

ONDOKUZ MAYIS ÜNİVERSİTESİ

SABİT KANATLI BİR HAVA ARACI İÇİN 6DOF MODEL

UÇUŞ KONTROL

19060164 Hasret Kevser KARAGÖL

İÇİNDEKİLER

1. HAREKET DENKLEMLERİ	4
1.1. COORDİNATE FRAMES:.....	4
1.1.1. The İnertial Frame:.....	4
1.1.2. The Vehicle Frame:	5
1.1.3. The Vehicle-1 Frame:	6
1.1.4. The Vehicle-2 Frame:	7
1.1.5. The Body Frame:.....	7
1.1.6. The Stability Frame:.....	9
1.1.7. The Wind Frame:.....	10
1.1.8. Airspeed, Wind Speed, and Ground Speed:	11
1.2. KİNEMATİK ve DİNAMİK DENKLEMLER.....	14
2. KUVVETLER VE MOMENTLER.....	19
2.1. YERÇEKİMİ KUVVETLERİ.....	19
2.2. AERODİNAMİK KUVVETLER VE MOMENTLER.....	21
2.2.1 Kontrol Yüzeyleri	22
2.2.2 Uzunlamasına Aerodinamik	24
2.2.3 Yanal Aerodinamik.....	28
2.3. İTKİ KUVVETLERİ VE MOMENTLERİ	32
2.3.1 Proppeller İtkisi	32
2.3.2 Propeller Torku.....	33
2.4. ÖZET	35
3. ATMOSFER MODELİ.....	37
4. MOTOR MODELİ.....	40
5. RAPORDA İSTENİLEN SİMÜLASYON SONUÇLARI.....	42
6. SONUÇ VE YORUMLAR.....	58
7. KAYNAKÇA.....	59

ŞEKİLLER DİZİNİ

ŞEKİL 1.....	5
ŞEKİL 2.....	6
ŞEKİL 3.....	6
ŞEKİL 4.....	8
ŞEKİL 5.....	9
ŞEKİL 6 Koordinat Framelerin MATLAB/Simulink Bloğu	11
ŞEKİL 7 Hava Hızı MATLAB/Simulink Bloğu.....	13
ŞEKİL 8 Hücüm Açısı MATLAB/Simulink Bloğu.....	13
ŞEKİL 9 Kayış Açısı MATLAB/Simulink Bloğu	14
ŞEKİL 10 Hareket eksenlerinin tanımı.	
ŞEKİL 11 Rotasyonel Sabit Kinematik Model.....	17
ŞEKİL 12 Gövde Eksen Takımı Sabit Dinamik Model MATLAB/Simulink Bloğu	18
ŞEKİL 13.....	20
ŞEKİL 14.....	20
ŞEKİL 15 Yer Çekimi Kuvveti (Newton/s) Grafiği	21
ŞEKİL 16.....	21
ŞEKİL 17.....	23
ŞEKİL 18.....	24
ŞEKİL 19 Taşıyıcı Kuvvet (Flift) MATLAB/Simulink Bloğu	25
ŞEKİL 20 Sürükleme Kuvvet (Fdrag) MATLAB/Simulink Bloğu.....	26
ŞEKİL 21 Yunuslama Momenti (m) MATLAB/Simulink Bloğu	26
ŞEKİL 22 Yanal Kuvvet MATLAB/Simulink Bloğu.....	29
ŞEKİL 23 Roll Moment MATLAB/Simulink Bloğu.....	30
ŞEKİL 24 Yaw Moment MATLAB/Simulink Bloğu	31
ŞEKİL 25 İtke Kuvvetinin ve prop momentinin MATLAB / Simulink Bloğu	34
ŞEKİL 26 Kuvvet ve moment bileşen sinyallerinin buscreator ile birleştirilmesi.....	36
ŞEKİL 27 Yer etkisinin iç yapısı ve kuvvetlerle momentlerin toplanması.....	37
ŞEKİL 28 Atmosfer Modeli MATLAB/Simulink Bloğu	38
ŞEKİL 29 İrtifaya bağlı sıcaklık (K/s) grafiği	39
ŞEKİL 30 İrtifaya bağlı ses hızı (m/s) grafiği	39
ŞEKİL 31 İrtifaya bağlı yoğunluk (kg/m3) grafiği.....	40
ŞEKİL 32 İtke kuvveti (kN) grafiği.....	42
ŞEKİL 33 Model Linearizer ile hesaplanan trim değerleri	43
ŞEKİL 34 İvme (m/s2) grafiği.....	43
ŞEKİL 35 İrtifa (metre) grafiği	44
ŞEKİL 36 Hücüm Açısı – AoA (derece) grafiği.....	44
ŞEKİL 37 Dinamik basınç (Pa) grafiği	45
ŞEKİL 38 Sürükleme kuvveti (Newton) grafiği	45
ŞEKİL 39 Dikilme momenti (N.m) grafiği.....	46
ŞEKİL 40 Yaw Momenti, Yanal Kuvvet ve Roll Momenti (N.m) grafiği	46
ŞEKİL 41 Roll Açısı, Pitch Açısı ve Yaw Açısı (derece) grafiği	47
ŞEKİL 42 Taşıma Kuvveti (Newton) grafiği.....	47
ŞEKİL 43 Hız (m/s) grafiği.....	48

ŞEKİL 44 p,q ve r değerlerinin grafiği	48
ŞEKİL 45 Modelin flight gear görüntüsü	49
ŞEKİL 46 Signal Builder elevatör	50
ŞEKİL 47 Signal Builder elevatör değer aralıkları	50
ŞEKİL 48 İvme (m/s²) grafiği.....	51
ŞEKİL 49 İrtifa (metre) grafiği.....	51
ŞEKİL 50 Hücüm Açısı (derece) grafiği	52
ŞEKİL 51 Pitch Açısı grafiği	52
ŞEKİL 52 Hız (m/s) grafiği	53
ŞEKİL 53 Signal Builder Aileron	53
ŞEKİL 54 Signal Builder Aileron değer aralıkları.....	54
ŞEKİL 55 İrtifa (metre) grafiği	54
ŞEKİL 56 Hız (metre/saniye) Grafiği.....	55
ŞEKİL 57 Hücüm Açısı (derece) Grafiği.....	55
ŞEKİL 58 Pitch Açısı (derece) Grafiği	56
ŞEKİL 59 İvme (metre/saniye) Grafiği.....	56
ŞEKİL 60 Roll Açısı (derece) Grafiği.....	57
ŞEKİL 61 Yaw Açısı (derece) Grafiği	57

1. HAREKET DENKLEMLERİ

1.1. COORDİNATE FRAMES:

İnsansız Hava Araçları (İHA'lar), çeşitli koordinat sistemleri içinde çalışır. Bu koordinat sistemleri, İHA'nın hareketini, konumunu ve yönlendirmesini tanımlamak için kullanılır.

- **Dünya Merkezli Sabit Çerçeve (ECEF):**

Bu küresel çerçeve, Dünya'nın merkezine sabitlenmiştir ve İHA'nın hareketini dünya genelinde belirtir.

- **Jeodezik Koordinat Sistemi:**

Enlem, boylam ve irtifayı kullanarak İHA'nın konumunu belirleyen bir coğrafi koordinat sistemidir.

- **Gövde Çerçevesi:**

İHA'nın gövdesine bağlı olan bu çerçeve, aracın kendi merkezi etrafında hareketini tanımlar.

- **Yerel Kuzey-Doğu-Aşağı (NED) Çerçevesi:**

Belirli bir konuma sabitlenmiş yerel bir düzlemde, kuzey, doğu ve aşağı yönlendirmelerle İHA'nın hareketini belirtir.

- **Rüzgar Çerçevesi:**

Hava akışını dikkate alarak İHA'nın hareketini tanımlayan bir çerçevedir.

Bu çerçeveler arasında geçiş yapmak, İHA'nın uçuş kontrolü, navigasyon ve veri analizi için önemlidir. Her bir çerçeve, belirli bir bağlamda hareketi daha iyi anlamak ve yönetmek için kullanılır.

1.1.1. The İnertial Frame:

İnertiyel çerçeve, bir nesnenin durduğu yerde durmaya devam ettiği ve hareket halindeki bir nesnenin dış bir kuvvet tarafından etkilenmedikçe sabit bir hızla hareket etmeye devam ettiği bir referans çerçevesidir. Temelde, bu çerçeve, nesnelerin hareketini tanımlamak için istikrarlı bir referans sağlayan bir ivmesiz, dönmesiz koordinat sistemidir.

İnsansız Hava Araçları (İHA'lar) veya diğer hareket eden nesnelerin bağlamında, Dünya Merkezli Sabit (ECEF) çerçeve genellikle bir inersiyel çerçeve olarak kabul edilir. Bu çerçeve, Dünya'nın merkezine sabitlenmiştir ve uzak gök cisimlerine göre ivmelenmez veya dönmez.

İnertiyel çerçevenin temel özellikleri şunlardır:

- **İvme Yok:** İnertiyel çerçevede nesneler, dış kuvvetlere maruz bırakılmadıkça hiçbir ivme deneyimlemez. Bu, Newton'ın hareketin ilk kanunu ile uyumludur.

- **Newton'un Yasaları Geçerli:** Newton'ın hareket yasaları, inersiyal çerçevede geçerlidir. Bu, bir nesnenin hareketi ile üzerine etki eden kuvvetler arasındaki ilişkinin bu yasalarla doğru bir şekilde tarif edilebileceği anlamına gelir.
- **Stabil Referans:** İnersiyal çerçeve, nesnelerin hareketini zaman içinde tanımlamak için istikrarlı ve tutarlı bir referans sağlar.
- **Navigasyon İçin Kullanılır:** İnersiyal çerçeveler, konum, hız ve ivme belirlemek için güvenilir bir referans sağladıkları için genellikle navigasyon sistemlerinde, özellikle İHA'ların sistemlerinde kullanılır.

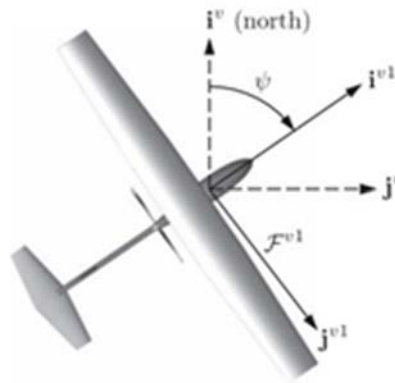
Özetle, inersiyal çerçeve, dış etkiler olmadan nesnelerin hareketini analiz etmek için kararlı ve doğru bir koordinat sistemidir.

1.1.2. The Vehicle Frame:

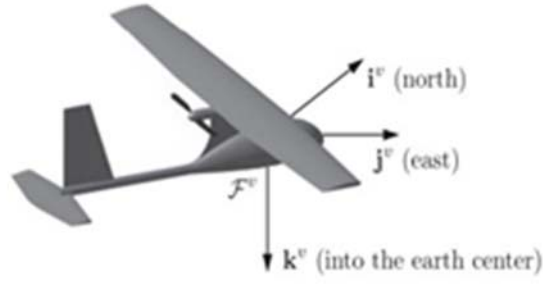
Araç çerçevesi (vehicle frame), bir aracın yapısal temelini oluşturan çerçevedir. Bu çerçeve, aracın ana yapısal elemanlarını destekler ve bir aracın parçalarını bir araya getirir. Araç çerçevesi genellikle çelik, alüminyum veya karbon fiber gibi malzemelerden yapılır ve aracın dayanıklılığını, sağlamlığını ve genel performansını etkiler.

