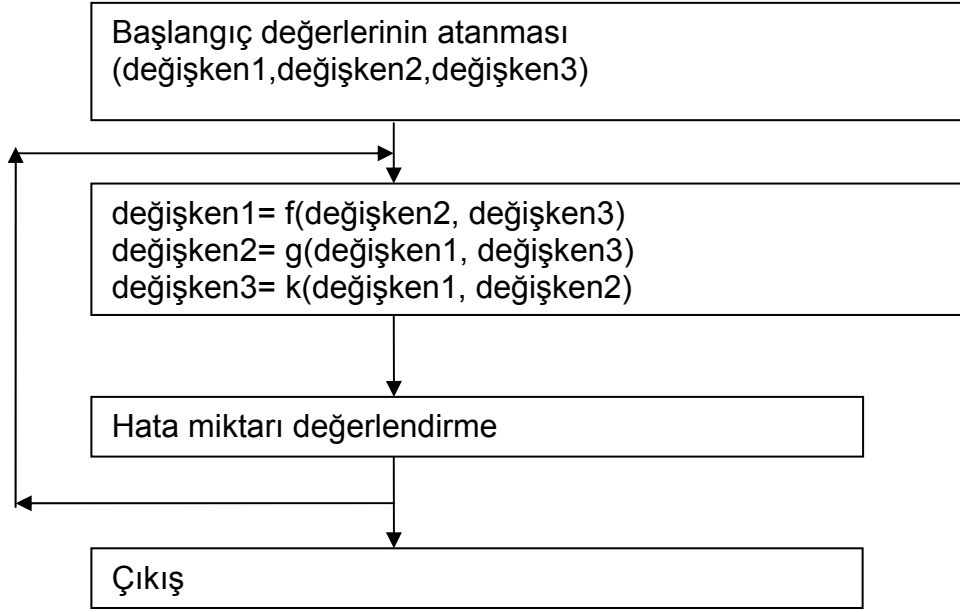
Hava aracının boylamasına denge denklemleri, Bölüm 2 de verilen, X kuvvet denklemi, Z kuvvet denklemi ve yunuslama moment denklemleridir.

Kararlı seyir uçuşu esnasında x kuvvet denklemi, z kuvvet denklemi ve yunuslama moment denklemlerinin sol tarafları 0 olmalıdır. Bu denklemlerde eşitliğin sol tarafı 0 olacak şekilde düzenlenme yapılmıştır.

Gauss Seidel sayısal çözüm yönteminde 3 denklem, iterasyon döngüsü içinde çözümlenmektedir. Çözüm yapılması istenen hucum açısı, gaz kolu ayarları ve elevator açısı terimleri her 3 denklemde de bulunmaktadır. Bu nedenler bu parametrelere başlangıç değeri atanarak belirli bir hata değerine kadar iterasyon yöntemi ile hesaplanır. Gauss Seidel iterasyon yöntemi şekil 3.2 de tanıtılmıştır.

Seyir durumu için boylamasına denklemlerin, tez kapsamında seçilen hava aracı için düzenlenerek elde edilen hucum açısı, gaz kolu ayarları ve elevator açısı değerleri ileriki bölümlerde hesaplamaları ile birlikte gösterilmiştir.

Seyir durumu kontrol türev değerlerinin hesaplanması için geliştirilen FORTRAN kod akış planı Tablo 3.4 de verilmiştir.



Şekil 3.2: Gauss Seidel İterasyon yöntemi akış diyagramı

Tablo 3.4: Seyir durumu kontrol türevleri hesaplama program akış planı

```

PROGRAM
INPUT "UCAK GEOMETRİK BİLGİLERİ"
INPUT "ATMOSFER SARTLARI"
INPUT "KONTROL TUREVLERİ GAUSS SEIDEL BASLANGIC DEGERLERİ"

DO      ! GAZ KOLU AYARLARI , HUCUM AÇISI VE ELEVATOR ACISI
        DEGERLERİNİN
        ! GAUSS SEIDEL YONTEMI ILE HESAPLANMASI

ELEVATOR ACISI=F(ON MOTORLAR GAZ KOLU AYARI, HUCUM AÇISI)
HUCUM ACISI=G(ON MOTORLAR GAZ KOLU AYARI, ELEVATOR AÇISI)
ON MOTOR GAZ KOLU AYARI=K(HUCUM ACISI, ELEVATOR ACISI)

END DO (GAUSS SEIDEL ITERSAYON BITİMİ)

END PROGRAM
  
```

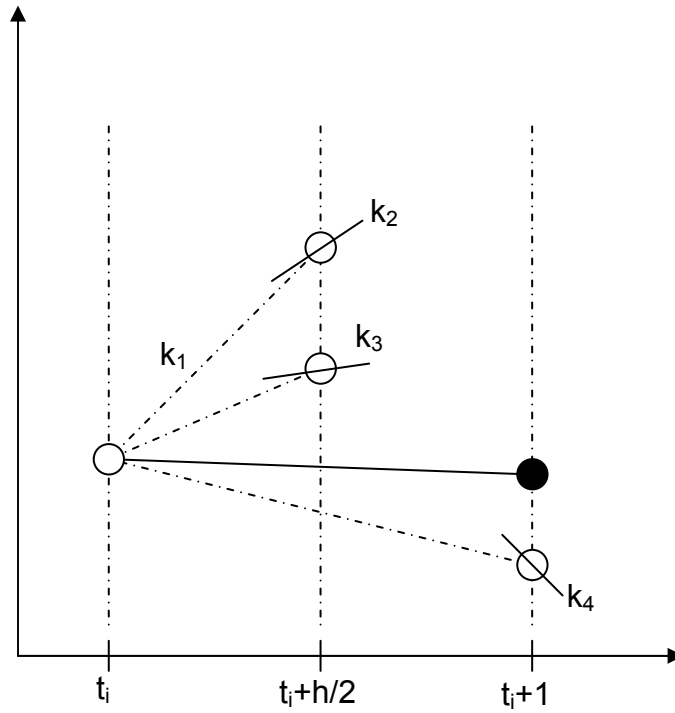
3.4. Dinamik Durum Sayısal Çözümü

Dinamik durum incelemesinde Tablo 3.1 de verilen 12 adet uçuş parametresi değerleri zamana bağlı çözümlemesi yapılmıştır. Bu çözümlemeler askı, geçiş ve seyir uçuş rejimleri için 4. Dereceden Runge Kutta [7] yöntemi ile hesaplanmıştır.

Askı uçuş rejimi, geçiş uçuş rejimi ve seyir uçuş rejimi için, 12 uçuş parametresinin başlangıç değerleri, atmosfer ve uçak geometrik özellikleri ve kontrol türevleri başlangıç durumu değerleri dinamik durum sayısal incelemesine başlangıç durumunu teşkil etmektedir.

$t=0$ anında başlangıç koşulları, Bölüm 2 de verilen 12 adet adi diferansiyel denklemde yerine konularak; $t=0+h$ anı için yeni değerleri hesaplanmaktadır. Bu hesaplamalar 4. Dereceden Runge Kutta yöntemi kullanılarak FORTRAN programlama dilinde geliştirilen bir kod sayesinde yapılmıştır. 4. Dereceden Runge Kutta sayısal çözüm yöntemi özet olarak Şekil 3.3 de tanımlanmıştır.

4. Dereceden Runge Kutta yöntemi ile adi diferansiyel denklem fonksiyonu bilenen bir değerinin belirli adım aralıklarında hesaplaması yapılabilir. Bu hesaplama yapılırken başlangıç değerleri adi diferansiyel denkleme yerleştirilir ve k_1 eğimi bulunur. Daha sonra verilen adım aralığının yarısında k_2 ve k_3 eğimleri bulunur. Bu eğimler vasıtası ile adım aralığı sonunda k_4 eğimi bulunur. Bulunan bu eğimler Denklem (3.7) de yerine konularak genel eğim bulunur. Bulunan genel eğim sonrasında denklem (3.2) de verildiği şekilde bir sonraki adım için değişken değeri hesaplanır.



Şekil 3.3: 4. Derece Runge Kutta Yöntemi açıklaması

$$y' = \frac{dy}{dt} = f(t, y) \quad (3.1)$$

$$y_{i+1} = y_i + \frac{1}{6}(k_1 + 2k_2 + 2k_3 + k_4) \quad (3.2)$$

$$k_1 = f(t_i, y_i) \quad (3.3)$$

$$k_2 = f(t_i + \frac{1}{2}h, y_i + \frac{1}{2}k_1h) \quad (3.4)$$

$$k_3 = f(t_i + \frac{1}{2}h, y_i + \frac{1}{2}k_2h) \quad (3.5)$$

$$k_4 = f(t_i + h, y_i + k_3h) \quad (3.6)$$

$$m = \frac{1}{6}(k_1 + 2k_2 + 2k_3 + k_4) \quad (3.7)$$

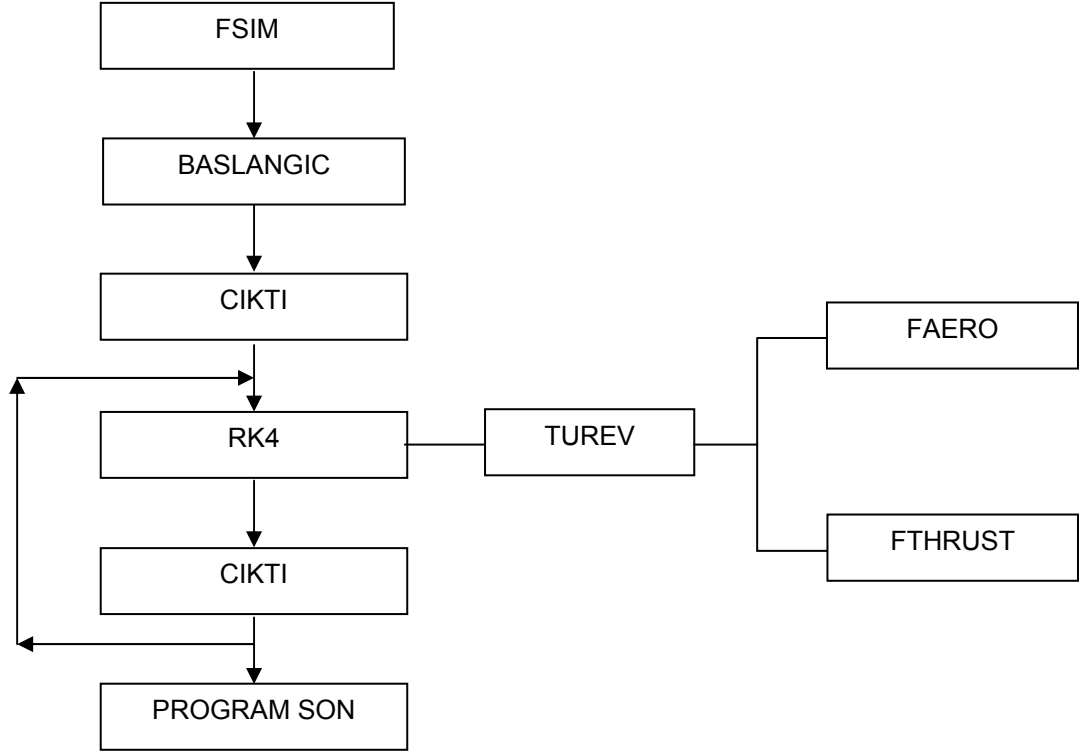
Dinamik durum çözümlemesi yapılabilmesi için FORTRAN dilinde bir kod geliştirilmiştir. Bu kod genel bir kod olup, askı durumu, geçiş durumu ve seyir durumu için ufak değişikliklerle kullanılabilir. Geliştirilen koda FSIM Programı adı verilmiştir.

3.5. FSIM Programı Genel Algoritması

FSIM Programı, FSIM ana sürücü modülü ve yedi alt modülden oluşmaktadır. FSIM Programının genel akış diyagramı Şekil 3.4 de verilmiştir.

Şekil 3.4 deki akış diyagramı modül açıklamaları:

FSIM	: Ana program.
BASLANGIC	: Uçuş durumu ve uçak bilgilerinin başlangıç durumu.
CIKTI	: Değişkenlerin çıktı olarak derlenmesi ve yazdırılması
RK4	: Runge Kutta yöntemi için alt modül.
TUREV	: 12 Adi diferansiyel denklemin hesaplanması.
FAERO	: Aerodinamik kuvvet ve momentlerin hesaplanması.
FTHRUST	: İtme kuvvet ve momentlerinin hesaplanması.



Şekil 3.4: FSIM Programı akış diyagramı

FSIM Ana Modülü:

FSIM ana modülü FSIM Programının ana sürücü modülüdür. Bu modülde, hesaplamaların yapılacağı diğer modüller toplanmıştır. FSIM modülü içerisinde, programın sonlanma koşulu ve kontrol türevlerinin değişim şekilleri tanımlanır. FSIM içerisinde hesaplamaların yapıldığı ve sonuçların bastırıldığı bir döngü yer almaktadır.

BASLANGIC Modülü:

BASLANGIC modülünde, başlangıç uçuş koşulları ve uçağın sabit verileri tanımlanmıştır. Başlangıç koşulları bölümünde incelenen 12 adet parametrenin başlangıç değeri, atmosfer şartları ve kontrol türevlerinin başlangıç değerleri bu modül altında tanıtılmıştır.

FSIM Programına bağlı ayrı bir “Text” dokümanında, uçak ve hava şartları ile ilgili sabitler programın dışından çağrılmaktadır. Bu özellik geliştirilen programın değişik uçak tipleri ile de kolaylıkla kullanılmasını sağlamaktadır.

CIKTI Modülü:

CIKTI modülü 12 adet değişken ve kullanıcının yazdırılmasını istediği diğer değişkenlerin derlenip ayrı bir dosya içerisine yazdırılması için yazılmış modüldür.

RK4 Modülü:

RK4 modülü, 4. derece Runge Kutta yönteminin çalıştırıldığı alt modüldür. Bu modülde, 4. Dereceden Runge Kutta sayısal çözüm algoritması mevcuttur. Bölüm 2 de verilen 12 adet adi diferansiyel denklemi TUREV modülü altında tanımlanmıştır ve RK4 modülü ile k_1 , k_2 , k_3 , k_4 eğimleri ve genel eğim hesabı yapılarak 12 parametrenin bir sonraki h adımıdaki değerleri hesaplanmaktadır.