Araç çerçevesinin bazı temel özellikleri şunlardır:

- **Yapısal Dayanıklılık:** Araç çerçevesi, aracın taşıma kapasitesini ve dayanıklılığını belirler. Bu çerçeve, aracın güvenli bir şekilde taşıma yapabilmesi için yeterli dayanıklılığa sahip olmalıdır.
- **Ağırlık:** Araç çerçevesinin malzeme seçimi, aracın toplam ağırlığını etkiler. Hafif malzemeler kullanılarak yapılan çerçeveler genellikle yakıt verimliliğini artırabilir.
- **Tasarım Esnekliği:** Araç çerçevesi, farklı araç modelleri ve tipleri için tasarım esnekliği sağlamalıdır. Farklı araç tipleri için özelleştirilebilmelidir.
- **Güvenlik:** Çerçeve, araç içindeki sürücü ve yolcuları korumak için tasarlanmalıdır. Çarpışma durumlarında enerjiyi emme ve yönlendirme yeteneğine sahip olmalıdır.
- **Montaj Kolaylığı:** Araç çerçevesi, aracın montaj sürecini kolaylaştırmak için tasarlanmalıdır. Parçaların birleştirilmesi ve montajı sırasında sorunsuz bir şekilde çalışmalıdır.



ŞEKİL 1



ŞEKİL 2

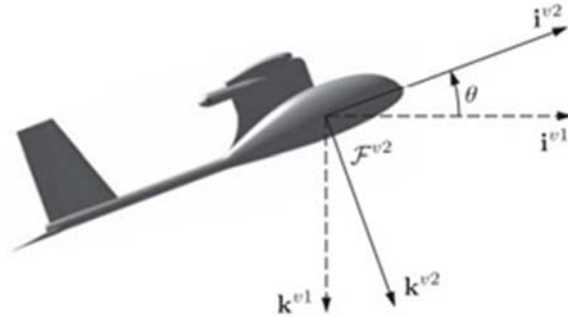
$\dot{\mathbf{i}}^{v1}$ = Ekseninin burnunu işaret etmektedir

\mathbf{J}^{v1} = Eksen, sağ kanada doğru yönlendirilmiştir.

\mathbf{k}^{v1} = eksen toprağa doğru yönlendirilmiştir.

1.1.3. The Vehicle-1 Frame:

Vehicle-1 çerçevesinin başlangıcı, araç çerçevesi ile aynıdır: hava aracının kütesinin merkezi. Ancak, F^{v1} başlama (yaw) açısı ψ tarafından \mathbf{k}^v pozitif sağ el kuralı yönünde döndürülür. Ek dönmeler olmadan, \mathbf{i}^{v1} hava aracının burun kısmını gösterir, \mathbf{j}^{v1} sağ kanadı gösterir ve \mathbf{k}^{v1} , \mathbf{k}^v ile hizalanmış olup yerin içine doğru yönlendirilir. Vehicle-1 çerçevesi, Şekil 1.1'de gösterilmiştir.



ŞEKİL 3

$\dot{\mathbf{i}}^{v2}$ -ekseni hava aracının burun kısmını gösterir, \mathbf{j}^{v2} -ekseni sağ kanadı gösterir ve \mathbf{k}^{v2} -ekseni karı gösterir.

$F^v \rightarrow F^{v2}$ 'e olan dönüşüm şu şekildedir.

$$\mathbf{P}^{v1} = \mathbf{R}_v^{v1}(\psi)\mathbf{P}^v \quad 1.$$

$$R_{V^{V1}}(\psi) = \begin{pmatrix} \cos\psi & \sin\psi & 0 \\ -\sin\psi & \cos\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}$$

1.1.4. The Vehicle-2 Frame:

Vehicle-2 çerçevesinin başlangıcı tekrar hava aracının kütesinin merkezidir ve vehicle-1 çerçevesinin j^{V1} eksenini etrafında sağ el kuralı yönlendirilmiş bir döndürme ile elde edilir, bu döndürme açısı θ 'dir. Birim vektör i^{V2} , hava aracının burun kısmını gösterir, j^{V2} sağ kanadı gösterir ve k^{V2} karını gösterir, Şekil 3'de gösterildiği gibi.

F^{V1} , F^{V2} 'e olan dönüşüm şu şekildedir.

$$P^{V2} = R_{V1^{V2}}(\phi)P^{V1} \quad 2.$$

$$R_{V1^{V2}}(\phi) = \begin{pmatrix} \cos\phi & 0 & \sin\phi \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin\phi & 0 & \cos\phi \end{pmatrix}$$

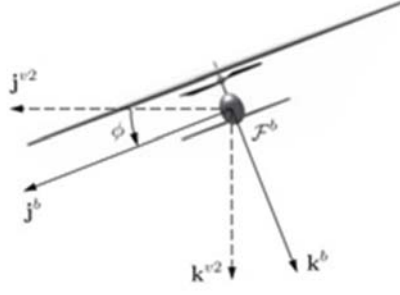
1.1.5. The Body Frame:

Araç Çerçevesi (Body Frame), bir aracın kendi bedeni etrafında sabitlenmiş bir koordinat sistemidir. Bu çerçeve, aracın kendi gövdesine bağlıdır ve genellikle hareketin tanımlandığı bir referans sistemidir.

Araç çerçevesinin temel özellikleri şunlardır:

- **Sabit İvme:** Araç çerçevesinde, araç kendi bedeni etrafında dönebilir, ancak çerçeve üzerindeki bir nokta sabit kalır. Bu nedenle, çerçeve içindeki bir nokta üzerindeki ivme sıfırdır.
- **Hareket Bağlamında Tanımlama:** Araç çerçevesi, aracın kendi hareketine göre tanımlanmıştır. Bu çerçevede x, y ve z eksenleri genellikle aracın uzunlamasına, enine ve dikey yönlendirmesini temsil eder.
- **Kendi Eksenlerine Göre Dönmeler:** Araç çerçevesindeki dönmeler, aracın kendi eksenleri etrafında gerçekleşir. Örneğin, roll (yanal eğilme), pitch (dikey eğilme) ve yaw (yatay dönme) hareketleri bu çerçeve içinde tanımlanır.
- **Kullanım Alanları:** Araç çerçevesi, özellikle araç kontrol sistemleri, uçuş dinamiği ve navigasyon hesaplamaları gibi alanlarda kullanılır. Bu çerçeve, aracın kendi hareketini daha kolay anlamak ve kontrol etmek için önemlidir.

Özetle araç çerçevesi, bir aracın kendi gövdesine bağlı olarak tanımlanan bir koordinat sistemidir ve genellikle aracın kontrolü ve hareketiyle ilgili mühendislik hesaplamalarında kullanılır.



ŞEKİL 4

i^b eksenini hava aracının burun kısmını gösterir, j^b eksenini sağ kanadı gösterir ve k^b eksenini karın kısmını gösterir.

Şekil 4'de i^b , j^b ve k^b birim vektörleri tarafından gösterilen yönler bazen sırasıyla araç x, araç y ve araç z yönleri denir.

F^{v2} , F^b 'e olan dönüşüm şu şekildedir.

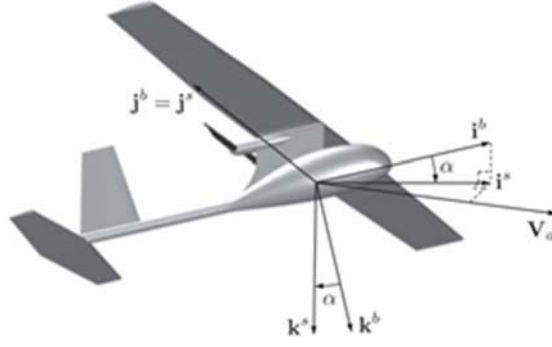
$$\mathbf{P}^b = \mathbf{R}_{v2}^b(\phi) \mathbf{P}^{v2} \quad 3.$$

$$\mathbf{R}_{v2}^b(\phi) = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\phi & \sin\phi \\ 0 & -\sin\phi & \cos\phi \end{pmatrix}$$

Araç çerçevesinden araç çerçevesine olan dönüşüm şu şekildedir.

$$\mathbf{R}_v^b(\phi, \theta, \psi) = \mathbf{R}_{v2}^b(\phi) \mathbf{R}_{v2}^{v1}(\theta) \mathbf{R}_v^{v1}(\psi)$$

$$\begin{pmatrix} C_\theta C_\psi & C_\theta S_\psi & -S_\theta \\ S_\theta S_\phi C_\psi - C_\phi S_\psi & S_\theta S_\phi S_\psi + C_\phi C_\psi & S_\phi C_\theta \\ C_\phi S_\theta C_\psi + S_\theta S_\phi & C_\phi S_\theta S_\psi - S_\theta C_\psi & C_\phi C_\theta \end{pmatrix}$$



ŞEKİL 5

Şekil 5 Stabilite çerçevesi. \hat{i}^s eksenini, hava hızı vektörünün araç çerçevesinin i^b-k^b düzlemine olan projeksiyonu boyunca yönlendirilir, j^b eksenini araç çerçevesinin j -eksenine eşittir ve k^s eksenini sağ el koordinat sistemi oluşturacak şekilde yapılandırılmıştır. Dikkat edilmelidir ki saldırı açısı, araç j^b eksenini etrafında yapılan bir sol el kuralına göre tanımlanır.

1.1.6. The Stability Frame:

Stabilite Çerçevesi (Stability Frame), bir hava aracının aerodinamik istikrar analizinde kullanılan bir koordinat sistemidir. Bu çerçeve, hava aracının hareketine ve stabilitesine ilişkin önemli bilgileri sağlamak amacıyla belirlenmiştir.

Stabilite çerçevesinin temel özellikleri şunlardır:

- **i-ekseni Yönü:** i -ekseni, hava hızı vektörünün aracın gövdesine dik olarak olan bileşenini gösterir. Bu, hava aracının ileri hareket yönünü belirtir.
- **j-ekseni Yönü:** j -ekseni, araç çerçevesindeki j -ekseni ile aynıdır. Bu ekseninde, hava aracının yan hareketine karşılık gelen bilgiler bulunur.
- **k-ekseni Yönü:** k -ekseni, sağ el kuralına uygun olarak oluşturulmuş bir sağ el koordinat sistemine sahiptir. Bu ekseninde, hava aracının dikey yönlendirmesine dair bilgiler bulunur.

Stabilite çerçevesi, aerodinamik kuvvetlerin ve momentlerin hava aracının hareketini nasıl etkilediğini analiz etmek için kullanılır. Ayrıca, çeşitli uçuş durumlarında hava aracının istikrarını değerlendirmek ve tasarım sürecinde önemli kararlar almak için kullanılır. Bu çerçeve, hava aracının aerodinamik performansını değerlendirmek ve optimize etmek için mühendislik çalışmalarında önemli bir araçtır.

F^{v2} , F^b 'e olan dönüşüm şu şekildedir.

$$P^s = R_b^s(\alpha)P^b$$

$$R_b^s(\alpha) = \begin{pmatrix} \cos\alpha & 0 & \sin\alpha \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin\alpha & 0 & \cos\alpha \end{pmatrix}$$

1.1.7. The Wind Frame:

Rüzgar Çerçevesi (Wind Frame), bir hava aracının hareketini atmosferdeki rüzgar etkisiyle tanımlamak amacıyla kullanılan bir koordinat sistemidir. Bu çerçeve, hava aracının hızını ve yönünü rüzgar hızına göre ifade ederek aerodinamik analizlerde ve uçuş kontrol sistemlerinde önemli bir rol oynar.

Rüzgar çerçevesinin temel özellikleri şunlardır:

- **i-ekseni Yönü:** i-ekseni, hava aracının hızını gösterir ve bu hız rüzgar hızına göre ifade edilir. Bu eksen pozitif yönde hava akışına karşı hareket eden hava aracı hızını ifade eder.
- **j-ekseni Yönü:** j-ekseni, sağ el kuralına göre oluşturulmuş bir sağ el koordinat sistemine sahiptir. Bu eksen, hava aracının yan yönlendirmesine göre bilgiler bulunur.
- **k-ekseni Yönü:** k-ekseni, sağ el kuralına uygun olarak oluşturulmuş bir sağ el koordinat sistemine sahiptir. Bu eksen, hava aracının dikey yönlendirmesine dair bilgiler bulunur.