TUREV Modülü:

TUREV modülünde bölüm 2 de verilen 12 adet adi diferansiyel denklemin sağ tarafları çözülmektedir. Bu modül RK4 modülü tarafından her 12 değişken için ayrı ayrı çağrılmakta ve 12 değişken diferansiyel denkleminin her biri için dört eğimi (k_1 , k_2 , k_3 , k_4), RK4 modülü içerisinde hesaplanarak değişkenin bir sonraki adımda alacağı değer belirlenmektedir.

Belirlenen değerler her bir denklem içinde bir sonraki adımda tekrar denklemlerdeki yerlerine yazılarak hesaplamalar bir biri ardına yapılmaktadır.

FAERO Modülü:

Uçağın değişen parametrelerinden ötürü uçak üzerine etki eden aerodinamik kuvvet ve momentler değişmektedir. FAERO modülünde her adım aralığı için aerodinamik kuvvet ve momentler tekrar hesaplanmaktadır.

FTHRUST Modülü:

FEARO modülünde olduğu gibi, uçağın değişen parametreleri nedeni ile itkiden kaynaklı kuvvet ve moment bileşenleri de değişmektedir. FTHRUST modülünde itkiden kaynaklanan kuvvet ve momentler her adım aralığı için hesaplanmaktadır.

4. İNCELENEN HAVA ARACI ÖZELLİKLERİ

Bölüm 2 de, hava araçları için genel dinamik denklemleri çıkarılmıştı. Çıkarılan bu denklemler genel olarak hemen tüm sabit kanatlı hava araçları için genel hareket denklemleridir. Bu denklemlerin, tez kapsamında yapılmış olan sayısal yaklaşımla çözüm yöntemi Bölüm 3 de sunulmuştur.

Hava araçlarının kendilerine özgü tasarım parametreleri bulunmaktadır. Geometrik özellikler, kütle özellikleri, motor bilgileri, aerodinamik sabitler... vs bu özellikler içinde sayılabilir. Bu parametreler, incelenecek uçağa özgü özelliklerdir. İncelenecek hava aracının, sayısal çözümünün yapılabilmesi için bu özelliklerin belirlenmesi ve Bölüm 2 de verilen dinamik denklemlerinde yerlerine yazılması gerekmektedir.

Bu bölüm içinde, incelenecek hava aracının seçimi yapılmıştır. Seçilen hava aracının kavramsal tasarım ve performans özellikleri özetlenmiştir.

4.1. İncelenecek Hava Aracının Seçimi

Hava aracı seçimindeki en önemli unsur, incelenecek hava aracının her türlü bilgisine kolaylıkla ulaşılabilmesidir. Hava aracına özgü, geometrik özellikler, performans özellikleri, aerodinamik özellikler ve sabitleri, motor bilgileri... vs gibi bilgilerin eksiksiz olarak sağlanabiliyor olması, yapılan çalışmanın doğru sonuçlar vermesi bakımından önem arz etmektedir. Bu tip bilgiler ne yazık ki, ticari ve politik sebeplerden ötürü harici kimselere verilmemektedir. Hatta üretici firmaların birçoğunda, bir uçağa ait bilgiler, belirli merciler haricinde başka kimseler tarafından toplu olarak bilmemektedir. Bilgililerine ulaşabildiğimiz hava araçları ise, ya güncel hava araçları olmamakta, ya da incelenmek istenen amaca uygun olmamaktadır.

Bu kısıtlamalar nedeni ile bu tez kapsamında, uçak bilgilerine kolaylıkla ulaşabilmek amacıyla, yakın çevreden elde edilebilecek bir hava aracı seçimi yapılmıştır.

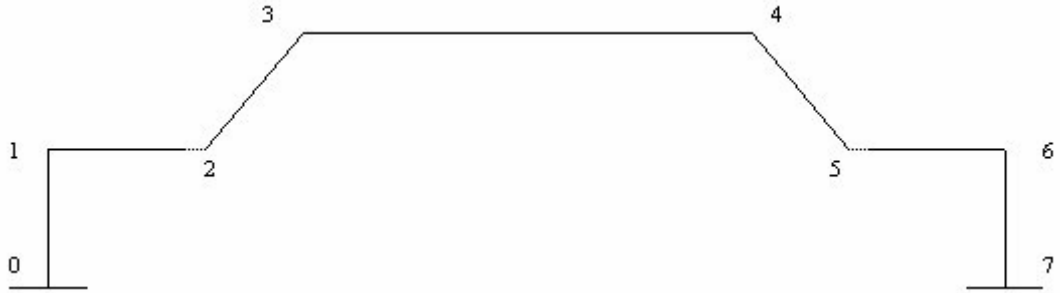
Bu tez kapsamında incelenmek üzere seçilen hava aracı, MSK DİK İHA olarak adlandırılan ve tasarımı İTÜ bünyesinde yapılan hava aracıdır. MSK DİK İHA,

kavramsal tasarımı özgün bir tez kapsamında yapılmış olan sabit kanatlı dikey iniş kabiliyetine sahip insansız hava aracıdır.

MSK DİK İHA kavramsal tasarımı, Mehmet Ş. Kavsaoğlu' nun danışmanlığını yaptığı Günay Kahyaoğlu' nun lisans tez çalışmasında incelenmiştir.

4.2. MSK DİK İHA Genel Özellikleri ve Görev Profili

MSK DİK İHA, orta boyut sınıfında, 500m irtifada seyir uçuşu yapmak üzere tasarlanan, 3 kg paralı yük taşıma kapasitesine sahip sabit kanatlı dikey iniş kalkış yapabilen insansız hava aracıdır. Hava aracı 3 adet kanal içi pervaneli motor ile tahrik edilmektedir. Motorlardan ikisi kanat uçlarında kanal içinde olacak şekilde yerleştirilmiştir. Kanat ucundaki iki pervane motoru kanal ile birlikte kendi ekseninde 90° derece dönebilmektedir. Üçüncü motor arka gövde içerisinde kanal içine yerleştirilmiştir. Üçüncü motor kendi ekseninde dönmekle birlikte itme ve çekme yapabiliyor olarak ön görülmüştür. Bu kabul, uçağın denge koşullarının sağlanması için vazgeçilmez bir parametredir.



- 0-1 adımı dikey kalkış
- 1-2 adımı geçiş
- 2-3 tırmanma
- 3-4 uçuş
- 4-5 alçalma
- 5-6 geçiş
- 6-7 dikey iniş

Şekil 4.1: Görev Profili

Hava aracının kuyruk yapısı “Y” kuyruk yapısıdır ve alt dikmenin altında iniş takımlarına yardımcı olması amacı ile tekerlek yerleştirilmiştir. İniş takımları konvansiyonel üçlü iniş takımıdır. Ön iniş takımı ve kanat ucu iki iniş takımı mevcuttur.

Hava aracı, yaklaşık 10kg kalkış ağırlığındadır ve 3kg paralı yük taşıma kapasitelidir.

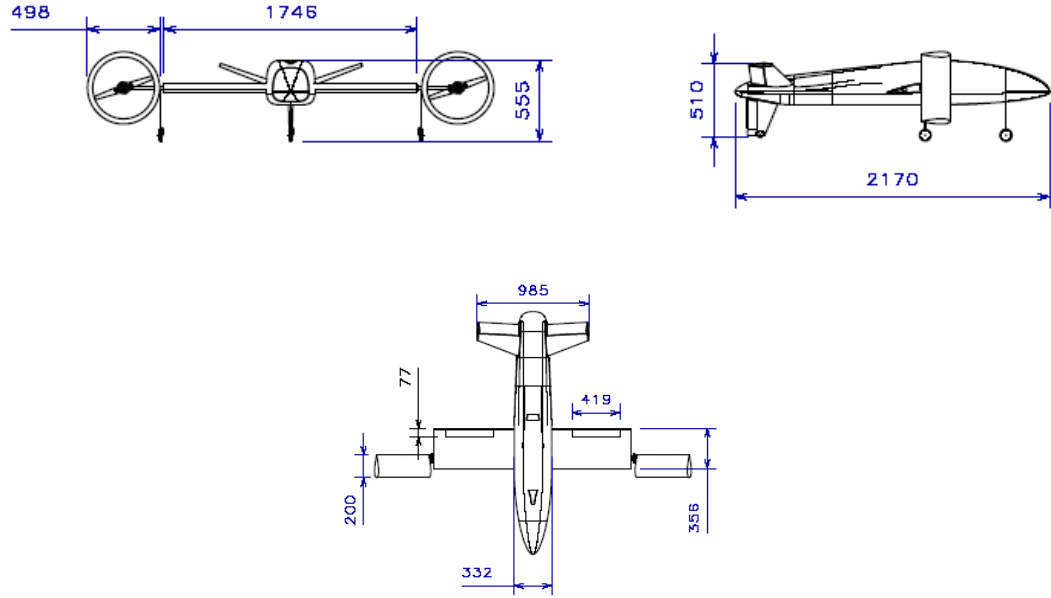
Hava aracının görev profili Şekil 4.1 de belirtilmiştir. Şekil 4.1 de tanımlanan uçuş adımları aşağıdaki gibidir;

Hava aracının, 500m de, 19m/sn ile seyir uçuşu yapması planlanmıştır.

4.3. MSK DİK İHA Geometrik Özellikleri

Şekil 4.2 de hava aracının üç görünüşü ve bazı geometrik ölçüleri gösterilmiştir.

MSK DİK İHA nın geometrik özellikleri Tablo 4.1 de özet olarak verilmiştir.



Şekil 4.2: MSK DİK İHA üç görünüşü (ön, sol yan, üst)

Tablo 4.1: MSK DİK İHA Geometrik özellikleri

Uzunluk	2170mm	
Kanat Açıklığı	2742mm	
Yükseklik	510mm	
Kanat Veter Boyu	360mm	
Kalkış ağırlığı	9,97kg	
Paralı yük ağırlığı	3kg	
Kanat profili	Eppler E432	
Kanat ok açısı	0 derece	
Kanat sivrilme oranı	1	
Kanat oturma açısı	4 derece	
Kanat dihedral açısı	0 derece	
Yatay – Dikey kuyruk profili	Eppler E521	
	Yatay Kuyruk	Dikey Kuyruk
Açıklık oranı	4	1,6
Sivrilik oranı	0,5	0,5

4.4. MSK DİK İHA Performans Özellikleri

4.4.1. Güç Yükleme

Güç yükleme, uçağın gücünün ağırlığına oranıdır. Uçak üzerinde kullanılan motor Fuji BT-64A 64cc Gaz Motorudur. Bu motor kavramsal tasarım evresinde seçilmiştir. Fuji BT-64A 64cc gaz motoru 9000 RPM de 5,7Hp lik bir güç sağlamaktadır.

Güç yükleme seçiminde kalkış durumu göz önünde tutulmuştur. Bu duruma göre belirlenen güç yükleme ($\frac{hp}{W}$) 0,512hp/kg olarak belirlenmiştir [5].

4.4.2. Kanat Yükleme

Kanat yükleme uçak ağırlığının kanat alanına oranıdır. Kanat yükleme tutunma kaybı hızına göre hesaplanmaktadır. Kavramsal tasarımda tutunma kaybı hızı 15m/sn olarak belirlenmiştir. Kavramsal tasarımda yapılan hesaplara göre kanat yükleme 285N/m² olarak hesaplanmıştır [5].

4.4.3. Diğer Performans Özellikleri

Diğer performans özellikleri özet bir tablo halinde Tablo 4.2 de verilmiştir.

Tablo 4.2: MSK DİK İHA ya ait bazı performans değerleri

$\frac{L}{D}_{max}$	10,12
V_{cr}	19m/sn
Havada kalış süresi (Sabit hız)	793dk
Havada kalış süresi (Sabit irtifa)	277dk
Azami menzil (Sabit hız)	295km
Azami menzil (Sabit irtifa)	275km

5. AERODİNAMİK İTKİ VE KÜTLE MODELLERİ

Şimdiye kadar incelenen bölümlerde, hava araçları için geliştirilmiş hareket denklemleri, geliştirilmiş hareket denklemlerinin çözümünde kullanılacak sayısal çözüm yaklaşımı ve tez kapsamında sayısal çözümlemesi yapılacak hava aracı genel özellikleri incelemeleri yapılmıştır.

Bu bölümde, sayısal çözümlemesi yapılacak olan MSK DİK İHA hava aracının, sayısal çözümleme için gerekli olan aerodinamik modeli, itki modeli, kütle modeli incelemeleri yapılmıştır.

Aerodinamik, itki ve kütle modelleri, Bölüm 2 de verilen geliştirilmiş hareket denklemlerinde yerlerine konularak, incelenecek hava aracı olan MSK DİK İHA'nın kendine özel hareket denklemleri elde edilmiş olacaktır.

Bu tez kapsamında, yukarıda belirtilen modellerin oluşturulması için gerekli sabitler (aerodinamik sabitler, itki sabitleri... gibi), AAA (Advanced Aircraft Analysis) [1] yazılımı kullanılarak çıkartılmıştır.

AAA Programında çıkarılan sabitler, bu bölüm altında, benzer uçaklar olarak sayabileceğimiz, Roskam Plane A Cessna 182 uçağı ve Özlem Armutçuoğlu'nun yüksek lisans tezinde incelediği sabit kanatlı dikey iniş kalkış yapabilen hava aracı [2] ile karşılaştırılmış ve tablo halinde özet olarak sunulmuştur.

5.1. Aerodinamik Modeli

Bölüm 2 verilen 6 adet hareket denklemi (5.1) denklemleri olarak verilmiştir.

$$\dot{U} = -QW + RV + \frac{1}{m}(F_{G_x} + F_{A_x} + F_{T_x}) \quad (5.1a)$$

$$\dot{V} = -RU + PW + \frac{1}{m}(F_{G_y} + F_{A_y} + F_{T_y}) \quad (5.1b)$$

$$\dot{W} = -PV + QU + \frac{1}{m}(F_{G_z} + F_{A_z} + F_{T_z}) \quad (5.1c)$$

$$\dot{P} = \frac{1}{I_{xx}} \left[-QR(I_{zz} - I_{yy}) + (\dot{R} + PQ)I_{xz} + L_A + L_T \right] \quad (5.1\text{ç})$$

$$\dot{Q} = \frac{1}{I_{yy}} \left[PR(I_{zz} - I_{xx}) - (P^2 - R^2)I_{xz} + M_A + M_T \right] \quad (5.1d)$$

$$\dot{R} = \frac{1}{I_{zz}} \left[-PQ(I_{yy} - I_{xx}) - (QR - \dot{P})I_{xz} + N_A + N_T \right] \quad (5.1e)$$

Bu denklemlerde F_{A_x} , F_{A_y} , F_{A_z} , L_A , M_A , N_A ifadeleri, MSK DİK İHA hava aracının aerodinamik modelinden elde edilecek X, Y, Z eksenleri kuvvet ve moment ifadeleridir.

Bu kuvvet ve momentlerin uygun şekilde belirlenebilmesi için hava aracı için aerodinamik modelinin oluşturulması gerekmektedir.

F_{A_x} , F_{A_y} , F_{A_z} , L_A , M_A , N_A ifadeleri şu şekilde tanımlanabilir.

$$F_{A_x} = L \sin \alpha - D \cos \alpha \quad (5.2)$$

Burada;

$$L = C_L q S_w \quad (5.3)$$

$$D = C_D q S_w \quad (5.4)$$

Denklem (5.3) ve (5.4) de

$$C_L = (C_{L_0} + C_{L_\alpha} \alpha + C_{L_{i_h}} i_h + C_{L_{\delta_e}} \delta_e) \quad (5.5)$$

$$C_D = (C_{D_0} + C_{D_\alpha} \alpha) \quad (5.6)$$

olarak tanımlanır.

(5.3), (5.4), (5.5) ve (5.6) Denklemleri (5.2) denkleminde yerine yazılacak olursa;

$$F_{A_x} = (C_{L_0} + C_{L_\alpha} \alpha + C_{L_{i_h}} i_h + C_{L_{\delta_e}} \delta_e) q S_w \sin \alpha - (C_{D_0} + C_{D_\alpha} \alpha) q S_w \cos \alpha \quad (5.7)$$

denklemini elde edilir. Elde edilen (5.7) denklemini X eksenli aerodinamik kuvvet denklemdir.

Benzer şekilde F_{A_z} ifadesinde çıkaracak olursak;

$$F_{A_z} = -L \cos \alpha - D \sin \alpha \quad (5.8)$$

L ve D ifadelerini, denklem (5.8) da yerine koyarsak

$$F_{A_z} = -(C_{L_0} + C_{L_\alpha} \alpha + C_{L_{i_h}} i_h + C_{L_{\delta_e}} \delta_e) q S_w \cos \alpha - (C_{D_0} + C_{D_\alpha} \alpha) q S_w \sin \alpha \quad (5.9)$$

Denklemi bulunur. Elde edilen (5.9) denklemi Z eksenini aerodinamik kuvvet denklemdir.

M_A ifadesi aerodinamik sebeplerden uçağın Y ekseninde oluşan yunuslama momenti ifadesidir.

$$M_A = C_m q S_w \bar{c}_w \quad (5.10)$$

Burada;

$$C_m = (C_{m_0} + C_{m_\alpha} \alpha + C_{m_{i_h}} i_h + C_{m_{\delta_e}} \delta_e) \quad (5.11)$$

(5.11) denklemi (5.10) denkleminde yerine yazılacak olursa;

$$M_A = (C_{m_0} + C_{m_\alpha} \alpha + C_{m_{i_h}} i_h + C_{m_{\delta_e}} \delta_e) q S_w \bar{c}_w \quad (5.12)$$

denklemi elde edilir. (5.8) denklemi uçağın Y ekseninde aerodinamik yunuslama momenti denklemdir.

F_{A_y} , L_A , N_A ifadeleri, yanal aerodinamik kuvvet ve momentlerdir. Bunlar sırası ile Y eksenini aerodinamik kuvveti, X eksenini aerodinamik momenti ve Z eksenini aerodinamik momentidir. Tez kapsamında, yanal kuvvet ve momentlerin 0 olduğu kabulü yapılmıştır. Bu nedenle F_{A_y} , L_A , N_A ifadeleri 0 dır.

5.2. İtki Modeli

İncelenen hava aracında toplam 3 adet pervaneli motor mevcuttur. Bu motorlardan ikisi kanat ucu kanal içine yerleştirilmiştir ve bu 2 motor kendi eksenini çevresinde 90 derece dönebilmektedirler. 3. motor arka gövde içine yerleştirilmiştir. Bu motor kendi ekseninde dönmemektedir.

Uçak üzerinde bulunan itki sistemleri kuvvet ve moment üretmektedirler. İtki sistemlerinden kaynaklanan kuvvet ve momentler, 6 adet hareket denkleminde F_{T_x} ,

F_{T_y} , F_{T_z} sırası ile X, Y, Z eksenleri itki sisteminden kaynaklı itki kuvvetleri; L_T , M_T , N_T sırası ile X, Y, Z eksenleri itkiden kaynaklı moment ifadeleridir.

İncelenen hava aracının sayısal çözümlemesinin yapılabilmesi için bu ifadelerin belirlenip hareket denklemlerinde yerlerine yazılmaları gerekir.

Uçağa, yanal kuvvet ve momentlerin etki etmediği kabulü yapılmıştır. Bu kabul doğrultusunda F_{T_y} , L_T , N_T ifadeleri 0 olacaktır.

F_{T_x} , F_{T_z} , M_T ifadeleri şu şekilde hesaplanabilir.

$$F_{T_x} = T_{12} \cos \phi_{12} + T_3 \cos \phi_3 \quad (5.13)$$

$$F_{T_z} = -T_{12} \sin \phi_{12} - T_3 \sin \phi_3 \quad (5.14)$$

dir. Burada ϕ_{12} ifadesi ön 2 motorun XY düzlemi ile yaptığı açıdır. ϕ_3 açısı da aynı şekilde 3. motorun XY düzlemi ile yaptığı açıdır. ϕ_3 açısı tüm uçuş durumları için 90 derece sabit olarak belirlenmiştir.

Bu tez kapsamında sabit itki modeli ve sabit beygir gücü olmak üzere iki farklı itki modeli için çözümleme yapılmıştır. Yapılan çözümlemelerin sonuçları Bölüm 7 de verilmiştir.

5.2.1. Sabit İtki Modeli

Sabit itki modelinde, itki (T) nin, hız ile değişmediği kabulü yapılmıştır. Bu kabul pervaneli motorlar için tam olarak doğru olmamakla birlikte, jet motorları için doğru olduğu söylenebilir. Bu durumda;

$$T_{12} = (\delta_{T1} + \delta_{T2}) * T_{12\max} \quad (5.15)$$

$$T_3 = \delta_{T3} * T_{3\max} \quad (5.16)$$

olarak ifade edilebilir. (5.15) denkleminde δ_{T1} , δ_{T2} , δ_{T3} ifadeleri 1., 2. ve 3. motor gaz kolu ayarlarıdır. $T_{12\max}$ ve $T_{3\max}$ ifadeleri azami itki değeridir.

(5.15), (5.16) denklemleri ve $\phi_3 = 90\text{derece}$ ifadeleri, (5.13) ve (5.14) denklemlerinde yerlerine yazılacak olursa;

$$F_{T_x} = (\delta_{T1} + \delta_{T2}) * T_{12\max} \cos\phi_{12} \quad (5.17)$$

$$F_{T_z} = -(\delta_{T1} + \delta_{T2}) * T_{12\max} \sin\phi_{12} - \delta_{T3} * T_{3\max} \sin\phi_3 \quad (5.18)$$

Denklemleri elde edilebilir. Bu iki denklem yapılan sayısal çözümlemede, itki kuvvet modeli denklemleridir.

M_T ifadesi, itki sisteminden ötürü Y ekseninde oluşan yunuslama momenti ifadesidir.

$$M_T = F_{T_x} Z_T - F_{T_z} X_T \quad (5.19)$$

Şeklinde tanımlanabilir

(5.19) denkleminde verilen Z_T , X_T ifadeleri itki sistemlerinin ağırlık merkezine (CG) olan Z eksenine ve X eksenine mesafeleridir.

Uçak üzerinde 1. ve 2. motorlar CG ye X ve Z eksenlerinde eşit mesafededir. 3. motorun CG ye mesafesi 1. ve 2. motordan farklıdır. Bu nedenle Z_T , X_T ifadeleri 1. ve 2. motor için Z_{T12} , X_{T12} ; 3. motor için, Z_{T3} , X_{T3} olarak ifade edilecektir.

Verilen bu bilgileri (5.17) denkleminde yerine yazacak olursak;

$$M_T = +(\delta_{T1} + \delta_{T2})T_{12\max} \cos\phi_{12}Z_{T12} - (\delta_{T1} + \delta_{T2})T_{12\max} \sin\phi_{12}X_{T12} - T_{3\max} \delta_{T3}X_{T3} \quad (5.20)$$

denklemini bulunur. Bulunan (5.20) denklemini, itki sisteminden kaynaklanan Y eksenine yunuslama moment denklemdir.

5.2.2. Sabit Beygir Gücü Modeli

Sabit beygir gücü modelinde, itkinin hıza bağlı olduğu durumdur. Bu durum pervaneli motorlar için daha doğru bir yaklaşımdır.

$$T_{12} = \frac{1}{V_\infty} \eta_P P_{\max} (\delta_{T1} + \delta_{T2}) \quad (5.21)$$

ifadesi itkinin hıza bağlı formülünü ifade etmektedir. Burada η_P pervane verimliliği; $P_{\max}$ azami beygircücünü ifade etmektedir.

Hıza bağlı itki ifadesi X, Z kuvvet denklemlerinde ve M_T moment denklemlerinde yerlerine konulursa;

$$F_{T_x} = \frac{1}{V_\infty} \eta_P P_{\max} (\delta_{T1} + \delta_{T2}) \cos \phi_{12} \quad (5.17)$$

$$F_{T_z} = -\frac{1}{V_\infty} \eta_P P_{\max} (\delta_{T1} + \delta_{T2}) \sin \phi_{12} - \delta_{T3} * T_{3\max} \sin \phi_3 \quad (5.18)$$

$$M_T = +(\delta_{T1} + \delta_{T2}) T_{12\max} \cos \phi_{12} Z_{T12} - (\delta_{T1} + \delta_{T2}) \frac{1}{V_\infty} \eta_P P_{\max} \sin \phi_{12} X_{T12} - T_{3\max} \delta_{T3} X_{T3} \quad (5.19)$$

Denklemleri bulunur.

Her iki tip itki modeli için yapılan zamana bağlı sayısal çözüm sonuçları Bölüm 7 de verilmiştir.

5.3. Kütle Modeli

Verilen 6 adet hareket denkleminde, uçağın ağırlık ve atalet momentleri ifadeleri yer almaktadır. Sayısal çözüm yapılabilmesi için bu bilgilerin elde edilmesi gerekir.

Hava aracının kalkış ağırlığı kavramsal tasarım evresinde hesaplanmış ve 98.6N (10.05kg) olarak bulunmuştur. Bunun yanında hareket denklemlerinde I_{xx} , I_{yy} , I_{zz} , I_{xz} ifadeleri mevcuttur.

I_{xz} uçağın çarpım atalet momentidir. I_{xx} X eksen, I_{yy} Y eksen ve I_{zz} Z eksen atalet momentleridir.

Bu tez kapsamında, atalet momenti hesaplanması CATIA CAD yazılımında yapılmıştır. Bu yazılımda, kavramsal tasarım sonucu yapılan CAD modeli üzerinde uçağın birebir malzeme sınıflandırması yapılarak, ağırlık, kütle merkezi ve atalet bilgilerine ulaşılmıştır.

5.4. Aerodinamik ve Boylamasına Kararlılık Sabitleri

İncelenen hava aracının sayısal çözümünün yapılabilmesi için, denklemlerde adı geçen aerodinamik ve boylamasına kararlılık sabitlerinin bulunması gerekmektedir. Bu tez kapsamında, bu sabitlerin bulunabilmesi için AAA (Advanced Aircraft Analysis) Yazılımı kullanılmıştır [1]. Yazılımda, MSK DİK İHA hava aracı

Tablo 5.1: MSK DİK İHA Aerodinamik sabitler

Aerodinamik Sabitler	Değerleri
C_{L_0}	0.3750
C_{L_α}	5.2472 rad ⁻¹
$C_{L_{\dot{\eta}}}$	1.3706 rad ⁻¹
$C_{L_{\delta_e}}$	0.0601 rad ⁻¹
C_{D_0}	0.0320
C_{D_α}	0,5326 rad ⁻¹

5.4.2. Boylamasına Kararlılık Sabitleri

Bu kısımda hava aracının kararlılık ve kontrol analizi için gerekli türevleri incelenmiştir. Aerodinamik sabitlerde olduğu gibi kararlılık ve kontrol türevleri AAA Yazılımı [1] kullanılarak belirlenmiştir.

Çıkarılan kararlılık ve kontrol türevleri anlamlı olması bakımından, benzer iki uçak ile karşılaştırılmalı olarak verilmiştir. Karşılaştırılma yapılan benzer uçaklar Roskam Plane A Cessna 182 uçağı [1] ve Özlem Armutçuoğlu' nun yüksek lisans tezinde incelediği sabit kanatlı dikey iniş kalkış yapabilen hava aracı [2] dır. Karşılaştırması yapılan kararlılık ve aerodinamik türevler tablosu, Tablo 5.2 de sunulmuştur. Tablodan da anlaşılacağı üzere, MSK DİK İHA hava aracı türevleri, Cessna 182 ve Özlem Armutçuoğlu DİK İHA hava araçları ile tutarlı sonuçlar sergilemektedir.