Rüzgar çerçevesi, hava aracının rüzgar etkisi altındaki hareketini anlamak ve kontrol etmek için kullanılır. Bu çerçeve, özellikle uçuş performansı, aerodinamik kuvvetler ve momentler üzerine yapılan analizlerde önemli bir referans sağlar. Hava aracının rüzgar koşullarına karşı olan tepkilerini değerlendirmek ve uçuş planlamasını optimize etmek için kullanılır.

F^{v2} , F^b 'e olan dönüşüm şu şekildedir.

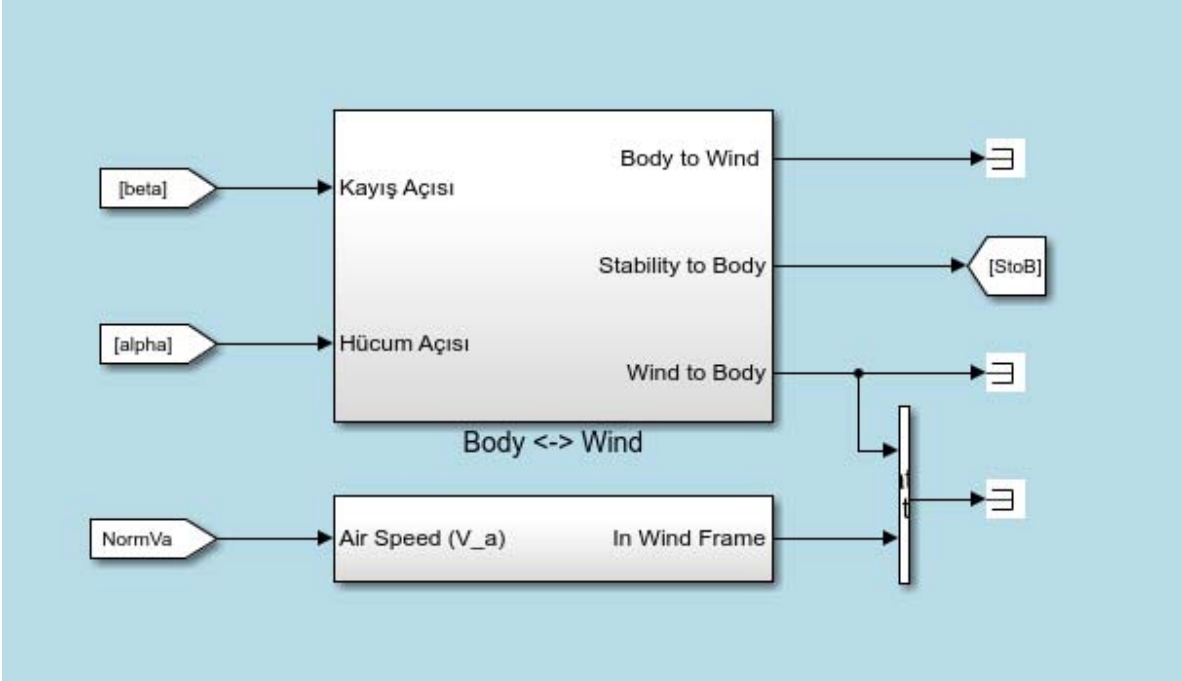
$$P^w = R_s^w(\beta)P^s \quad 5.$$

$$R_s^w(\beta) = \begin{pmatrix} \cos\beta & \sin\beta & 0 \\ -\sin\beta & \cos\beta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}$$

Alternatif olarak, rüzgar çerçevesinden araç çerçevesine olan dönüşüm

$$R_w^b(\alpha, \beta) = (R_b^w)^T(\alpha, \beta) = \begin{pmatrix} \cos\beta \cos\alpha & -\sin\beta \cos\alpha & -\sin\alpha \\ \sin\beta & \cos\beta & 0 \\ \cos\beta \sin\alpha & -\sin\beta \sin\alpha & \cos\alpha \end{pmatrix} \quad 6.$$

Body-Wind Transformasyon Matrisi



ŞEKİL 6 KOORDİNAT FRAMELERİN MATLAB/SİMULİNK BLOĞU

Ödevde kuvvetler ve momentler bloğunun içinde yer alan “Aerodinamik Model” bloğunda dönüşüm matrisleri yer almaktadır.

1.1.8. Airspeed, Wind Speed, and Ground Speed:

- **Hava Hızı (Airspeed):** Hava hızı, bir hava aracının atmosferdeki hızını ölçen bir kavramdır. Hava aracı atmosferde ilerlediğinde, hava partiküllerine göre olan hızını ifade eder. Hava hızı, aracın aerodinamik performansını değerlendirmek, uçuş planlaması yapmak ve güvenli bir seyir hızı belirlemek için önemlidir. Hava hızı, özellikle pilotlar ve havacılık mühendisleri tarafından dikkate alınan bir parametredir.
- **Rüzgar Hızı (Wind Speed):** Rüzgar hızı, hava aracının uçtuğu atmosferdeki rüzgarın hızını ifade eder. Rüzgar hızı, hava aracının hareketiyle ilişkilendirilir ve genellikle bir hava aracının hızını ve yönünü hesaplarken kullanılır. Rüzgar hızı, uçuş planlaması, rota hesaplamaları ve navigasyon sistemlerinde önemli bir rol oynar. Rüzgar hızı ile hava hızı arasındaki fark, hava aracının gerçek hızını belirlemeye yardımcı olur.
- **Zemin Hızı (Ground Speed):** Zemin hızı, bir hava aracının yerden olan hızını ifade eder. Yani, hava aracının atmosferdeki hızına ve bu hızın atmosferdeki rüzgarla etkileşimine dayanarak hesaplanan hızdır. Zemin hızı, hava aracının gerçek hızını ve varış noktasına olan tahmini varış süresini belirlemek için önemlidir. Özellikle pilotlar ve hava trafik kontrol sistemleri, uçuş planlaması ve yönlendirmesi için zemin hızını dikkate alırlar.

$$\begin{pmatrix} u_r \\ v_r \\ w_r \end{pmatrix} = V_a \begin{pmatrix} \cos \alpha \cos \beta \\ \sin \beta \\ \sin \alpha \cos \beta \end{pmatrix} \quad 7.$$

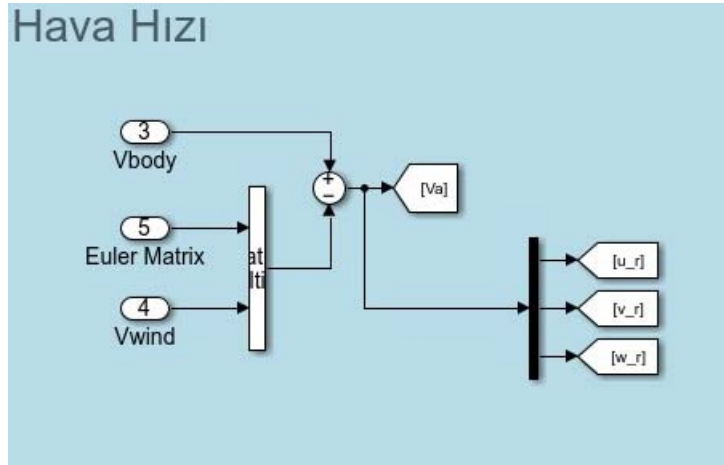
Bu ilişkiyi tersine çevirmek şu sonucu verir.

$$\begin{aligned} V_a &= \sqrt{u_r^2 + v_r^2 + w_r^2} \\ \alpha &= \tan^{-1} \left(\frac{w_r}{u_r} \right) \\ \beta &= \sin^{-1} \left(\frac{v_r}{\sqrt{u_r^2 + v_r^2 + w_r^2}} \right) \end{aligned} \quad 8.$$

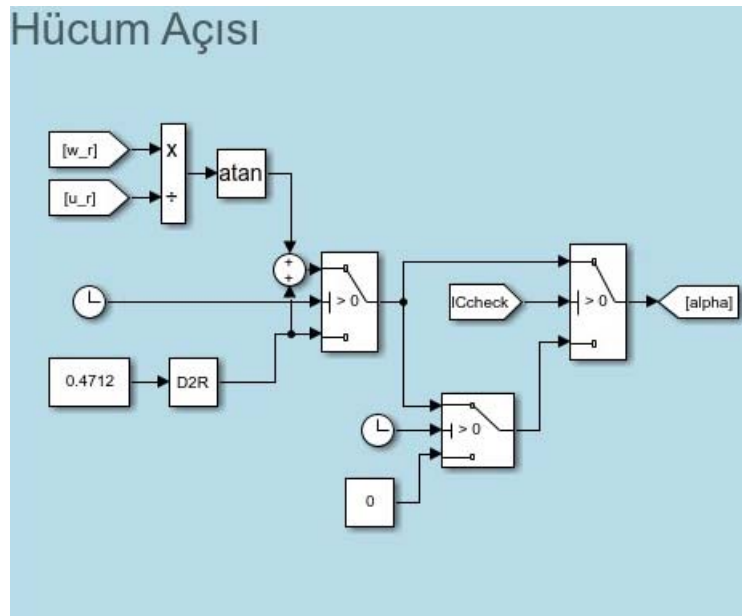
Ödevde kuvvetler ve momentler bloğunun içinde yer alan “Aerodinamik Model” bloğunda sırasıyla hava hızı, hücum açısı ve kayış açısı modellemeleri yer almaktadır. Şekil 7, Şekil 8, Şekil 9’da sırasıyla bu modeller gösterilmiştir.

Trim ayarı sırasında, rüzgar hızına sıfır girilmiştir bu durum genellikle referans çerçevesi olarak alınır. Bizde sabit hızda ve sabit irtifada trimlediğimizden dolayı rüzgar girdisini sıfır almış bulunmaktayız. Bu, uçağın kendi hava hızına göre düzgün bir şekilde trimlenmesini sağlar.

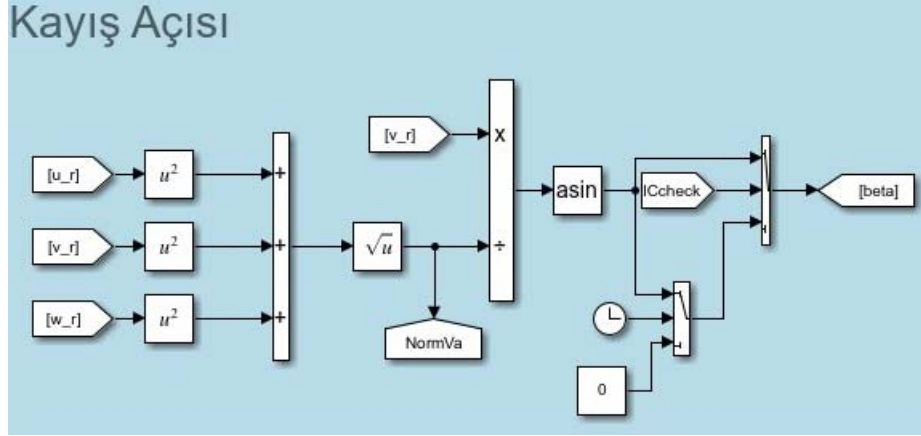
Rüzgar hızının referans çerçevesinde sıfır alınması, uçakların aerodinamik performansını değerlendirmek ve kontrol etmek için standart bir referans noktası belirlemenin bir yoludur. Bu referans noktası, uçağın kendi hava hızına göre trimlendiği durumu temsil eder.



ŞEKİL 7 HAVA HIZI MATLAB/SİMULİNK BLOĞU



ŞEKİL 8 HÜCUM AÇISI MATLAB/SİMULİNK BLOĞU



ŞEKİL 9 KAYIŞ AÇISI MATLAB/SİMULINK BLOĞU

1.2. KİNEMATİK ve DİNAMİK DENKLEMLER

MAV'ler için navigasyon, rehberlik ve kontrol stratejileri geliştirmenin ilk adımı, uygun dinamik modelleri oluşturmaktır. Bir MAV için nonlinear hareket denklemlerini doğrusallaştırarak kontrol tasarımı için uygun transfer fonksiyonu ve durum uzayı modellerini oluşturuyoruz. Bu doğrusallaştırma süreci, kontrol teorisi prensiplerinin uygulanmasını kolaylaştırır ve MAV'ler için kontrol stratejilerinin analizini ve tasarımını basitleştirir, bu da genel performansını ve manevra kabiliyetini artırır.

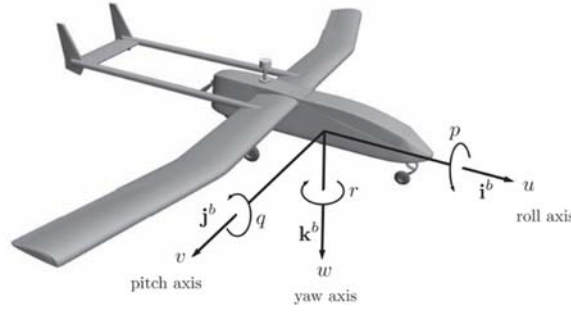
Bu bölümde, rijit bir cismin kinematik ve dinamik ifadelerini türetiyoruz. Newton'un yasalarını uygulayacağız: örneğin, doğrusal hareket durumunda $f = m \cdot \ddot{v}$

Bölümde, pozisyonlar ve hızlar arasındaki ilişkileri (kinematik) ve kuvvetler ve momentler ile momentum arasındaki ilişkileri (dinamik) tanımlamak üzerine, özellikle aerodinamik kuvvetler ve momentler olmak üzere, içeren kuvvetlerin ve momentlerin tanımlayıp bu ilişkileri birleştirerek tam nonlinear hareket denklemlerini oluşturduk. Bu bölümde türetilen ifadeler, herhangi bir rijit cisim için genel olmakla birlikte, aeronotik literatürde tipik olan notasyon ve koordinat çerçevelerini kullandık.

1.2.1. Durum Değişkenleri

Bir MAV için hareket denklemlerini geliştirirken, on iki durum değişkeni tanımlanacaktır. Bu, MAV'nin translasyonel hareketi ile ilişkilendirilen üç pozisyon durumu ve üç hız durumu içerir. Benzer şekilde, rotasyonel hareketle ilişkilendirilen üç açısal pozisyon ve üç açısal hız durumu vardır. Ödevde kullanılan durum değişkenleri, Tablo 1'de listelenmiştir.

Durum değişkenleri, şematik olarak aşağıdaki şekilde gösterilmiştir (Şekil 10). MAV'nin kuzeydoğu-aşağı konumları (p_n, p_e, p_d), inertial çerçeveye göre tanımlanır. Bazen yüksekliği belirtmek için $h = -p_d$ kullanılacaktır. MAV'nin lineer hızları (u, v, w) ve açısal hızları (p, q, r), vücut çerçevesine göre tanımlanır.



ŞEKİL 10 HAREKET EKSENLERİNİN TANIMI.

Tablo 1
değişkenleri,
denklemleri için

Durum
MAV hareket

İsim	Açıklama
p_n	MAV'in İnertial kuzey pozisyonu \mathcal{F}^i içinde i^i şeklinde ifade edilir.
p_e	MAV'in İnertial doğu pozisyonu \mathcal{F}^i içinde j^i şeklinde ifade edilir.
p_d	MAV'in İnertial aşağı pozisyonu (yüksekliğin negatif değeri), \mathcal{F}^i içinde k^i eksenini boyunca ölçülür.
u	Gövde çerçevesi hızı, F^b içinde i^b eksenini boyunca ölçülür.
v	Gövde çerçevesi hızı, F^b içinde j^b eksenini boyunca ölçülür.
w	Gövde çerçevesi hızı, F^b içinde k^b eksenini boyunca ölçülür.
ϕ	F^{v1} 'e göre tanımlanan yatma açısı
θ	F^{v2} 'e göre tanımlanan ataşman açısı
ψ	F^v 'ye göre tanımlanan yönlendirme (yaw) açısı
p	F^b içinde i^b eksenini boyunca ölçülen yatma hızı
q	F^b içinde j^b eksenini boyunca ölçülen ataşman hızı
r	F^b içinde k^b eksenini boyunca ölçülen yönlendirme hızı

Euler açıları - yatma açısı ϕ , ataşman açısı θ ve yönlendirme (yaw) açısı ψ - sırasıyla araç-2 çerçevesine, araç-1 çerçevesine ve araç çerçevesine göre tanımlanır. Euler açıları araç çerçevelere göre tanımlandığından, (p, q, r) açısal hızların basitçe attitude açılarının (ϕ, θ, ψ) zaman türevleri olmadığını söyleyemeyiz.

Sonraki bölümde göstereceğimiz gibi, $p = \dot{\phi}$, $q = \dot{\theta}$ ve $r = \dot{\psi}$ sadece $\phi = \theta = 0$ anında geçerlidir. Genellikle açısal hızlar p, q ve r , attitude açılarının zaman türevlerinin $(\dot{\phi}, \dot{\theta}, \dot{\psi})$ ve açıların $(\phi$ ve $\theta)$ fonksiyonlarıdır. Bu bölümün geri kalanı, 1 tablosundaki her bir duruma karşılık gelen hareket denklemlerini oluşturmaya adanmıştır.

1.2.2. Kinematik

$$\begin{pmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 1 & \sin \phi \tan \theta & \cos \phi \tan \theta \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \sin \phi \sec \theta & \cos \phi \sec \theta \end{pmatrix} \begin{pmatrix} p \\ q \\ r \end{pmatrix} \quad 9.$$

Bu, üç açıl pozisyon durumunun türevlerini açıl pozisyonlar ϕ ve θ ile ve gövde hızları p, q ve r ile ifade eden bir ifadedir.

1.2.3. Katı Cisim Dinamiği

i^b, j^b ve k^b eksenleri etrafında uygulanan dış momentin bileşenlerini $m^b \Delta = (l, m, n)^T$ olarak tanımlarsak bileşen formunda:

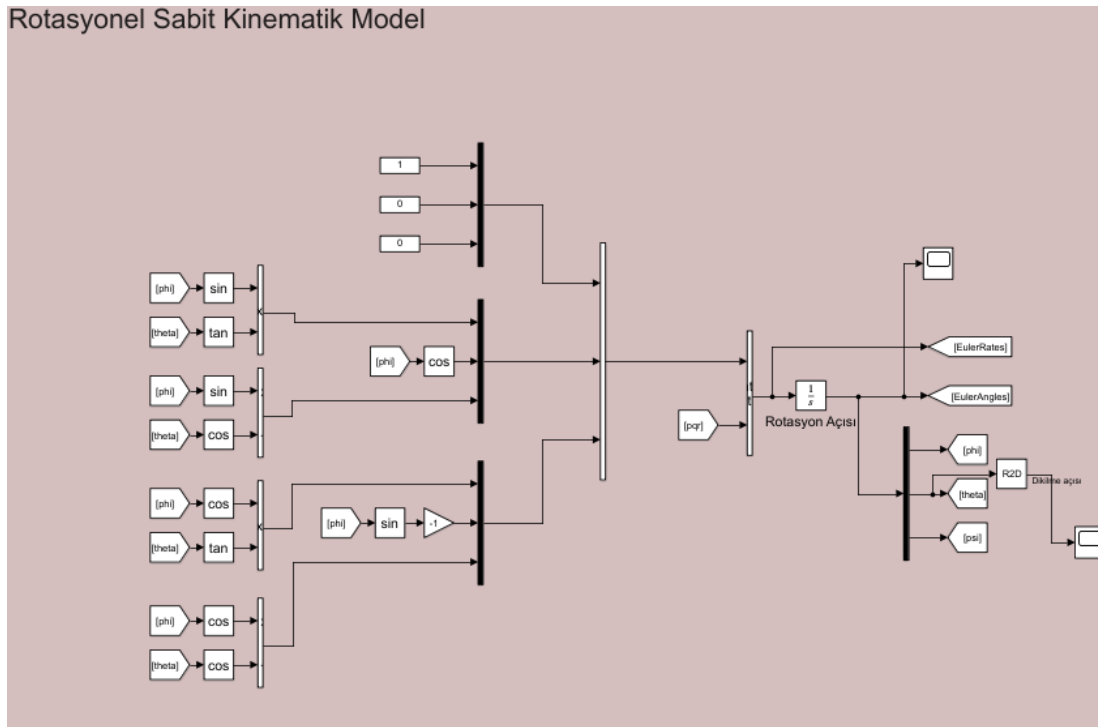
$$\begin{pmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \frac{J_z}{\Gamma} & 0 & \frac{J_{xz}}{\Gamma} \\ 0 & \frac{1}{J_y} & 0 \\ \frac{J_{xz}}{\Gamma} & 0 & \frac{J_x}{\Gamma} \end{pmatrix} \left[\begin{pmatrix} 0 & r & -q \\ -r & 0 & p \\ q & -p & 0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} J_x & 0 & -J_{xz} \\ 0 & J_y & 0 \\ -J_{xz} & 0 & J_z \end{pmatrix} \begin{pmatrix} p \\ q \\ r \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} l \\ m \\ n \end{pmatrix} \right] \quad 10.$$

$$= \begin{pmatrix} \frac{J_z}{\Gamma} & 0 & \frac{J_{xz}}{\Gamma} \\ 0 & \frac{1}{J_y} & 0 \\ \frac{J_{xz}}{\Gamma} & 0 & \frac{J_x}{\Gamma} \end{pmatrix} \left[\begin{pmatrix} J_{xz}pq + (J_y - J_z)qr \\ J_{xz}(r^2 - p^2) + (J_z - J_x)r \\ (J_x - J_y)pq - J_{xz}qr \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} l \\ m \\ n \end{pmatrix} \right]$$

$$= \begin{pmatrix} \Gamma_1 pq + \Gamma_2 qr + \Gamma_3 l + \Gamma_4 n \\ \Gamma_5 pr - \Gamma_6 (p^2 - r^2) + \frac{1}{J_y} m \\ \Gamma_7 pq - \Gamma_1 qr + \Gamma_4 l + \Gamma_8 n \end{pmatrix} \quad 11.$$