Tablo 5.2: MSK DİK İHA Aerodinamik ve kararlılık türevleri karşılaştırması

Parametre	Roskam AC Plane A Cessna 182	Özlem Armutçuoğlu DİK İHA	MSK DİK İHA
Referans Geometri			
S (m ²)	16,165	1,754	0,62
$\bar{c}$ (m)	1,2192	0,541	0,36
b (m)	10,973	3,24	1,76
Gövde(m)	8,53	3,71	2,17
CG yeri, (c cinsinden)	26,4	61	30
Nötral nokta, (c cinsinden)	???	82	39
Static Margin	???	21	9

Uçuş Bilgileri			
İrtifa, h (m)	1524	2000	500
Mach No, M	0,201	0,113	0,059
TAS, U1 (m/sec)	67,056	37,795	20
Dinamik Basınç, q (N/m2)	2374,86	1051,929	233,45
Hucüm açısı (deg)	0	-3,9	1,52
Kararlı Durum Sabitleri			
C_{L_1}	0,307	1,0381	0,6718
C_{D_1}	0,032	???	0,1750
$C_{T_{q_1}}$	0,032	???	0,2049
C_{m_1}	0	???	00,32
Boylamasına Sabitler ve Kararlılık Türevleri (SA, Boyutsuz)			
C_{D_0}	0,0270	0,041	0,0377
C_{D_u}	0	???	0
C_{D_α}	0,121	0,6016	0,5480
C_{L_0}	0	0,02	0,0024
C_{L_u}	4,41	4,591	5,3439
C_{L_α}	1,7	3,1662	4,1053
C_{L_q}	0,04	0,6134	0,2673
C_{m_0}	0	0,0084	0,0011
C_{m_u}	-0,613	-0,9545	-0,4262
C_{m_α}	-7,27	-11,278	-12,1978

Z – Kuvvet Denklemi

$$m(\dot{W} + PV - QU) = F_{G_z} + F_{A_z} + F_{T_z} \quad (6.1b)$$

Yunuslama – Moment Denklemi

$$\dot{Q} I_{yy} - PR(I_{zz} - I_{xx}) + (P^2 - R^2)I_{xz} = M_A + M_T \quad (6.1c)$$

Boylamasına hareket denklemlerinde, MSK DİK İHA üzerine uygulanan kuvvet ve momentleri yazarak, boylamasına hareket denklemlerini elde ederiz. Bu denklemlerde kuvvet ve moment ifadeleri için Bölüm 5 de elde edilen aerodinamik, itki ve kütle modelleri yerlerine konulursa;

X – Kuvvet Denklem

$$\begin{aligned} m(\dot{U} + QW - RV) = & -mg\sin\theta - (C_{D_0} + C_{D_\alpha}\alpha)qS_w\cos\alpha \\ & + (C_{L_0} + C_{L_\alpha}\alpha + C_{L_{i_h}}i_h + C_{L_{\delta_e}}\delta_e)qS_w\sin\alpha \\ & + (\delta_{T1} + \delta_{T2})T_{12}\cos\phi_{12} \end{aligned} \quad (6.2)$$

Z – Kuvvet Denklem

$$\begin{aligned} m(\dot{W} + PV - QU) = & mg\cos\theta - (C_{D_0} + C_{D_\alpha}\alpha)qS_w\sin\alpha \\ & - (C_{L_0} + C_{L_\alpha}\alpha + C_{L_{i_h}}i_h + C_{L_{\delta_e}}\delta_e)qS_w\cos\alpha \\ & - (\delta_{T1} + \delta_{T2})T_{12}\sin\phi_{12} - T_3\delta_{T3} \end{aligned} \quad (6.3)$$

Yunuslama – Moment Denklem

$$\begin{aligned} \dot{Q} I_{yy} + PR(I_{zz} - I_{xx}) - (P^2 - R^2)I_{xz} = & \\ (C_{m_0} + C_{m_\alpha}\alpha + C_{m_{i_h}}i_h + C_{m_{\delta_e}}\delta_e)qS_w\bar{c}_w & \\ + (\delta_{T1} + \delta_{T2})T_{12}\cos\phi_{12}Z_{T12} & \\ - (\delta_{T1} + \delta_{T2})T_{12}\delta_{T1}\sin\phi_{12}X_{T12} - T_3\delta_{T3}X_{T3} & \end{aligned} \quad (6.4)$$

şeklinde olacaktır.

Denklem (6.4) de ifade edilen uzunluk ifadeleri, mutlak uzunluklar olarak değerlendirilmiştir. Formüllerde kullanılan işaretlendirmede, uzunlukların mutlak uzunluk olması göz önünde bulundurulmuştur.

MSK DİK İHA için hareket denklemlerinin çıkarılmasında bazı kabuller yapılmıştır. Bu kabulleri sıralarsak;

- Ön motorların azami itki değerleri aynı olup, her iki motor için de azami itki ifadesi olarak T_{12} sembolü kullanılmıştır
- Ön motorlar, birbirinden bağımsız açısal hareket yapmadığı; her iki motorun da açısal hareketleri esnasında yatay düzlem ile yaptıkları açılar aynı olduğu kabulü yapılmıştır. Bu kabule dayanarak her iki motor için, motor eksen ve yatay arasında kalan açı ϕ_{12} olarak tanımlanmıştır.
- Ön motorlarda δ_{T1} ve δ_{T2} değerlerinin bağımsız olarak kontrol edilebileceği kabulü yapılmış ve denklemler buna göre düzenlenmiştir. δ_{T1} ve δ_{T2} değerleri denge incelemeleri esnasında eşit olarak ayarlandığı kabulü yapılmıştır.
- Ön motorların uyguladıkları moment hesaplamalarında, 1. ve 2. motor moment kollarının CG mesafesine göre eşit olduğu düşünülmüştür. Buna dayanarak denklemlerde basitleştirme amacı ile 1. ve 2. motor kuvvet kolu için Z_{T12} ortak sembolü kullanılmıştır. Aynı yaklaşım X_{T12} için de geçerlidir.

Yukarıdaki denklemlerin çıkarılmasında üçüncü motorun yatay eksen ile yaptığı açı (ϕ_3) 90° derecedir ve bu açı değişmemektedir. Üçüncü motorun gaz kolu ayarı (δ_{T3}) değişkendir.

6.3. MSK DİK İHA Boylamasına Denge İncelemesi

Kararlı bir uçuşta

$$\dot{U}, \dot{W}, \dot{Q}, P, Q, R = 0 \text{ dir.}$$

Buna göre boylamasına hareket denklemlerini düzenlersek,

(6.1a) Denklemi, x-kuvvet denklemi

$$\begin{aligned} 0 = & -mg\sin(\gamma + \alpha) - (C_{D_0} + C_{D_\alpha} \alpha)qS_w \cos \alpha \\ & + (C_{L_0} + C_{L_\alpha} \alpha + C_{L_{ih}} i_h + C_{L_{\delta_e}} \delta_e)qS_w \sin \alpha \\ & + (\delta_{T1} + \delta_{T2})T_{12} \cos \phi_{12} \end{aligned} \quad (6.5)$$

(6.1b) Denklemi, z-kuvvet denklemi

$$\begin{aligned}
0 = & mg \cos(\gamma + \alpha) - (C_{D_0} + C_{D_\alpha} \alpha) q S_w \sin \alpha \\
& - (C_{L_0} + C_{L_\alpha} \alpha + C_{L_{i_h}} i_h + C_{L_{\delta_e}} \delta_e) q S_w \cos \alpha \\
& - (\delta_{T1} + \delta_{T2}) T_{12} \sin \phi_{12} - T_3 \delta_{T3}
\end{aligned} \tag{6.6}$$

(6.1c) Denklemi, yunuslama moment denklemi

$$\begin{aligned}
0 = & (C_{m_0} + C_{m_\alpha} \alpha + C_{m_{i_h}} i_h + C_{m_{\delta_e}} \delta_e) q S_w \bar{c}_w \\
& + (\delta_{T1} + \delta_{T2}) T_{12} \cos \phi_{12} Z_{T12} \\
& - (\delta_{T1} + \delta_{T2}) T_{12} \sin \phi_{12} X_{T12} - T_3 \delta_{T3} X_{T3}
\end{aligned} \tag{6.7}$$

şeklinde olacaktır.

Yukarıdaki denklemlerden yola çıkarak seyir, askı ve geçiş durumları için denge analizi yapmak mümkündür.

6.3.1. Seyir Durumu Denge Analizi

(6.4), (6.5), (6.6) Denklemlerinde

$$q = \frac{1}{2} \rho V_\infty^2 \tag{6.8}$$

dinamik basınç denklemidir.

V_∞ , γ ve $\dot{I}_h$ değerleri uçağın performans ve geometrik özelliklerinde tanımlanmıştır. δ_{T1} , δ_{T2} , α ve δ_e seyir durumu için aranan denge değerleridir

Seyir durumu denge durumu için aşağıdaki kabulleri yapmak mümkündür.

- On motor açıları 0 derece, arka motor açısı 90 derecedir. ($\phi_{12} = 0'$, $\phi_3 = 90'$)
- Seyir durumunda arka motor çalışmamaktadır. ($\delta_{T3} = 0$)
- δ_{T1} , δ_{T2} bilinmeyenleri X-Kuvvet denkleminde baskın kontrol türevleridir.
- α bilinmeyi Z-Kuvvet denkleminde baskın kontrol türevidir.
- δ_e bilinmeyi M-Yunuslama Moment denkleminde baskın türevidir.

X-Kuvvet denkleminden δ_{T1} ve δ_{T2} çözülecek olursa;

$$(\delta_{T1} + \delta_{T2}) = \frac{\begin{pmatrix} mg \sin \theta + (C_{D0} + C_{D\alpha} \alpha) q S_w \cos \alpha \\ -(C_{L0} + C_{L\alpha} \alpha + C_{Lih} i_h + C_{L\delta_e} \delta_e) q S_w \sin \alpha \end{pmatrix}}{T_{12} \cos \phi_{12}} \quad (6.9)$$

Seyir durumu denge analizinde

$$\delta_{T1} = \delta_{T2} = \frac{(\delta_{T1} + \delta_{T2})}{2} \quad (6.10)$$

yazılarak δ_{T1} , δ_{T2} değerlerine ulaşılabilir.

Z-Kuvvet denkleminde α çözülecek olursa;

$$\alpha = \frac{\begin{pmatrix} mg \cos \theta - C_{D0} q S_w \sin \alpha \\ -(C_{L0} + C_{Lih} i_h + C_{L\delta_e} \delta_e) q S_w \cos \alpha \\ -(\delta_{T1} + \delta_{T2}) T_{12} \sin \phi_{12} - T_3 \delta_{T3} \end{pmatrix}}{(C_{D\alpha} q S_w \sin \alpha + C_{L\alpha} \cos \alpha) q S_w} \quad (6.11)$$

M-Yunuslama Moment denkleminde δ_e çözümlürse;

$$\delta_e = \frac{\begin{pmatrix} -(C_{m0} + C_{m\alpha} \alpha + C_{mih} i_h) q S_w \bar{c}_w \\ -(\delta_{T1} + \delta_{T2}) T_{12} \cos \phi_{12} Z_{T12} \\ +(\delta_{T1} + \delta_{T2}) T_{12} \sin \phi_{12} X_{T12} + T_3 \delta_{T3} X_{T3} \end{pmatrix}}{C_{m\delta_e} q S_w \bar{c}_w} \quad (6.12)$$

yazılabilir.

(6.9), (6.11), (6.12) denklemlerinde görüldüğü gibi, bilinmeyen δ_{T1} , δ_{T2} , α ve δ_e parametreleri tüm denklemler içinde yer almaktadır. Bu parametrelerin bulunabilmesi için Gauss Seidel iterasyon [3] yöntemi kullanılmıştır.

Gauss Siedel iterasyon yöntemi için FORTRAN programlama dilinde kod yazılmış ve seyir durumu için yukarıda adı geçen bilinmeyenler çözdürülmüştür. Buna göre seyir durumu için elde edilen δ_{T1} , δ_{T2} , α ve δ_e değerleri Tablo 6.1 de verilmiştir.

Tablo 6.1: δ_{T1} , δ_{T2} , α ve δ_e seyir durumu denge değerleri

δ_{T1}	δ_{T2}	α (Derece)	δ_e (Derece)
0.047630	0.047630	4.369391	0.014519

6.3.2. Askı Durumu Denge Analizi

Askı durumunda uçağa uygulanan bileşke kuvvetlerin tamamı sıfırdır. Askı durumunda motor kuvvetleri X ve Z eksen bileşenleri ile uçağın ağırlığının X ve Z eksen bileşenleri dengelenecektir. Ayrıca uçağa X ve Y yönlerinde etki eden aerodinamik kuvvet bileşenleri sıfırdır. Uçak askı durumundan seyir durumuna geçişinde sabit bir oryantasyonda olması istenecektir. Bu oryantasyonun belirlenmesi için; uçağın seyir durumunda belli bir hücum açısı ile hareket etmesinden yola çıkarak, uçağın askı durumunda yata eksen ile seyir durumu hücum açısı kadar bir açı ile pozisyonlandığı düşünölebilir. Yani uçağın askı durumunda gövde X eksen ile yatay eksen arasında, seyir durumu hücum açısı kadar bir açı bulunmaktadır.

Kanat ucunda bulunan 1. ve 2. motorların oryantasyonu, uçağın oryantasyonu nedeni ile 90 dereceden farklı olacaktır. Uçağın oryantasyonu nedeniyle ağırlığın tamamı Z eksen üzerinde olmayıp X ve Z eksenlerine dağılacaktır. Bu dağılıma göre motorların askı durumu için oturma açısı hesaplanabilecektir.

Denklem (6.5), (6.6), (6.7) da, yukarıdaki durumları yerlerine koyarsak askı durumu için denge denklemlerini elde etmiş oluruz. Buna göre;

X-Kuvvet denklemi;

$$0 = -mg\sin\theta + (\delta_{T1} + \delta_{T2})T_{12}\cos\phi_{12} \quad (6.13)$$

Z-Kuvvet denklemi;

$$0 = mg\cos\theta - (\delta_{T1} + \delta_{T2})T_{12}\sin\phi_{12} - T_3\delta_{T3} \quad (6.14)$$

M-Moment denklemi;

$$0 = (\delta_{T1} + \delta_{T2})T_{12}\cos\phi_{12}Z_{T12} - (\delta_{T1} + \delta_{T2})T_{12}\sin\phi_{12}X_{T12} - T_3\delta_{T3}X_{T3} \quad (6.15)$$

yazılabilir.