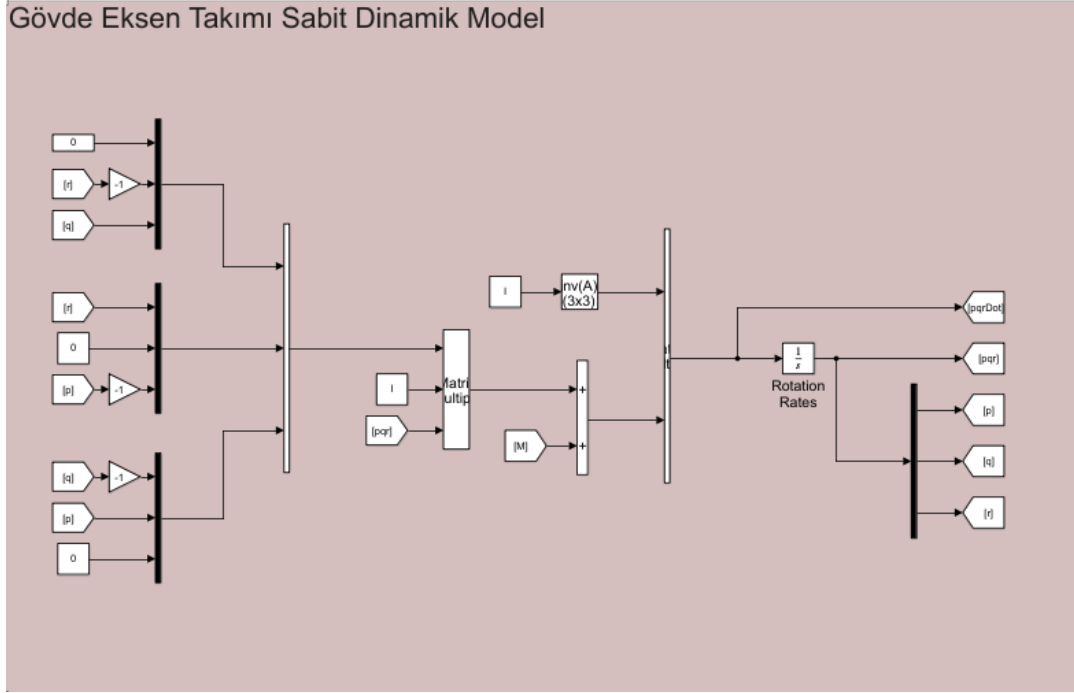
MAV kinematiği ve dinamikleri için altı serbestlik dereceli, 12 durumlu model, denklemler tarafından verilmekte ve aşağıda özetlenmektedir:

$$\begin{pmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 1 & \sin \phi \tan \theta & \cos \phi \tan \theta \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \sin \phi \sec \theta & \cos \phi \sec \theta \end{pmatrix} \begin{pmatrix} p \\ q \\ r \end{pmatrix} \quad 12.$$



ŞEKİL 11 ROTASYONEL SABİT KİNEMATİK MODEL

$$\begin{pmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \Gamma_1 p q + \Gamma_2 q r \\ \Gamma_5 p r - \Gamma_6 (p^2 - r^2) \\ \Gamma_7 p q - \Gamma_1 q r \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \Gamma_3 l + \Gamma_4 n \\ \frac{1}{J_y} m \\ \Gamma_4 l + \Gamma_8 n \end{pmatrix}$$



ŞEKİL 12 GÖVDE EKSEN TAKIMI SABİT DİNAMİK MODEL MATLAB/SİMULİNK BLOĞU

Denklemler (3)-(4), MAV'in dinamiklerini temsil eder. Dışarıdan uygulanan kuvvetler ve momentler henüz tanımlanmamıştır, bu yüzden tamamlanmamıştır. Yerçekimi, aerodinamik ve tahrik kaynaklı kuvvet ve moment modelleri 2. bölümde türetilacaktır.

Ödevde workspace oluştururken kullanılan eylemsizlik momenti ifadelerinin hepsi Small Unmanned Aircraft Theory and Practice kitabında ekte verilen Aerosonde UAV parametreler tablosundan alınmıştır ve command windowda şu şekilde tanımlanmıştır:

$I_x=0.8244$; % Inertia x axis ($\text{kg}\cdot\text{m}^2$)

$I_y=1.135$; % Inertia y axis ($\text{kg}\cdot\text{m}^2$)

$I_z=1.759$; % Inertia z axis ($\text{kg}\cdot\text{m}^2$)

$I_{xy}=0$; % Inertia xy plane ($\text{kg}\cdot\text{m}^2$)

$I_{yz}=0$; % Inertia yz plane ($\text{kg}\cdot\text{m}^2$)

$I_{xz}=0.1204$; % Inertia xz plane ($\text{kg}\cdot\text{m}^2$)

$I=[I_x \ I_{xy} \ I_{xz}; I_{xy} \ I_y \ I_{yz}; I_{xz} \ I_{yz} \ I_z]$; % Inertia Matrix

2. KUVVETLER VE MOMENTLER

Bu bölümde MAV üzerinde etki eden kuvvetleri ve momentleri tanımladık. Kuvvetlerin ve momentlerin genellikle üç ana kaynaktan kaynaklandığını varsayıyoruz. Bu üç ana kaynak şunlardır: yerçekimi, aerodinamik etkiler ve tahrik (motor veya motorlar tarafından üretilen itki). Yerçekimine bağlı kuvveti f_g olarak, aerodinamikten kaynaklanan kuvvetleri ve momentleri (f_a, m_a) olarak, tahrikten kaynaklanan kuvvetleri ve momentleri ise ($f_\rho, m_{\rho'}$) olarak adlandırdığımızda aşağıdaki denklemi elde ettik.

$$\begin{aligned} f &= f_g + f_a + f_\rho \\ m &= m_a + m_{\rho'} \end{aligned} \quad 14.$$

" f " Hava aracına etki eden toplam kuvveti, " m " ise hava aracına etki eden toplam momenti ifade eder.

Yerçekimi kuvvetlerindeki denklemler kullanılarak her bir kuvvet ve moment için ifadeler elde ediyoruz.

2.1. YERÇEKİMİ KUVVETLERİ

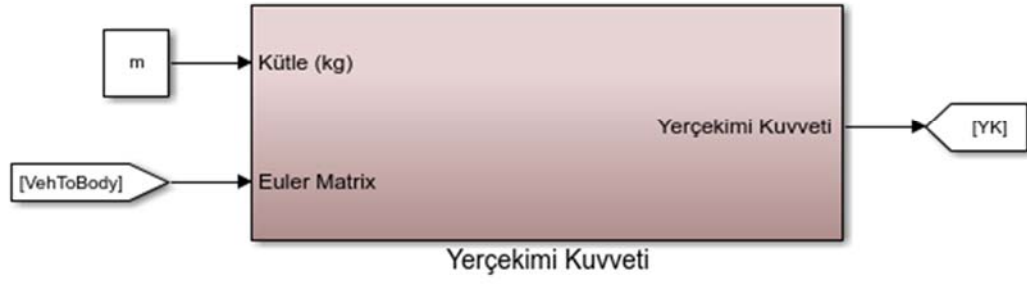
Bir MAV'nin üzerindeki dünya yerçekimi alanının etkisi, kütlesi üzerinde merkez kütlede etki eden bir kuvvet olarak modellenilebilir. Bu kuvvet, k_i yönde etki eder ve MAV'nin kütlesiyle yerçekimi sabiti g tarafından orantılıdır. f^v olarak ifade edilen, merkez kütle üzerinde etki eden yerçekimi kuvveti şu şekildedir.

$$f_g^v = \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ mg \end{pmatrix} \quad 15.$$

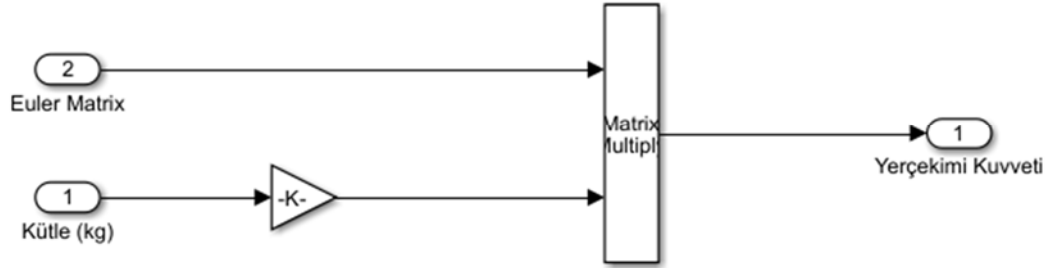
Kinematik ve Dinamik bölümünde Newton'un ikinci yasasını uygularken, kuvvetleri vücut çerçevesindeki eksenler boyunca topladık. Bu nedenle, yerçekimi kuvvetini vücut çerçevesine dönüştürmemiz gerekmektedir ve bu şu şekilde ifade edilir.

$$\begin{aligned} f_g^b &= R_v^b \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ mg \end{pmatrix} \\ &= \begin{pmatrix} -mg \sin \theta \\ mg \cos \theta \sin \phi \\ mg \cos \theta \cos \phi \end{pmatrix} \end{aligned} \quad 16.$$

Yerçekimi kuvveti, MAV'ye merkez kütle üzerinden etki ettiği için yerçekimi tarafından üretilen momentler bulunmamaktadır.

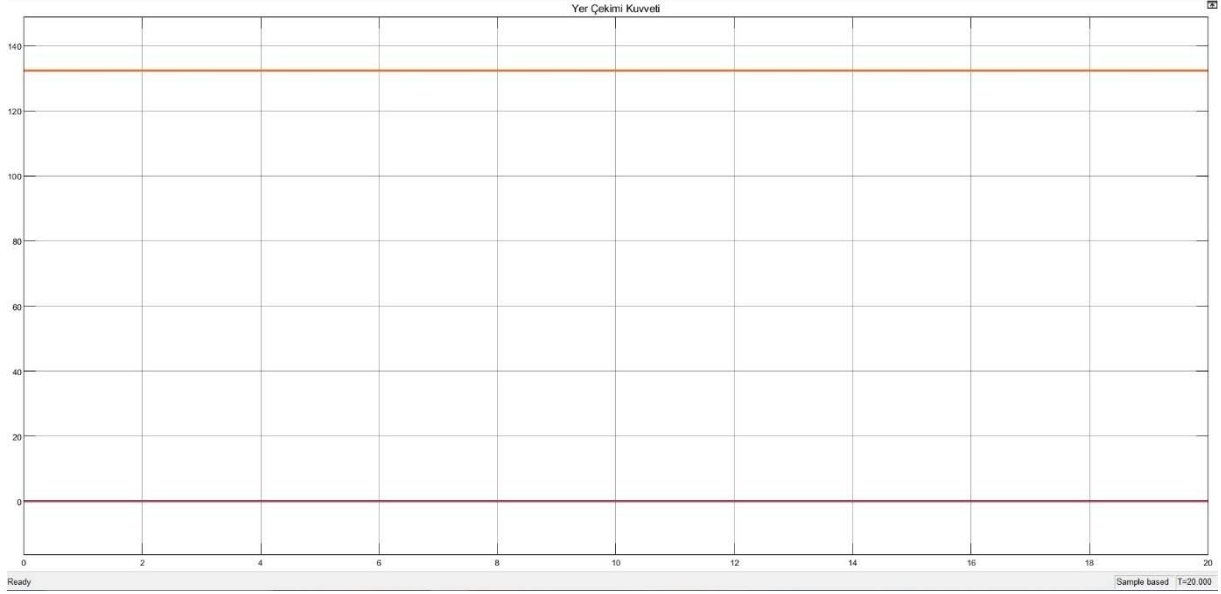


ŞEKİL 13



ŞEKİL 14

Ödevde g yer çekimi ivmesi K kazanç sabiti içerisinde 9.81 m/s^2 olarak alınmıştır.



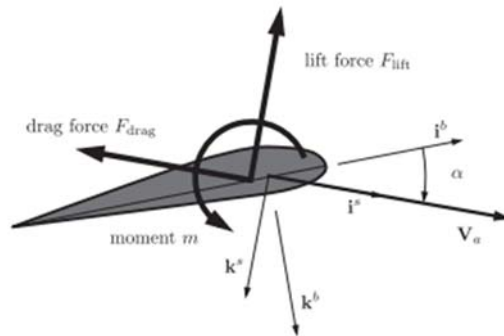
ŞEKİL 15 YER ÇEKİMİ KUVVETİ (NEWTON/S) GRAFİĞİ

2.2. AERODİNAMİK KUVVETLER VE MOMENTLER

Mikro Hava Aracı (MAV), hava içinde hareket ettiğinde, etrafında bir basınç dağılımı oluşturur. Bu basınç dağılımı, hız, hava yoğunluğu ve MAV'ın şekli ile duruşu gibi faktörlere bağlıdır. Dinamik basınç, bu dağılımı anlamak için temel bir parametredir ve ρ 'nin hava yoğunluğunu, V_a 'nın MAV'ın havada hareket etme hızını temsil ettiği $\frac{1}{2}\rho V_a^2$ formülü ile verilir.

MAV kanadı etrafındaki basınç dağılımını tümüyle karakterize etmek yerine, genellikle bu etkileri kuvvetler ve momentlerin bir kombinasyonu ile temsil etmek yaygın bir yaklaşımdır. Örneğin, uzunlamasına düzlemde (MAV'ın hareket yönünde), basıncın MAV gövdesi üzerindeki etkisi genellikle kaldırma kuvveti, direnç kuvveti ve bir moment kullanılarak modellenir. Bu kuvvetler genellikle aerodinamik merkez olarak bilinen çeyrek kord noktasında uygulanır.

Kaldırma, direnç ve moment genellikle şu şekilde ifade edilir:



ŞEKİL 16

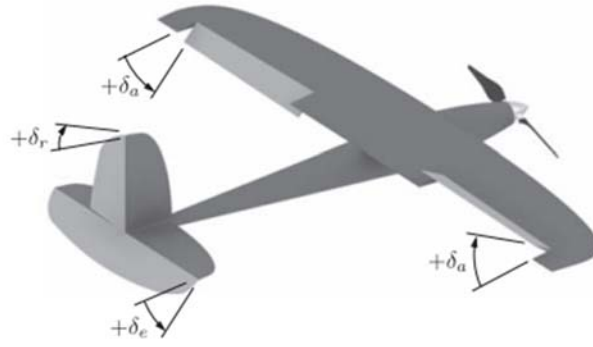
$$\begin{aligned}
F_{lift} &= \frac{1}{2} \rho V_a^2 S C_L \\
F_{drag} &= \frac{1}{2} \rho V_a^2 S C_D \\
m &= \frac{1}{2} \rho V_a^2 S c C_m
\end{aligned}
\tag{17}$$

Burada C_L , C_D ve C_m boyutsuz aerodinamik katsayılarıdır, S MAV kanadının planform alanını temsil eder ve c MAV kanadının ortalama kordonu ifade eder. Genel olarak, hava kanatları için kaldırma, direnç ve yükseklik momenti katsayıları, havafoil şekli, Reynolds sayısı, Mach sayısı ve saldırı açısından önemli ölçüde etkilenir. Küçük ve minyatür uçaklar tarafından uçuşurulan hava hızları için Reynolds sayısı ve Mach sayısı etkileri yaklaşık olarak sabittir. Aerodinamik katsayılarıdaki etkileri, açısal hızlar p, q ve r; kontrol yüzeylerinin açıklığı üzerinde, α ve β açıları üzerinde düşünmek yaygındır.

Aerodinamik kuvvetleri ve momentleri iki gruba ayırmak yaygındır: uzunlamasına ve yanlamasına. Uzunlamasına kuvvetler ve momentler, $(i^b - k^b)$ düzleminde etki eder ve aynı zamanda pitch düzlemi olarak adlandırılır. Bu i^b ve k^b yönlerine (kaldırma ve direnç tarafından oluşturulan) etki eden kuvvetleri ve j^b eksenini etrafındaki momenti içerir. Yanlamasına kuvvetler ve momentler ise, j^b yöndeki kuvveti ve i^b ile k^b eksenini etrafındaki momentleri içerir.

2.2.1 Kontrol Yüzeyleri

Kaldırma yüzeylerinden kaynaklanan aerodinamik kuvvetleri ve momentleri açıklayan detaylı denklemleri vermeden önce, uçağı manevra yapmak için kullanılan kontrol yüzeylerini tanımlamamız gerekiyor. Kontrol yüzeyleri aerodinamik kuvvetleri ve momentleri değiştirmek için kullanılır. Standart uçak konfigürasyonları için kontrol yüzeyleri arasında elevator (kuyruk dümeni), aileron (kanat dümeni) ve rudder (yan dümen) bulunur. Diğer yüzeyler arasında spoiler, flap ve canard gibi unsurlarda benzer şekilde modellenir.



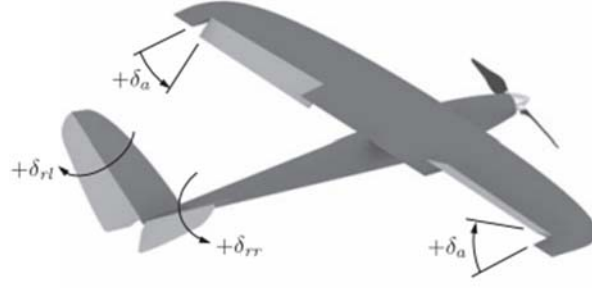
ŞEKİL 17

Şekil 17, standart konfigürasyonu göstermektedir, burada aileron açıklığı δ_a ile, elevator açıklığı δ_e ile ve rudder açıklığı δ_r ile gösterilir. Bir kontrol yüzeyinin açıklık yönü, kontrol yüzeyinin menteşe eksenini üzerinde sağ el kuralı uygulanarak belirlenebilir. Örneğin, elevator'un menteşe eksenini, gövde j^b eksenini ile hizalanmıştır. j^b eksenini etrafındaki sağ el kuralının uygulanması, elevator için pozitif bir açıklamanın trailing edge down (iz sürücüsü aşağı) olduğunu ima eder. Benzer şekilde, rudder için pozitif açıklama trailing edge left (iz sürücüsü sol) olacaktır. Son olarak, her aileron için pozitif aileron açıklaması trailing edge down (iz sürücüsü aşağı) olarak düşünülebilir. Aileron açıklığı δ_a , bir bileşik açıklama olarak şu şekilde düşünülebilir:

$$\delta_a = \frac{1}{2}(\delta_{a-left} - \delta_{a-right}) \quad 18.$$

Bu nedenle, sol aileron trailing edge down (iz sürücüsü aşağı) olduğunda ve sağ aileron trailing edge up (iz sürücüsü yukarı) olduğunda pozitif bir δ_a elde edilir.

Küçük uçaklar için iki başka standart konfigürasyon bulunmaktadır. İlk olarak, Şekil 18'de gösterilen v-kuyruk konfigürasyonudur. Bir v-kuyruk için kontrol yüzeylerine ruddervators denir. Sağ ruddervatorun açıklığı δ_{rr} olarak gösterilir ve sol ruddervatorun açıklığı δ_{rl} olarak gösterilir. Ruddervatorları diferansiyel olarak sürmek, k^b eksenini etrafında bir tork üretir.



ŞEKİL 18

Ruddervatorları birlikte sürmek, j^b eksenini etrafında bir tork oluşturarak aynı etkiyi yapar. Matematiksel olarak, ruddervatorlar ile dümen-elevator sinyalleri arasında şu şekilde dönüşüm yapabiliriz:

$$\begin{pmatrix} \delta_e \\ \delta_r \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 1 & 1 \\ -1 & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \delta_{rr} \\ \delta_{rl} \end{pmatrix} \quad 19.$$

Bu ilişkiyi kullanarak, v-kuyruk uçakları için kuvvetler ve torklar matematiksel modeli, standart dümen-elevator gösterimi terimlerinde ifade edilebilir.

2.2.2. Uzunlamasına Aerodinamik

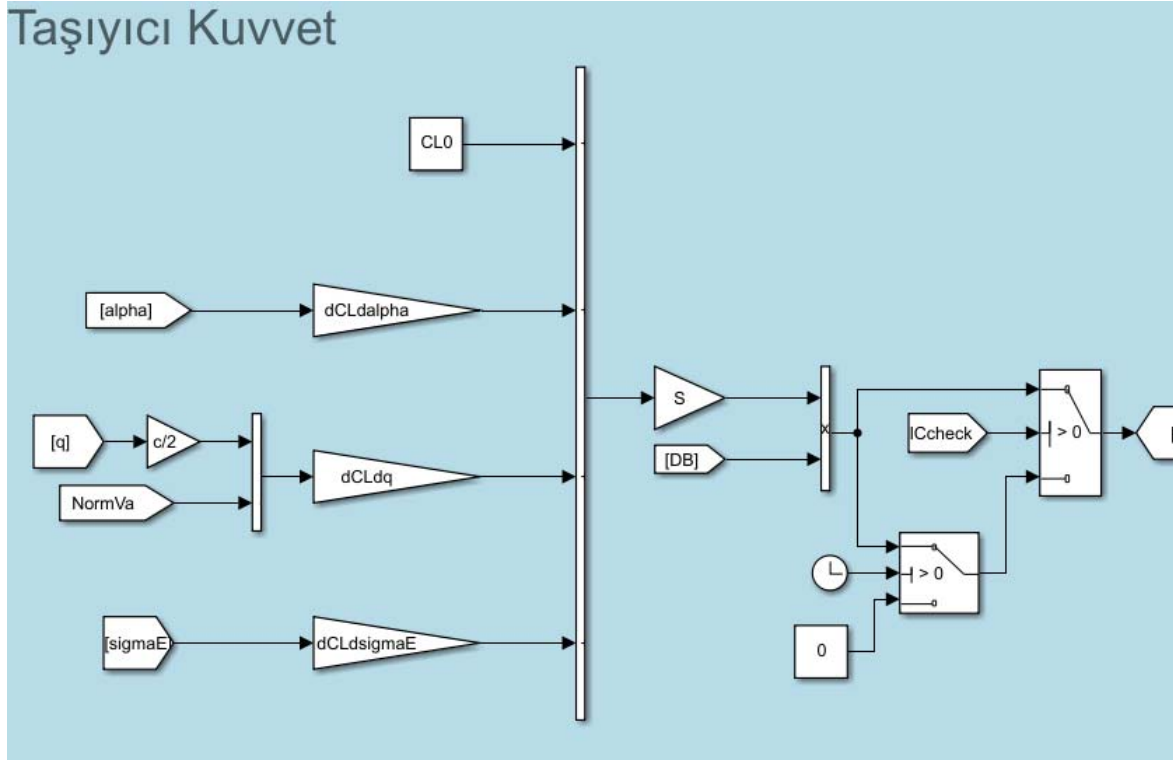
Uzunlamasına aerodinamik kuvvetler ve momentler, gövde $i^b - k^b$ düzleminde harekete neden olur, aynı zamanda pitch düzlemi olarak da bilinir. Onlar, belki de en aşına olduğumuz aerodinamik kuvvetler ve momentlerdir: kaldırma, direnç ve yükseklik momenti. Tanım gereği, kaldırma ve direnç kuvvetleri stabilite çerçevesinin eksileriyle hizalanır, Şekil 1.1'de gösterildiği gibi. Bir vektör olarak temsil edildiğinde, yükseklik momenti de stabilite çerçevesinin j^s eksenini ile hizalanır. Kaldırma ve direnç kuvvetleri ile yükseklik momenti saldırı açısından büyük ölçüde etkilenir. Pitch oranı q ve elevator açıklığı δ_e de uzunlamasına kuvvetleri ve momenti etkiler. Buna dayanarak, kaldırma, direnç ve yükseklik momenti denklemlerini, bu fonksiyonel bağımlılığı α , q ve δ_e ile ifade etmek için şu şekilde yeniden yazabiliriz:

$$F_{lift} = \frac{1}{2} \rho V_a^2 s c_L(\alpha, q, \delta_e)$$

$$F_{drag} = \frac{1}{2} \rho V_a^2 s C_D(\alpha, q, \delta_e)$$

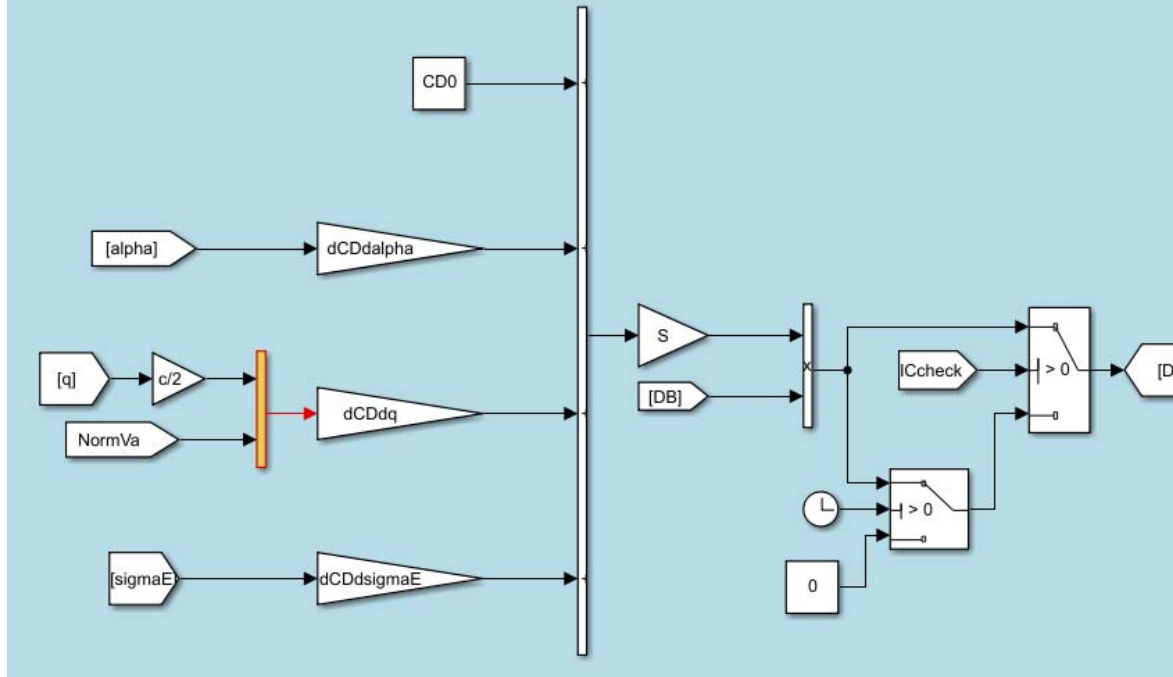
$$m = \frac{1}{2} \rho V_a^2 S c C_m(\alpha, q, \delta_e)$$

20.



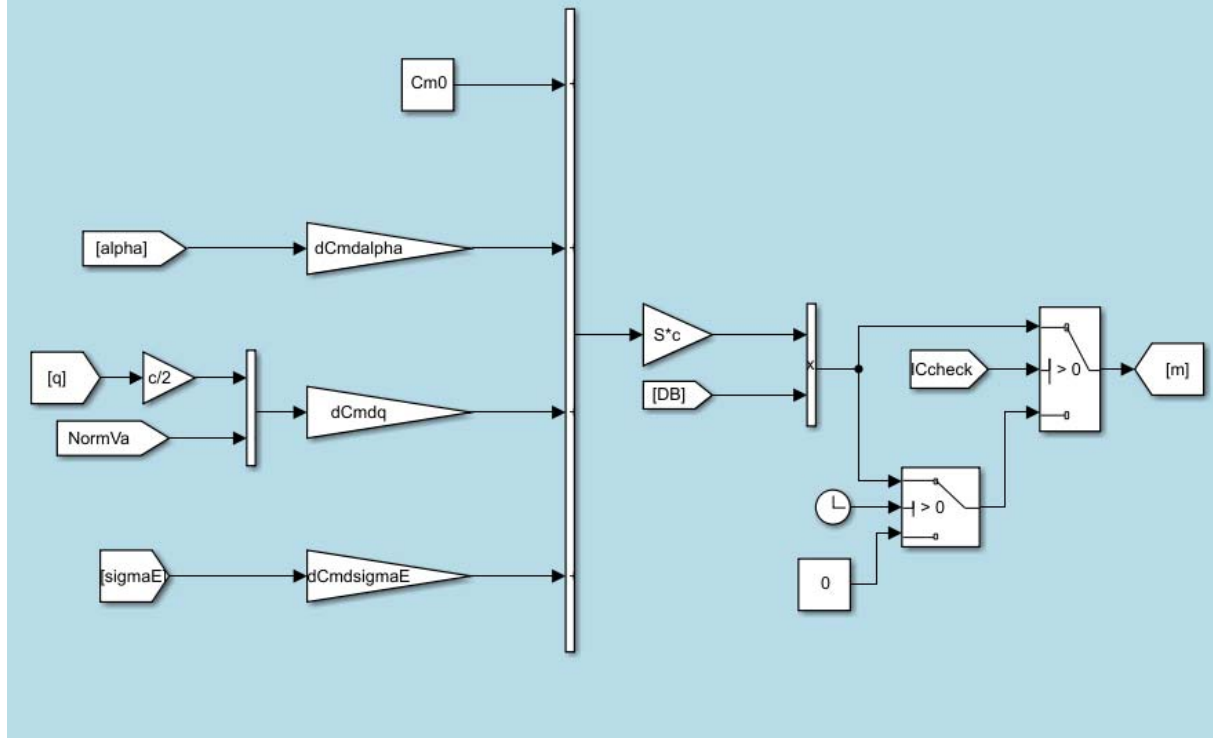
ŞEKİL 19 TAŞIYICI KUVVET (F_{lift}) MATLAB/SİMULINK BLOĞU

Sürüklenme Kuvveti



ŞEKİL 20 SÜRÜKLEME KUVVET (F_{drag}) MATLAB/SİMULİNK BLOĞU

Yunuslama Momenti



ŞEKİL 21 YUNUSLAMA MOMENTİ (m) MATLAB/SİMULİNK BLOĞU

Genel olarak, bu kuvvet ve moment denklemleri lineer olmayanlardır. Ancak, küçük saldırı açıları için kanadın üzerinden akan akış laminar ve bağlı kalacaktır. Bu koşullar altında, kaldırma, direnç ve yükseklik momenti, kabul edilebilir doğrulukla lineer yaklaşımlar kullanılarak modellenenebilir. Kaldırma denklemi ile çalışarak bir örnek olarak, kaldırma kuvvetinin birinci dereceden Taylor serisi yaklaşımı şu şekilde yazılabilir:

$$F_{lift} = \frac{1}{2} \rho V_a^2 S \left[c_{L_0} + \frac{\partial c_L}{\partial \alpha} \alpha + \frac{\partial c_L}{\partial q} q + \frac{\partial c_L}{\partial \delta_e} \delta_e \right] \quad 21.$$

Katsayı C_{L_0} , $\alpha = q = \delta_e = 0$ olduğunda c_L 'nin değeridir. Bu lineer yaklaşımın kısmi türevlerini boyutsuz hale getirmek yaygındır. c_L ve açılar α ile δ_e (radyan cinsinden ifade edilen) boyutsuz olduğu için, boyutsuz hale getirilmesi gereken tek kısmi türev $\frac{\partial c_L}{\partial q}$ 'dur. q 'nun birimi rad/s olduğu için kullanılacak standart bir faktör $c/(2V_a)$ dir. Böylece denklem (21)'yi şu şekilde tekrar yazabiliriz:

$$F_{lift} = \frac{1}{2} \rho V_a^2 S \left[C_{L_0} + C_{L_\alpha} \alpha + C_{L_q} \frac{c}{2V_a} q + C_{L_{\delta_e}} \delta_e \right] \quad 22.$$

Burada katsayılar C_{L_0} , $C_{L_\alpha} \triangleq \frac{\partial c_L}{\partial \alpha}$, $C_{L_q} \triangleq \frac{\partial c_L}{\partial \frac{qc}{2V_a}}$ ve $C_{L_{\delta_e}}$ boyutsuz miktarlardır. C_{L_α} ve C_{L_q} genellikle stabilite türetileri olarak adlandırılırken, $C_{L_{\delta_e}}$ bir kontrol türevidir. "Türev" etiketi, katsayıların Taylor serisi yaklaşımında kısmi türevler olarak ortaya çıkmasından gelir. Benzer bir şekilde, aerodinamik direnç kuvveti ve yükseklik momenti için lineer yaklaşımları şu şekilde ifade ederiz:

$$F_{drag} = \frac{1}{2} \rho V_a^2 S \left[C_{D_0} + C_{D_\alpha} \alpha + C_{D_q} \frac{c}{2V_a} q + C_{D_{\delta_e}} \delta_e \right] \quad 23.$$

$$m = \frac{1}{2} \rho V_a^2 S c \left[C_{m_0} + C_{m_\alpha} \alpha + C_{m_q} \frac{c}{2V_a} q + C_{m_{\delta_e}} \delta_e \right] \quad 24.$$

Denklemler (22), (23) ve (24), uzunlamasına aerodinamik modelin temelini oluşturan yaygın olarak kullanılan ifadelerdir. Tipik düşük saldırı açısı uçuş koşullarında, bu denklemler, üretilen kuvvetlerin ve momentlerin yeterince doğru bir temsildir. Uçak gövdesi üzerindeki akış laminar ve bağlıdır ve uçak üzerindeki akış alanı quasi-steady olarak adlandırılır, bu da

zamanla yavaşça değişir anlamına gelir. Akış alanının şekli öngörülebilir ve saldırı açısı, pitch hızı ve elevator açıklığındaki değişikliklere yanıt olarak değişir. Akış alanının quasi-steady davranışı, uzunlamasına aerodinamik kuvvetleri ve torkları öngörülebilir ve oldukça basit bir şekilde modellemeyi sağlar, yukarıda gösterildiği gibi.

2.2.3. Yanal Aerodinamik

Yanal aerodinamik kuvvetler ve momentler, J^b eksenı boyunca yan yönde translasyon hareketine neden olurken, aynı zamanda roll ve yaw'da dönmeye sebep olarak UVA'nın uçuş yolunda yönlendirme değişikliklerine yol açar. Yanal aerodinamikler, en önemli olarak yan kayma açısı β tarafından etkilendir. Ayrıca roll hızı p , yaw hızı r , ayrıkların (aileron) açısı δ_a ve dümenin (rudder) açısı δ_r tarafından da etkilendir. Yanal kuvveti f_y , roll ve yaw momentlerini sırasıyla l ve n olarak belirtirsek, aşağıdaki denklemlere sahibiz:

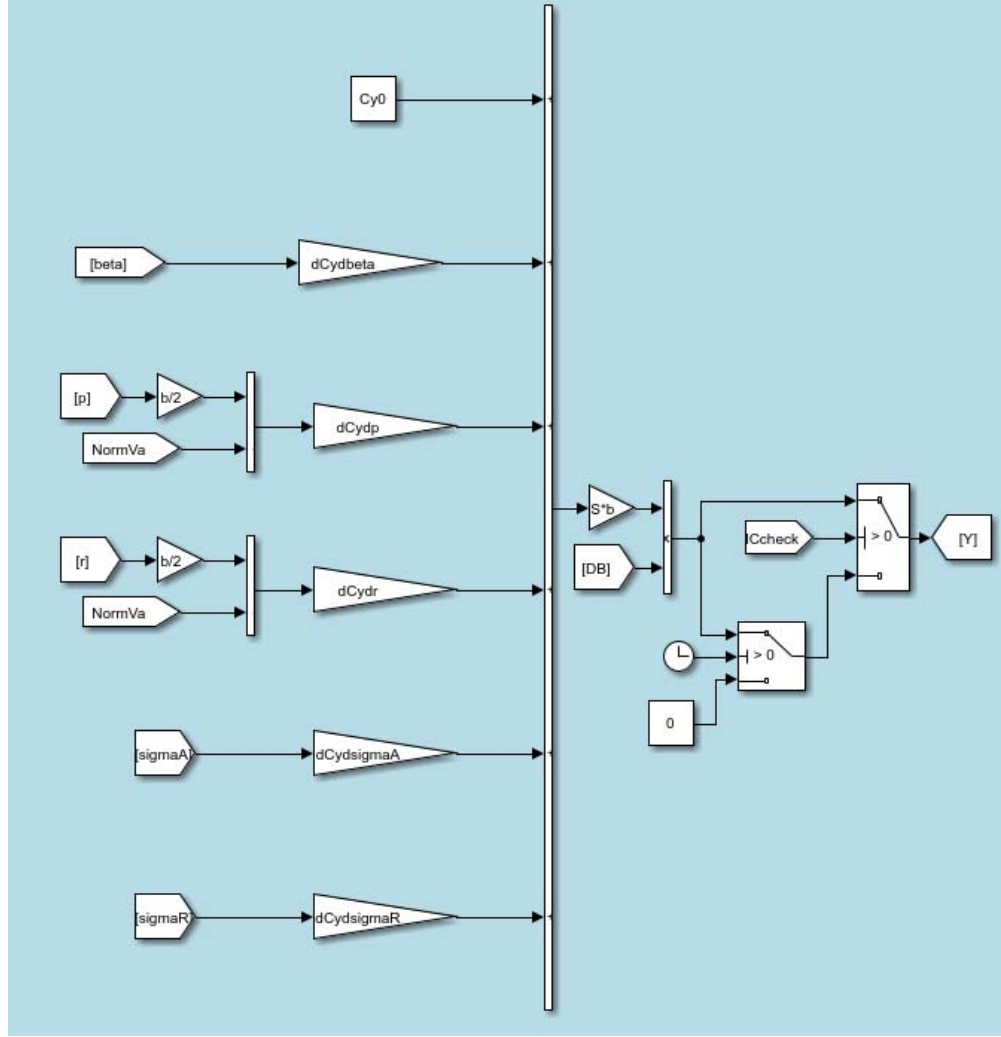
$$\begin{aligned} f_y &= \frac{1}{2} \rho V_a^2 S C_y(B, \rho, r, \delta_a, \delta_r) \\ l &= \frac{1}{2} \rho V_a^2 S b C_l(B, \rho, r, \delta_a, \delta_r) \\ n &= \frac{1}{2} \rho V_a^2 S b C_n(\beta, \rho, r, \delta_a, \delta_r) \end{aligned} \quad 25.$$