Yukarıdaki denklemlerin çözümlenebilmesi için X ve Z yönlerinde ki kuvvet bileşenlerinin incelenmesi gerekmektedir.

$$(\delta_{T1} + \delta_{T2})\sin\phi_{12} = (\delta_{T1} + \delta_{T2})_Z \quad (6.16a)$$

$$(\delta_{T1} + \delta_{T2})\cos\phi_{12} = (\delta_{T1} + \delta_{T2})_X \quad (6.16b)$$

Şeklinde yazabiliriz. Bu ifadeleri, denklem (6.13), (6.14) ve (6.14) de yerine koyarsak,

X- Kuvvet denklemi

$$0 = -mg\sin\theta + (\delta_{T1} + \delta_{T2})_X T_{12} \quad (6.17)$$

Z- Kuvvet denklemi

$$0 = mg\cos\theta - (\delta_{T1} + \delta_{T2})_Z T_{12} - T_3\delta_{T3} \quad (6.18)$$

M- Moment denklemi

$$0 = (\delta_{T1} + \delta_{T2})_X T_{12} Z_{T12} - (\delta_{T1} + \delta_{T2})_Z T_{12} X_{T12} - T_3\delta_{T3} X_{T3} \quad (6.19)$$

denklemlerini buluruz. Bu denklemleri ortak çözersek;

$$(\delta_{T1} + \delta_{T2})_X = \frac{mg\sin\theta}{T_{12}} \quad (6.20)$$

$$(\delta_{T1} + \delta_{T2})_Z = \frac{mg\cos\theta - \frac{(\delta_{T1} + \delta_{T2})_X T_{12} Z_{T12}}{X_{T3}}}{T_{12} \left(1 - \frac{X_{T12}}{X_{T3}} \right)} \quad (6.21)$$

$$\delta_{T3} = \frac{T_{12}(\delta_{T1} + \delta_{T2})_X Z_{T12}}{T_3 X_{T3}} - \frac{T_{12}(\delta_{T1} + \delta_{T2})_Z X_{T12}}{T_3 X_{T3}} \quad (6.22)$$

Denklemlerini elde edebiliriz.

$$(\delta_{T1} + \delta_{T2}) = \sqrt{(\delta_{T1} + \delta_{T2})_Z^2 + (\delta_{T1} + \delta_{T2})_X^2} \quad (6.23)$$

1. ve 2. motor açıları için;

$$\phi_{12} = \arctan\left(\frac{(\delta_{T1} + \delta_{T2})_Z}{(\delta_{T1} + \delta_{T2})_X}\right) \quad (6.24)$$

ifadesini kullanabiliriz.

(6.17), (6.18), (6.19) denklemlerinin çözülmesi için yine FORTRAN programla dilinde kod yazılmıştır. Bu program ile elde edilen çözümler Tablo 6.2 de verilmiştir.

Tablo 6.2: Askı durumu için δ_{T1} , δ_{T2} , δ_{T3} ve ϕ_{12} değerleri

δ_{T1}	δ_{T2}	δ_{T3}	ϕ_{12} (Derece)
0.53982	0.53982	-0.28727	86.18822

6.3.3. Geçiş Durumu Denge Analizi

Geçiş durumu, uçağın askı durumundan seyir durumuna geçişi esnasındaki dönemdir. Geçiş durumu statik bir durum olmayıp dinamik bir durumdur. Uçak askı durumundan seyir duruma geçerken hızı sıfırdan seyir hızına ulaşacaktır.

Geçiş durumunda uçağın hızının düşük olduğu dönemde, baskın kontrol kuvvetleri yer çekimi ve motor kuvvetleri; uçağın hızı yükseldikçe de baskın kontrol kuvvetleri aerodinamik kuvvetler olacaktır. Geçiş durumunda söz konusu olan bu kuvvetler dengesi, hesaplamalarda göze alınmıştır. Buna göre; denklemlerin oluşturulmasında, motor kuvvetleri-yerçekimi kuvvetleri ve aerodinamik kuvvet bileşenleri, geçiş rejiminin belirli evrelerinde ağırlık oranına göre hesaplanmıştır.

Geçiş durumu denge hesaplamalarının yapılmasında izlenen yöntem şu şekilde tanımlanabilir;

Geçiş durumu denge istasyonları olarak uçağın her 0.1m/sn lik hız artışı adımları alınmıştır. Diğer bir deyişle 0.1m/sn, 0.2m/sn...19.8m/sn,19.9m/sn adımları birer istasyon olarak belirlenmiştir. Her bir istasyonda gövde eksenine göre X ve Z eksenlerindeki kuvvet bileşenleri 0 olması gerekmektedir. Buna göre (6.4), (6.5), (6.6) denklemleri geçiş durumuna göre düzenlenmiştir. Ayrıca geçiş durumu için bu denklemlerin düzenlenmesinde yunuslama momenti hesaplamasına aerodinamik ve motor kuvvetleri arasında bir ağırlık oranı uygulaması eklenmiştir. Askı durumu için bilinmeyen parametreler; $\delta_e - \delta_{T1} - \delta_{T2} - \delta_{T3}$ $\phi_1 - \phi_2 - \phi_3$ ve α 'dır. Denge denklemleri 3 adet olduğu için bu parametrelerin 3 e indirgenmesi gerekmektedir. Bu indirgenmenin yapılabilmesi için aşağıda tanımlanan bir dizi kabuller yapılmıştır.

Geçiş Durumu Denge Analizi Hesaplamaları için Yapılan Kabuller:

- $\delta_e - \delta_{T1} - \delta_{T2} - \delta_{T3}$ değerleri için başlangıç değerleri olarak, askı durumunda bulunan denge değerleri kabul edilmiştir.

- $\delta_{T1} = \delta_{T2} = \frac{(\delta_{T1} + \delta_{T2})}{2}$ kabulü yapılmıştır.
- Askı durumunda olduğu gibi uçağın geçiş durumunda oryantasyonun değişmediği kabulü yapılmıştır. Hazırlanan çözüm kodu buna göre ayarlanmıştır.
- $\delta_e - \delta_{T3}$ Arasında ana motor açılarının değişimine göre bir ağırlık oranı olduğu kabulü yapılmıştır. Uçağın askı durumunda başlangıç anında δ_e nin moment üzerinde ağırlık oranı %0 ve δ_{T3} ün moment üzerinde ağırlık oranı %100 olarak kabul edilmiştir. δ_{T3} ve δ_e arasında belirtilen bu oran, uçak ön motor açıları değiştikçe azalarak, moment üzerinde δ_{T3} ve δ_e ün lineer bir dengesi kurulmuştur. Uçak tam seyir durumuna geldiğinde δ_e nin moment üzerinde ağırlık oranı %100 ve δ_{T3} ün moment üzerinde ağırlık oranı %0 olacak şekilde düşünülmüştür.
- Bu kabullere ek olarak uçağın fiziksel kabiliyetleri nedeni ile elevatör açısı (δ_e) değeri için $\pm 12^\circ$ arasında olma zorlaması öngörülmüş ve program hesaplamaları bu zorlamaya göre yapılmıştır.

Yukarı yapılan kabuller sonucunda $\phi_1 - \phi_2 - \phi_3, \delta_e - \delta_{T1} - \delta_{T2} - \delta_{T3}, \alpha$ olmak üzere 8 adet bilinmeyen terimi, $\delta_e - \delta_{T1} - \delta_{T2} - \delta_{T3}$ olmak üzere 4 bilinmeyene indirilmiştir. $\delta_{T1} - \delta_{T2}$ arasındaki bağıntı sayesinde bu 4 bilinmeyen 3 adet denklem ile çözülebilmektedir.

Denge denklemlerinin çözümlenmesinde askı denge durumunda olduğu gibi uçağın her istasyonda X ve Z gövde eksenli kuvvetlerinin bileşenlerinin sıfır olması durumu kullanılmıştır.

X-Kuvvet Denkleminden $(\delta_{T1} + \delta_{T2})_X$ değerlerini çözecek olursak

$$\begin{aligned}
0 = & -mg \sin \theta - (C_{D_0} + C_{D_\alpha} \alpha) q S_w \cos \alpha \\
& + (C_{L_0} + C_{L_\alpha} \alpha + C_{L_{ih}} i_h + C_{L_{\delta_e}} \delta_e) q S_w \sin \alpha \\
& + (\delta_{T1} + \delta_{T2}) T_{12} \cos \phi_{12}
\end{aligned} \tag{6.25}$$

$$(\delta_{T1} + \delta_{T2})_X = \frac{mg \sin \theta + (C_{D0} + C_{D\alpha} \alpha) q S_w \cos \alpha - (C_{L0} + C_{L\alpha} \alpha + C_{Lih} i_h + C_{L\delta_e} \delta_e) q S_w \sin \alpha}{T_{12}} \quad (6.26)$$

Z-Kuvvet Denkleminde $(\delta_{T1} + \delta_{T2})_Z$ değerlerini çözecek olursak

$$(\delta_{T1} + \delta_{T2})_Z T_{12} = mg \cos \theta - (C_{D0} + C_{D\alpha} \alpha) q S_w \sin \alpha - (C_{L0} + C_{L\alpha} \alpha + C_{Lih} i_h + C_{L\delta_e} \delta_e) q S_w \cos \alpha - T_3 \delta_{T3} \quad (6.27)$$

$$(\delta_{T1} + \delta_{T2})_Z = \frac{mg \cos \theta - (C_{D0} + C_{D\alpha} \alpha) q S_w \sin \alpha - (C_{L0} + C_{L\alpha} \alpha + C_{Lih} i_h + C_{L\delta_e} \delta_e) q S_w \cos \alpha - T_3 \delta_{T3}}{T_{12}} \quad (6.28)$$

M-Moment Denkleminde δ_e ve δ_{T3} değerlerini çözecek olursak;

M-Moment Denkleminde; baskın kontrol türevleri; $\delta_e - \delta_{T3}$ dür. Bu iki türev geçiş durumu rejinde, birbirlerine oranla farklı ağırlık oranlarında baskın olmaktadır. $\delta_e - \delta_{T3}$ Bu iki türevin aralarındaki oranı kabuller başlığında lineer olarak tanımlamıştık. Buna göre uçağın askı durumuna yakın olduğu dönemde δ_e türevi, δ_{T3} türevine göre daha az baskın olacaktır.

$\delta_e - \delta_{T3}$ Türevleri arasında kurulan lineer ilişkiye göre moment denklemini;

$$0 = (C_{m0} + C_{m\alpha} \alpha + C_{mih} i_h + C_{m\delta_e} \delta_e) q S_w \bar{c}_w + (\delta_{T1} + \delta_{T2}) T_{12} \cos \phi_{12} Z_{T12} - (\delta_{T1} + \delta_{T2}) T_{12} \sin \phi_{12} X_{T12} - T_3 \delta_{T3} X_{T3} \quad (6.29)$$

$$C_{m\delta_e} \delta_e q S_w \bar{c}_w - T_3 \delta_{T3} X_{T3} = T_{12} (\delta_{T1} + \delta_{T2})_Z X_{T12} - (\delta_{T1} + \delta_{T2})_X T_{12} Z_{T12} - (C_{m0} + C_{m\alpha} \alpha + C_{mih} i_h) q S_w \bar{c}_w \quad (6.30)$$

şeklinde yazabiliriz.

Bu denge denklemine “Ağırlık Oranını” ekleyerek $\delta_e - \delta_{T3}$ bilinmeyenleri için aşağıdaki denklemleri elde ederiz.

$$\delta_{T3} = -AO \frac{(\delta_{T1} + \delta_{T2})_Z T_{12} X_{T12} - (\delta_{T1} + \delta_{T2})_X T_{12} Z_{T12} - (C_{m_0} + C_{m_\alpha} \alpha + C_{m_{ih}} i_h) q S_w \bar{c}_w}{T_3 X_{T3}} \quad (6.31)$$

$$\delta_e = (1 - AO) \frac{(\delta_{T1} + \delta_{T2})_Z T_{12} X_{T12} - (\delta_{T1} + \delta_{T2})_X T_{12} Z_{T12} - (C_{m_0} + C_{m_\alpha} \alpha + C_{m_{ih}} i_h) q S_w \bar{c}_w}{C_{m_{\delta_e}} q S_w \bar{c}_w} \quad (6.32)$$

1. ve 2. motor açılarının hesaplanmasında, her istasyon için askı denge durumuna yapıldığı gibi;

$$(\delta_{T1} + \delta_{T2}) = \sqrt{(\delta_{T1} + \delta_{T2})_Z^2 + (\delta_{T1} + \delta_{T2})_X^2} \quad (6.33)$$

olacaktır.

1. ve 2. motor açıları için;

$$\phi_{12} = \arctan \left(\frac{(\delta_{T1} + \delta_{T2})_Z}{(\delta_{T1} + \delta_{T2})_X} \right) \quad (6.34)$$

formüllerini kullanmak mümkündür.

Bu denklemler, serbest akım hızının her 0.1m/sn lik değişiminde hesaplanırsa tablo 6.3 de verilen sonuçlar bulunur. Tablo 6.3 de hesaplanan değerlerin bir kısmı verilmiştir.

Tablo 6.3: V_∞ , ϕ_{12} , δ_{T1} , δ_{T2} , δ_{T3} , δ_e ve $\delta_e - \delta_{T3}$ bazı değerleri

V_∞	ϕ_{12} (Derece)	δ_{T1}	δ_{T2}	δ_{T3}	δ_e (Derece)	$\delta_e - \delta_{T3}$ Ağırlık Oranı
0,1	86,18808	0,539803	0,539803	-0,287248	0	100
0,2	86,187683	0,539761	0,539761	-0,287215	-10,003705	99,994034
0,3	86,187012	0,539688	0,539688	-0,287152	-9,999399	99,98658
0,4	86,186073	0,539585	0,539585	-0,287064	-9,997039	99,976143
0,5	86,184868	0,539454	0,539454	-0,286953	-9,99667	99,962715
.	.	.	.	.	.	.
.	.	.	.	.	.	.
.	.	.	.	.	.	.
19,3	33,892788	0,056437	0,056437	-0,000672	-1,011042	4
19,4	29,709574	0,054073	0,054073	-0,000501	-0,856531	3,5

19,5	25,151655	0,052014	0,052014	-0,000354	-0,703001	3
19,6	20,23189	0,050305	0,050305	-0,000232	-0,550439	2,5
19,7	14,986466	0,048987	0,048987	-0,000135	-0,39883	2
19,8	9,477788	0,048097	0,048097	-0,000063	-0,24816	1,5
19,9	3,793567	0,047666	0,047666	-0,000017	-0,098415	1

7. HAVA ARACI BENZETİM ÇALIŞMASI VE SAYISAL ÇÖZÜM SONUÇLARI

Bu bölümde, MSK DİK İHA hava aracının dinamik denklemlerinin, sabit itki modeli ve sabit beygir gücü modeli olmak üzere iki şekilde sayısal çözümü ve benzetim çalışmaları anlatılmıştır. Uygulanan sayısal çözüm yöntemi ve geliştirilen FORTRAN kodu Bölüm 3 de anlatılmıştı. Bu bölümde üç uçuş durumu (askı, geçiş ve seyir) için geliştirilen FSIM Programı ile yapılan çözümler belirtilmiştir. FSIM Programı, her üç uçuş durumu için koşturulmuş ve hava aracının uçuş durumları incelenmiştir. Ayrıca hava aracının kontrol türevlerinde yapılan değişikliklere, uçağın, bu değişikliklere nasıl cevap verdiği program sonuçlarında incelenmiştir. Elde edilen sonuçlar bölüm sonunda verilmiştir.

7.1. Benzetim Çalışması

Tez kapsamında yapılan benzetim çalışması, genel anlamda akla ilk gelen benzetim programları veya benzetim oyunları gibi algılanmamalıdır. Bu tez kapsamında yapılan çalışmada, Bölüm 2 de çıkarılan genelleştirilmiş hareket denklemlerinin, sayısal çözümü zamana bağlı olarak yapılmış ve uçağın zamana bağlı hareket değerleri belirlenmiştir. Hava aracının kontrol türevlerinde, belirli zaman aralıkları için değişimler yapılmış ve hava aracının kontrol türevleri değişimlerine göre, 12 parametrenin değişimleri zamana bağlı olarak çözülmüştür. 12 adet uçuş karakteristik parametresinin zamana bağlı değişimleri, geliştirilen FORTRAN kodu sayesinde, bir dosya içerisinde kaydedilmiştir. Bu değerlerin grafik olarak yansıtılması sonucu hava aracının hareketi saptana bilmektedir.

Bölüm 3 de belirtildiği üzere, hava aracının benzetim çalışması için bir başlangıç durumu belirlenmesi gerekmektedir. Bu başlangıç durumu her hangi bir kararlı durum zamanı olarak alınabilir [10].

Bu tez kapsamında 3 uçuş durumu olan askı, geçiş ve seyir için benzetim çalışması yapılmıştır. Bu uçuş rejimlerinin her biri için, kendi kararlı durum safhası başlangıç durumu olarak tanımlanmıştır.

Bölüm 2 de verilen 12 adet adi diferansiyel denklemde, MSK DİK İHA için belirlenen aerodinamik, itki, kütle modelleri ve bunlara bağlı sabitler girildikten sonra, geliştirilen FSIM Programında çözümleme yapılmıştır. Verilen 12 adet hareket denklemi, uçağın lineer hız, açısal hız, Euler açıları durumu ve pozisyon durumu türev denklemlerinden oluşmaktadır. Bu denklemler 4. Mertebeden Runge-Kutta [7] yöntemi ile belirlenen zaman aralığında çözümlenmiştir. 4. Mertebeden Runge-Kutta sayısal çözümünde, türev fonksiyonu verilen bir denklemin, sayısal yaklaşıklıkla entegrali alınmaktadır.

12 adet diferansiyel denklemin çözümünde Tablo 7.1 de verilen değişkenlerin belirli zaman adımlarındaki değerleri hesaplanmıştır. Bu değişkenlerin hesaplanan değerleri ayrı bir dosya altında tutulduktan sonra grafiksel olarak incelenebilmektedir.

Tablo 7.1: Sayısal çözümü yapılan 12 değişken

U:	X eksenli hız bileşeni
V:	Y eksenli hız bileşeni
W:	Z eksenli hız bileşeni
P:	X eksenli açısal hızı
Q:	Y eksenli açısal hızı
R:	Z eksenli açısal hızı
ϕ :	Euler açısı (x eksenli)
θ :	Euler açısı (y eksenli)
ψ :	Euler açısı (z eksenli)
xe:	Uçağın yer eksenine göre (dünya merkezi) X pozisyonu
ye:	Uçağın yer eksenine göre (dünya merkezi) Y pozisyonu
ze:	Uçağın yer eksenine göre (dünya merkezi) Z pozisyonu

Geliştirilen bilgisayar programında, kontrol türevleri olan, elevatör açısı (δ_e), birinci, ikinci ve üçüncü motor gaz kolu ayarları (δ_{T1} , δ_{T2} , δ_{T3}) uçuş karakterini incelemek üzere değiştirilmiş ve hava aracının bu değişikliklere tepkisi incelenmiştir. Hava aracının tepkisi, hareket denklemlerindeki parametrelerin zaman içerisinde gösterdikleri değişim seyir, askı ve geçiş durumları için grafiksel olarak tanımlanmıştır.

Sayısal çözüm yaklaşımı sabit itki modeli ve sabit beygir gücü modeli olmak üzere iki farklı itki modellemesi olarak yapılmıştır.

7.2. Sabit İtki Modeli Sayısal Çözüm ve Benzetim Sonuçları

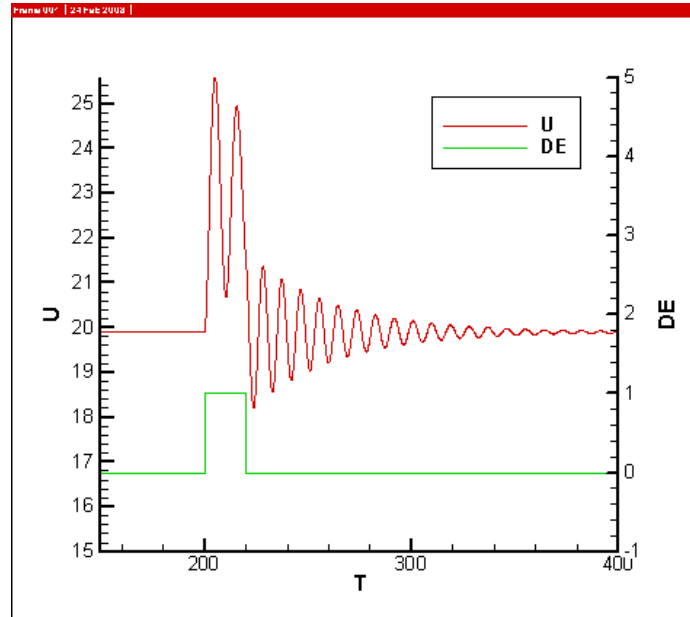
Sabit itki modeli çalışmasında, itkinin hıza göre değişmediği kabulü yapılarak çözümlene yapılmıştır. Sabit itki modeli için, MSK DİK İHA hava aracının askı durumu, geçiş durumu ve seyir durumu uzunlama dinamik hareket karakteristikleri bulunmuştur.

7.2.1. Seyir Durumu Benzetim Çalışması

Seyir durumu incelemesinde, başlangıç durumu olarak seyir durumu denge değerleri alınmıştır.

Seyir durumu çalışmasında, $t=t_1$ den $t=t_n$ ' e kadar olan zaman aralığında uzunlama kontrol parametreleri olan, elevatör açısı (δ_e) belirli oranda değiştirilmiştir.

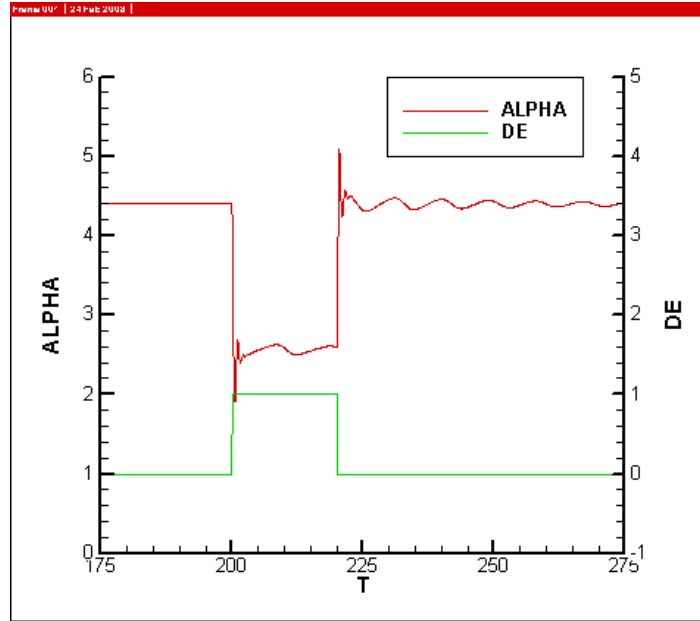
$t=t_1$ anında elevatör açısında (δ_e) 20 sn boyunca 1 derecelik değişiklik yapılmış ve uçağın yatay hız bileşeninin zamana göre değişimi Şekil 7.1 de verilmiştir. Uçak bozuntu anına kadar, normal seyir uçuşuna devam etmektedir.



Şekil 7.1: Sabit itki seyir durumu U-DE-t grafiği

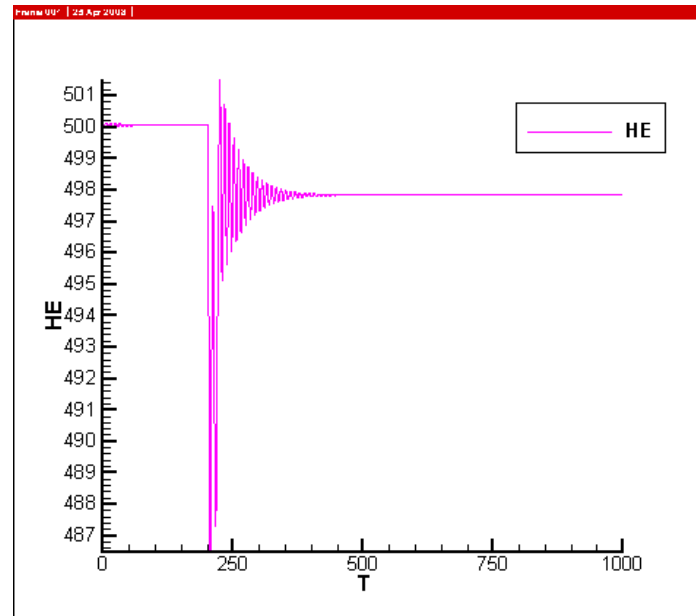
$t=t_1$ anında elevatör açısında yapılan değişiklik sonucunda U hızı değişimi göstermiştir. $t=t_2$ anında elevatör açısı denge değerine tekrar çekilmiştir. Elevatör açısı denge değerine çekildikten sonra uçak kararlı uçuş değerlerine geri dönmüştür. Şekil 7.2 de, uçak hücum açısı (α) ve elevatör açısı arasındaki değişimin zamana

göre grafiği verilmiştir. Hücüm açısı hareketi de U hız bileşenine benzer şekilde elevatör açısının denge pozisyonuna çekilmesi ile kararlı uçuş değerine dönmektedir.



Şekil 7.2: Sabit itki seyir durumu ALPHA-DE-t grafiği

Seyir durumunda uçağın irtifası da yapılan elevatör açısı değişikliği nedeni ile değişmiştir. Bu değişim Şekil 7.3 de gösterilmiştir.



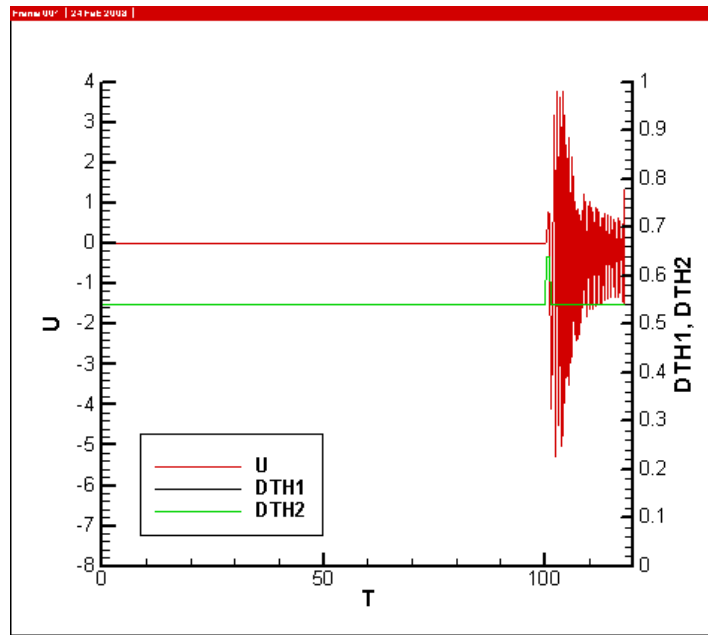
Şekil 7.3: Sabit itki seyir durumu irtifa-t grafiği

7.2.2. Askı Durumu Benzetim Çalışması

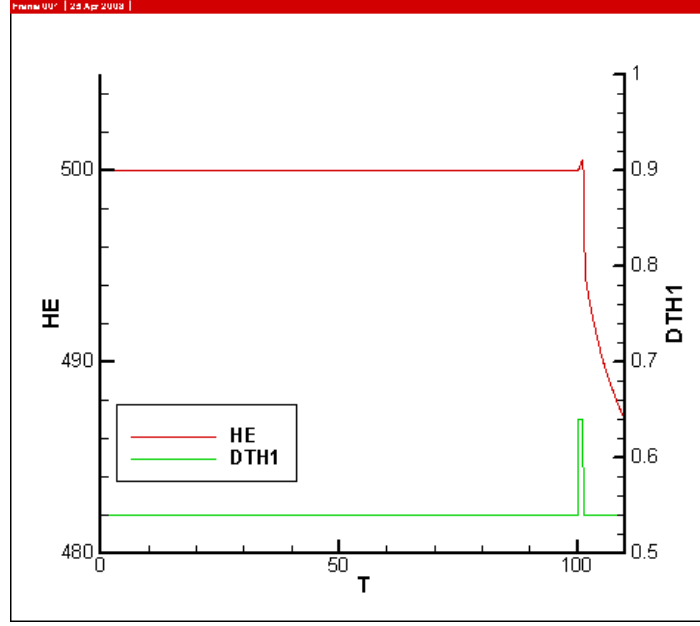
Askı durumu incelemesinde, başlangıç durumu olarak denge değerleri alınmıştır. $t=t_1$ anında 1. ve 2. motor gaz ayarında (δ_{T12}), 1 sn için 0.1 birimlik değişiklik yapılmış ve 1 sn sonra gaz ayarları denge değerlerine çekilmiştir.

Yapılan bu değişiklik sonrasında uçağın denge değerlerinden saptığı ve tekrar askı uçuş rejimine dönmeyip, kararsız bir halde hareket ettiği görülmüştür. Verilen gaz ayarındaki bozuntu sonrasında hava aracının askı durumunda uzunlama olarak kararsız olduğu saptanmıştır. Şekil 7.4 de verilen grafikte, 1. ve 2. motor gaz kollarında (δ_{T1} , δ_{T2}) yapılan değişiklik ile yatay hız bileşenin (U) zamana (t) göre değişimi gösterilmiştir.

Askı durumunda verilen bir bozunmaya karşı, uçağın kararsız bir dengede olduğu Şekil 7.4 daki hız-zaman grafiğinden görülmektedir. Bunun yanında uçak, bu kararsız durum karşısında hava da tutunamamaktadır. Askı durumu için uçağın irtifa zaman grafiği Şekil 7.5 de verilmiştir. Şekil 7.5 de görüldüğü üzere uçak havada asılı duramayıp irtifa kaybetmektedir.



Şekil 7.4: Sabit itki askı durumu U, δ_{T1} , δ_{T2} -t grafiği



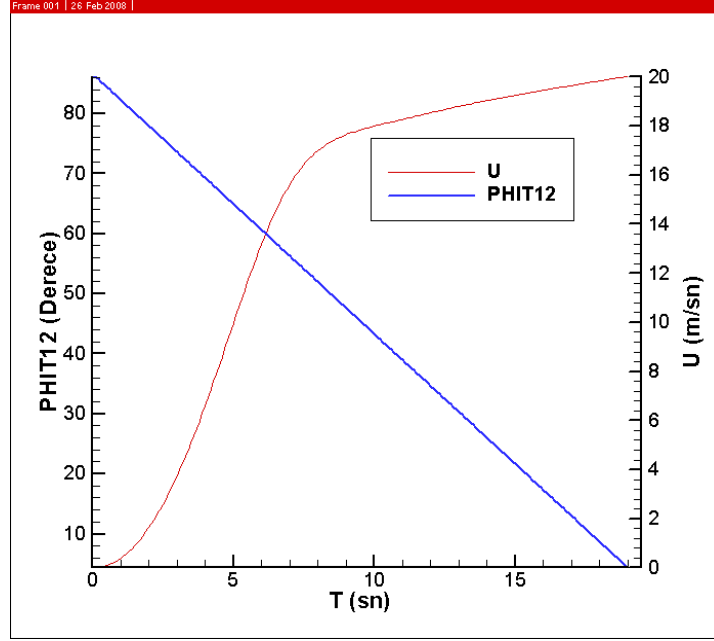
Şekil 7.5: Sabit itki askı durumu irtifa, δ_{T1} -t grafiği

7.2.3. Geçiş Durumu Benzetim Çalışması

Geçiş durumu incelemesinde, uçağın askı durumundan seyir durumuna 20 sn içinde geçecek şekilde 1. ve 2. motor açıları ~ 90 dereceden ~ 0 dereceye getirilmiştir. Askı durumundan seyir durumuna geçiş için başlangıç durumu olarak askı denge değerleri alınmıştır.

Geçiş durumu boyunca, 1. ve 2. motor açıları askı durumu açısı olan ~ 90 derece pozisyonundan, seyir durumu pozisyonu 0 dereceye lineer olarak döndürülmüştür. 1. ve 2. motor açılarının (ϕ_{12}) zamana bağlı değişimi ve hız değişimi Şekil 7.6 de gösterilmiştir.

Geçiş uçuş rejiminde, motorlar sabit gaz kolu ayarı kalacak şekilde döndürüldüğünde uçak üzerinde istem dışı yunuslama momentleri oluşmaktadır. Ayrıca, yine motorların döndürülmesi esnasında sabit gaz kolu ayarı kullanılması durumunda uçağın irtifası değişmektedir.



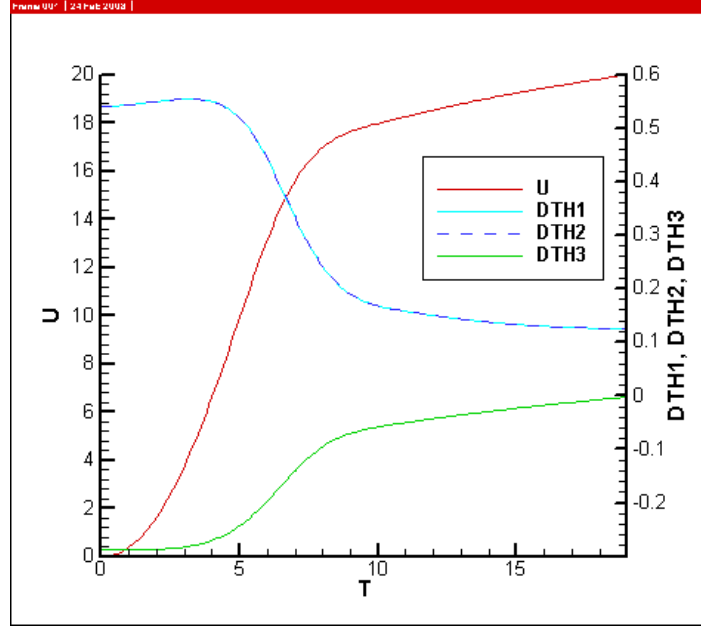
Şekil 7.6: Sabit itki geçiş durumu ϕ_{12} -U-t grafiği

Geçiş durumunda uçağın açısal pozisyonunun ve irtifasının değişmemesi gerektiği kabulü yapılmıştır. Geçiş esnasında 1., 2. ve 3. motor gaz ayarları (δ_{T1} , δ_{T2} , δ_{T3}), bu şartları sağlayacak şekilde, yazılan bir algoritma ile program kontrö altında değiştirilmiştir.

Bu algoritma esas olarak Z kuvvet denklemi ve yunuslama momenti denklemlerinin birlikte çözümüne dayanmaktadır. Bu şekilde uçağın açısal pozisyonu ve irtifası korunmaya çalışılmıştır.

Boylamasına geçiş benzetimi incelemesinde, uçak yatay hızında, motor açılarının 0 dereceye gelmesi sırasında beklenen bir artış görülmüştür. Yatay hız, motor açıları seyir açısına yaklaştıkça, kararlı seyir hızı olan 19m/sn ye yaklaşmaktadır. Geçiş durumu için, U hız bileşeni, 1. 2. ve 3. motor gaz ayarları (δ_{T1} , δ_{T2} , δ_{T3}) zamana göre değişimi Şekil 7.7 de gösterilmiştir.

Geçiş durumunda, uçağın dengeli bir geçiş yapabilmesi için bilgisayar destekli kontrol kullanılmasının zorunlu bir etmen olduğu belirtilebilir. Kontrol türevlerinin otomatik olarak belirlenmemesi durumunda, uçak boylamasına kararlılığını sağlayamayıp rotasyonel harekete başlamakta ve uçuş rejiminden sapmaktadır.



Şekil 7.7: Sabit itki geçiş durumu $U-\delta_e-t$ grafiği

7.3. Sabit Beygir Gücü Modeli Sayısal Çözüm ve Benzetim Sonuçları

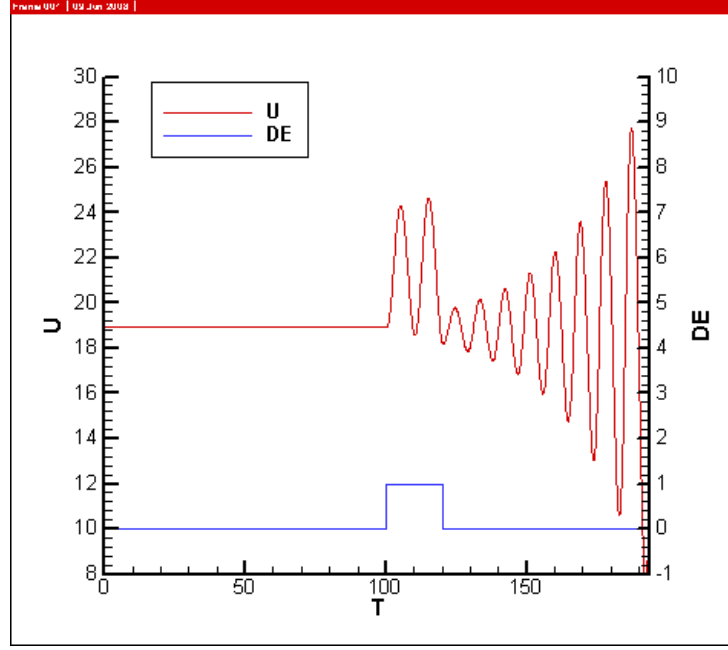
Sabit beygir gücü modeli çalışmasında, itkinin hıza göre değişimi incelenmiş ve bu değişime göre çözümleme yapılmıştır. Sabit beygir gücü modeli için, MSK DİK İHA hava aracının askı durumu, geçiş durumu ve seyir durumu uzunlama dinamik hareket karakteristikleri bulunmuştur.

7.3.1. Seyir Durumu Benzetim Çalışması

Seyir durumu incelemesinde, başlangıç durumu olarak seyir durumu denge değerleri alınmıştır.

Seyir durumu çalışmasında, $t=t_1$ den $t=t_n$ ' e kadar olan zaman aralığında uzunlama kontrol parametreleri olan, elevatör açısı (δ_e) belirli oranda değiştirilmiştir.

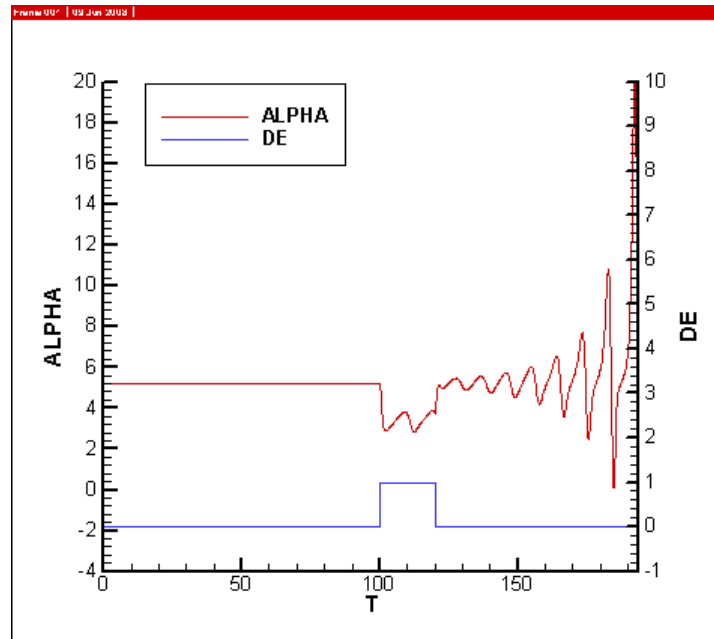
$t=t_1$ anında elevatör açısında (δ_e) 20 sn boyunca 1 derecelik değişiklik yapılmış ve uçağın yatay hız bileşeninin zamana göre değişimi Şekil 7.8 de verilmiştir. Uçak bozuntu anına kadar, normal seyir uçuşuna devam etmektedir.



Şekil 7.8: Sabit beygir gücü seyir durumu U-DE-t grafiği

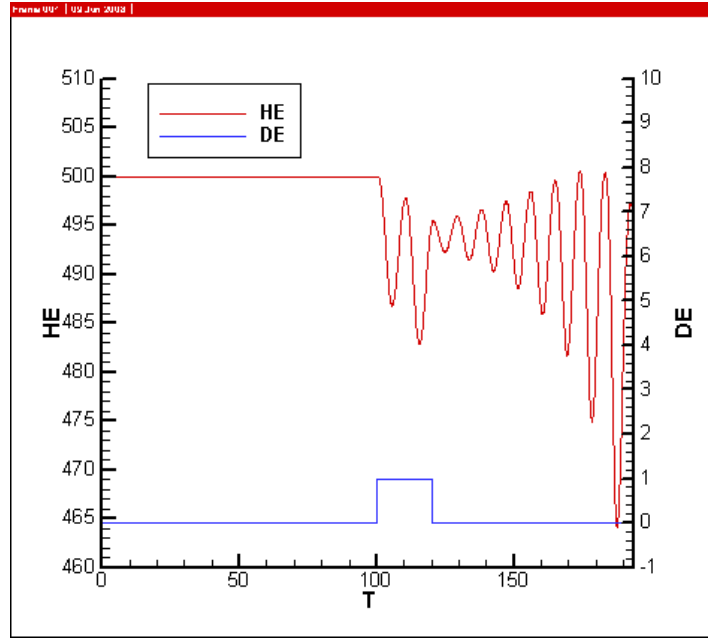
$t=t_1$ anında elevatör açısında yapılan değişiklik sonucunda U hızı değişimi göstermiştir. $t=t_2$ anında elevatör açısı denge değerine tekrar çekilmiştir. Elevatör açısı denge değerine çekildikten sonra uçak kararlı uçuş değerlerine geri dönmeyip osilasyon hareketine devam ederek kararlı durumdan uzaklaşmıştır.

Şekil 7.9 de, uçak hücum açısı (α) ve elevatör açısı arasındaki değişimin zamana göre grafiği verilmiştir. Hücum açısı hareketi de U hız bileşenine benzer şekilde elevatör açısının denge pozisyonuna çekilmesi ile kararlı uçuş değerine dönmektedir.



Şekil 7.9: Sabit beygir gücü seyir durumu ALPHA-DE-t grafiği

Seyir durumunda uçağın irtifası da yapılan elevatör açısı değişikliği nedeni ile değişmiştir. Bu değişim Şekil 7.10 de gösterilmiştir.



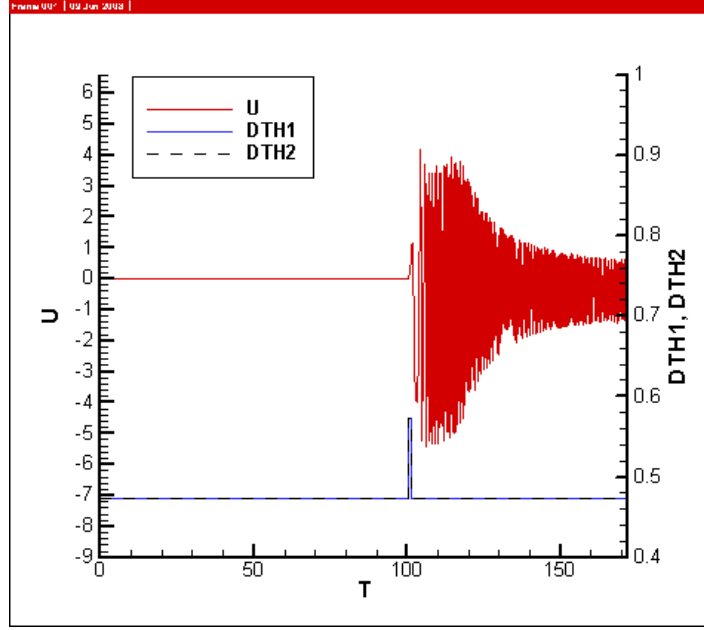
Şekil 7.10: Sabit beygir gücü seyir durumu irtifa-t grafiği

7.3.2. Askı Durumu Benzetim Çalışması

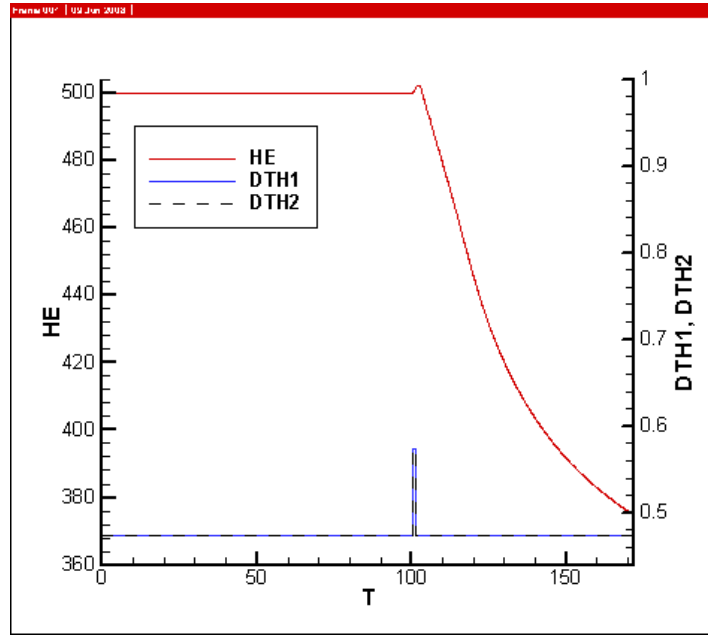
Askı durumu incelemesinde, başlangıç durumu olarak denge değerleri alınmıştır. $t=t_1$ anında 1. ve 2. motor gaz ayarında (δ_{T12}), 1 sn için 0.1 birimlik değişiklik yapılmış ve 1 sn sonra gaz ayarları denge değerlerine çekilmiştir.

Yapılan bu değişiklik sonrasında uçağın denge değerlerinden saptığı ve tekrar askı uçuş rejimine dönmeyip, kararsız bir halde hareket ettiği görülmüştür. Verilen gaz ayarındaki bozuntu sonrasında hava aracının askı durumunda uzunlama olarak kararsız olduğu saptanmıştır.

Askı durumunda verilen bir bozunmaya karşı, uçağın kararsız bir dengede olduğu Şekil 7.11 daki hız-zaman grafiğinden görülmektedir. Bunun yanında uçak, bu kararsız durum karşısında hava da tutunamamaktadır. Askı durumu için uçağın irtifa zaman grafiği Şekil 7.12 de verilmiştir. Şekil 7.12 de görüldüğü üzere uçak havada asılı duramayıp irtifa kaybetmektedir.



Şekil 7.11: Sabit beygir gücü sskı durumu U , δ_{T1} , δ_{T2} -t grafiği



Şekil 7.12: Sabit beygir gücü askı durumu irtifa, δ_{T1} -t grafiği

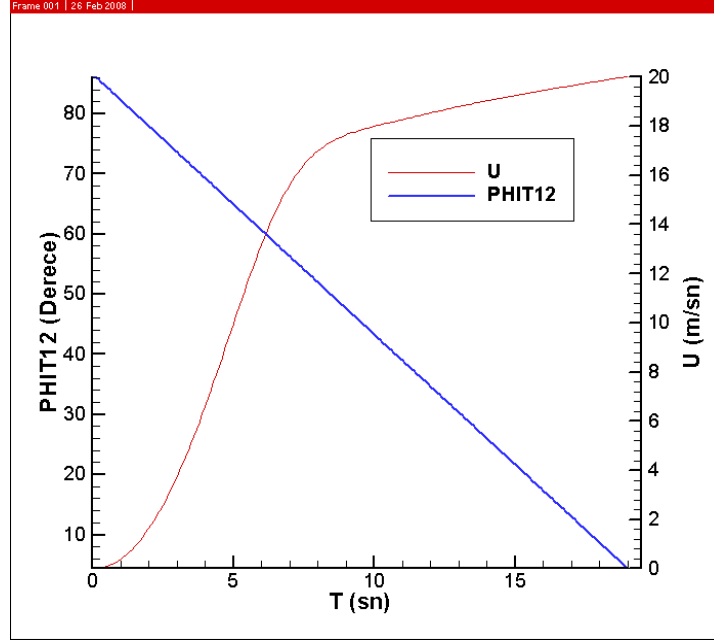
7.3.3. Geçiş Durumu Benzetim Çalışması

Geçiş durumu incelemesinde, uçağın askı durumundan seyir durumuna 20 sn içinde geçecek şekilde 1. ve 2. motor açıları ~ 90 dereceden ~ 0 dereceye getirilmiştir. Askı durumundan seyir durumuna geçiş için başlangıç durumu olarak askı denge değerleri alınmıştır.

Geçiş durumu boyunca, 1. ve 2. motor açıları askı durumu açısı olan ~ 90 derece pozisyonundan, seyir durumu pozisyonu 0 dereceye lineer olarak döndürülmüştür. 1.

ve 2. motor açılarının (ϕ_{12}) zamana bağlı değişimi ve hız değişimi Şekil 7.13 de gösterilmiştir.

Geçiş uçuş rejiminde, motorlar sabit gaz kolu ayarı kalacak şekilde döndürüldüğünde uçak üzerinde istem dışı yunuslama momentleri oluşmaktadır. Ayrıca, yine motorların döndürülmesi esnasında sabit gaz kolu ayarı kullanılması durumunda uçağın irtifası değişmektedir.



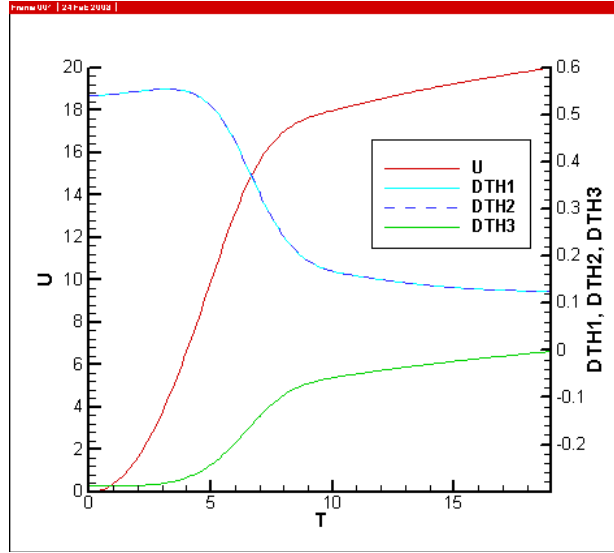
Şekil 7.13: Sabit beygir gücü geçiş durumu ϕ_{12} -U-t grafiği

Geçiş durumunda uçağın açısal pozisyonunun ve irtifasının değişmemesi gerektiği kabulü yapılmıştır. Geçiş esnasında 1., 2. ve 3. motor gaz ayarları (δ_{T1} , δ_{T2} , δ_{T3}), bu şartları sağlayacak şekilde, yazılan bir algoritma ile program kontrolü altında değiştirilmiştir.

Bu algoritma esas olarak Z kuvvet denklemi ve yunuslama momenti denklemlerinin birlikte çözümüne dayanmaktadır. Bu şekilde uçağın açısal pozisyonu ve irtifası korunmaya çalışılmıştır.

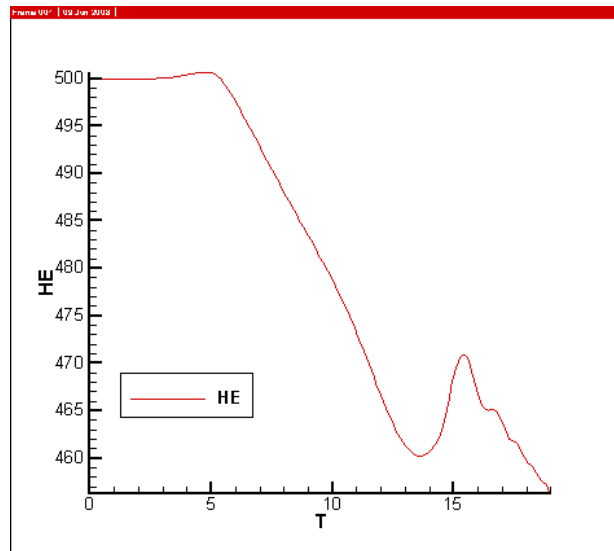
Boylamasına geçiş benzetimi incelemesinde, uçak yatay hızında, motor açılarının 0 dereceye gelmesi sırasında beklenen bir artış görülmüştür. Yatay hız, motor açıları seyir açısına yaklaştıkça, kararlı seyir hızı olan 19m/sn ye yaklaşmaktadır. Geçiş durumu için, U hız bileşeni, 1. 2. ve 3. motor gaz ayarları (δ_{T1} , δ_{T2} , δ_{T3}) zamana göre değişimi Şekil 7.14 de gösterilmiştir.

Geçiş durumunda, uçağın dengeli bir geçiş yapabilmesi için bilgisayar destekli kontrol kullanılmasının zorunlu bir etmen olduğu belirtilebilir. Kontrol türevlerinin otomatik olarak belirlenmemesi durumunda, uçak boylamasına kararlılığını sağlayamayıp rotasyonel harekete başlamakta ve uçuş rejiminden sapmaktadır.



Şekil 7.14: Sabit beygir gücü geçiş durumu $U-\delta_e-t$ grafiği

Yukarıda tanımlanan bilgisayar kontrolü çalışması yapılmaması durumunda uçağın geçiş durumundaki kararsız yapısı Şekil 7.11 de verilen irtifa-zaman grafiğinden anlaşılabacaktır. Uçak üzerinde herhangi bir kontrol geri beslemesi olmadığı takdirde uçak irtifasını koruyamayıp kararsız hareketler yapmaktadır.



Şekil 7.15: Geçiş durumu kontrolsüz irtifa-t grafiği

8. SONUÇLAR VE İLERİ ÇALIŞMALAR

Yapılan bu çalışmada, sabit kanatlı dikey iniş kalkış yapabilen bir insansız hava aracının hareket denklemleri çıkarılmış ve her hangi bir lineerizasyon yapılmaksızın sayısal yöntemler ile çözümlenmiştir. Yapılan çözümlemenin ardından, elde edilen uçuş hareket parametreleri ayrı bir dosya içinde kaydedilmiş ve bu değerler grafiksel olarak gösterilerek, hava aracının uçuş karakteristiği saptanmıştır.

Çalışmada, genel hareket denklemlerinin çıkarılması, sayısal yöntemin tanımlanması, incelenecek hava aracının seçilmesi, seçilen hava aracı statik denge hesaplamaları ve dinamik denge hesaplamaları incelemeleri yapılmıştır.

Yapılan bu çalışmanın, diğer hareket denklemleri çözümleme yöntemlerinden ayrılan en belirgin yönü, lineerizasyon işlemlerinin yapılmamasıdır. Bu bağlamda çalışma, hareket denklemleri çözümleme ve uçak hareket karakteristiğini belirlemede yeni bir yöntem oluşturmaktadır.

Yapılan çalışma, belirli bir düzeye kadar başlangıç durumu oluşturmaktadır. Bundan sonra yapılacak ileri çalışmalar şu şeklide sıralanabilir:

- Yapılan çalışmada, kontrol türevleri (elevatör açısı, gaz kolu ayarları) değişimleri sabit tutulup, uçak osilasyon hareketleri yaparak bu etkilere cevap vermiştir. Bu durum tersine düşünülecek olursa, hava aracının osilasyon hareketini engelleyici kontrol türevleri değişimi incelenebilir.
- Yapılan çalışmada, diğer uçuş hareket çözümlemelerinde kullanılan lineerizasyon yöntemi kullanılmamıştır. Aynı hava aracı için, lineerizasyon yöntemi ile çözümleme yapıp sonuçlar karşılaştırılabilir.
- Son olarak yapılacak ileri çalışmalar için, uçağın birebir bir modeli üretilip uçuş testlerine tabi tutularak, bu tez kapsamında bulunan sonuçların doğruluğu irdelenebilir. Bu yapılabilecek çalışmalar arasında en verimli olanı olarak söylenebilir.

KAYNAKLAR

- [1] **AAA Advanced Aircraft Analysis**, Version 2.5, *User's Manuel*, DARCorporation
- [2] **Armutçuoğlu Ö.**, 2000. The Conceptual Design of a Tilt-Duct VTOL UAV, Yüksek Lisans Tezi, ODTÜ, Havacılık Mühendisliği.
- [3] **Chapra S.C., Canale R. P.**, (Çevirenler: Heperkan H, Kesgin U.), 2003. Mühendisler için Sayısal Yöntemler, Vol. 4, Literatür Yayıncılık, İstanbul.
- [4] **Etkin B. and Reid L.D.**, 1996. Dynamics of Flight Stability and Control, Vol. 3, John Wiley and Sons Press, Canada.
- [5] **Kahyaoğlu G.**, 2005. Dikine Kalkış ve İniş Yapabilen Bir İnsansız Hava Aracına Yönelik Ön Tasarım Çalışması, Lisans Tezi, ITU Uçak ve Uzay Bilimleri Fakültesi, İstanbul.
- [6] **Kavsaoğlu Mehmet Ş.**, 2005. "Advance Flight Dynamics", Lecture Note, ITU.
- [7] **Kreyszing E.**, 1999. Advanced Engineering Mathematics, Vol. 8, John Wiley and Sons Press, Singapore.
- [8] **Okan A., Tekinalp O., Kavsaoğlu M. Ş.**, 2002. "Flight Control of a Tilt Duct VTOL UAV", *AIAA 1st Unmanned Aerospace Vehicles, Systems, Technologies, and Operations Conference*, Portsmouth, Virginia, AIAA Paper No: 2002-3466
- [9] **Yechout T. R., Morris S. L., Bossert D. E., Hallgre W. F.**, 2003. Introduction to Aircraft Mechanics Performance Static Stability Dynamic Stability and Classical Feedback Control, AIAA Education Series, Virginia.
- [10] **Zipfel Peter H.**, 2007. Modelling and Simulation of Aerospace Vehicle Dynamics, Second Edition, AIAA Education Series, Reston, Virginia

RESUME

Zafer ÖZNALBANT 1981 yılında Eskişehir’ de doğdu. 2000 yılında Eskişehir Hoca Ahmet Yesevi Lisesinden mezun oldu. Lisans derecesini, İstanbul Teknik Üniversitesi Uçak ve Uzay Bilimleri Fakültesi Uçak Mühendisliği Bölümünde yaptı.