Burada C_y , C_l ve C_n , boyutsuz aerodinamik katsayılarıdır ve b , uçağın kanat açıklığıdır. Burada C_y , C_l ve C_n , boyutsuz aerodinamik katsayılarıdır ve b , uçağın kanat açıklığıdır. Uzunlamasına aerodinamik kuvvetler ve momentlerde olduğu gibi, katsayılar C_y , C_l ve C_n , bu durumda β , p , r , δ_a ve δ_r gibi yapısal parametreler açısından non-dimensionalıdır.

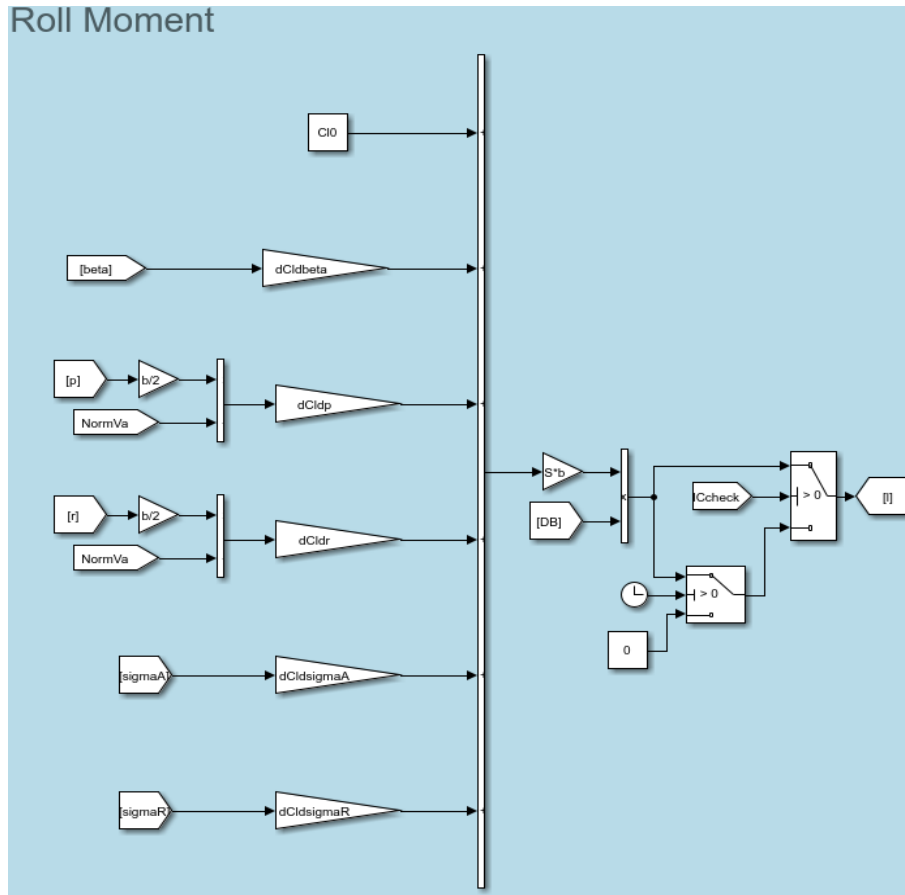
Ancak, bu non-lineer ilişkileri karakterize etmek zordur. Dahası, çoğu uygulamada doğrusal aerodinamik modeller kabul edilebilir doğruluk sağlar ve uçağın dinamik stabilitesine değerli içgörüler sunar. Boyuna Aerodinamik bölümünde kullanılan yaklaşımı takip edeceğiz: birinci dereceden Taylor serisi yaklaşımı ve aerodinamik katsayıların boyutsuzlaştırılması. Bu yaklaşımı kullanarak, yanal kuvvet, roll momenti ve yaw momenti için doğrusal ilişkiler şu şekildedir:

$$\begin{aligned} f_y &= \frac{1}{2} \rho V_a^2 S \left[C_{y_0} + C_{y_\beta} \beta + C_{y_\rho} \frac{b}{2V_a} \rho + C_{y_r} \frac{b}{2V_a} r + C_{y_{\delta_a}} \delta_a + C_{y_{\delta_r}} \delta_r \right] \\ l &= \frac{1}{2} \rho V_a^2 S b \left[C_{l_0} + C_{l_\beta} \beta + C_{l_\rho} \frac{b}{2V_a} \rho + C_{l_r} \frac{b}{2V_a} r + C_{l_{\delta_a}} \delta_a + C_{l_{\delta_r}} \delta_r \right] \\ n &= \frac{1}{2} \rho V_a^2 S b \left[C_{n_0} + C_{n_\beta} \beta + C_{n_\rho} \frac{b}{2V_a} \rho + C_{n_r} \frac{b}{2V_a} r + C_{n_{\delta_a}} \delta_a + C_{n_{\delta_r}} \delta_r \right] \end{aligned} \quad 26.$$

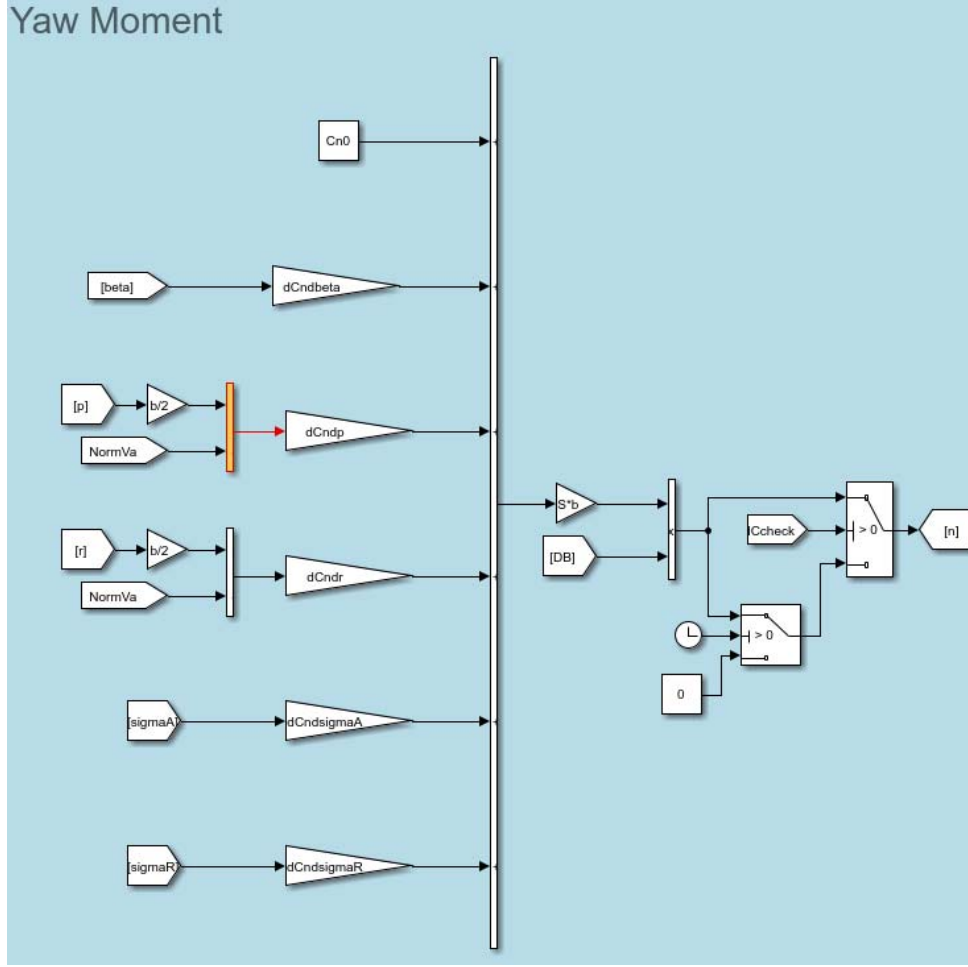
Yanal Kuvvet



ŞEKİL 22 YANAL KUVVET MATLAB/SİMULİNK BLOĞU



ŞEKİL 23 ROLL MOMENT MATLAB/SİMULİNK BLOĞU



ŞEKİL 24 YAW MOMENT MATLAB/SİMULİNK BLOĞU

Bu kuvvetler ve momentler, uçağın gövde ekseniiyle hizalanmıştır ve hareket denklemlerine uygulanması için döndürme dönüşümüne ihtiyaç duymazlar. C_{Y_0} katsayısı, yan kuvvet katsayısı C_Y 'nin $\beta = p = r = \delta_a = \delta_r = 0$ olduğu durumda aldığı değerdir. $i^b - k^b$ düzlemi etrafında simetrik olan uçaklar için, C_{Y_0} genellikle sıfırdır. C_{l_0} ve C_{n_0} katsayıları benzer şekilde tanımlanır ve genellikle simetrik uçaklar için de sıfırdır.

Ödevde workspace oluştururken kullanılan aerodinamik kat sayı ifadelerinin hepsi Small Unmanned Aircraft Theory and Practice kitabında ekte verilen Aerosonde UAV parametreler tablosundan alınmıştır ve command windowda şu şekilde tanımlanmıştır:

```
%%%%%%%%%%%%%% Boylamsal Katsayılar
%%%%%%%%%%%%%%
```

```
CL0=0.28;
CD0=0.03;
Cm0=-0.02338;
dCLdalpha=3.45;
dCDdalpha=0.3;
dCmdalpha=-0.38;
dCLdq=0;
```


dCDdq=0;
dCmdq=-3.6;
dCLdsigmaE=-0.36;
dCDdsigmaE=0;
dCmdsigmaE=-0.5;
Cprop=1;
M=50;
alpha_0=0.4712;
epsilon=0.1592;
dCDdp=0.0437;
dCnds sigmaR=-0.032;

%% Yanal Katsayılar
%%

Cy0=0;
Cl0=0;
Cn0=0;
dCydbeta=-0.98;
dCl dbeta=-0.12;
dCndbeta=0.25;
dCydp=0;
dCl dp=-0.26;
dCndp=0.022;
dCydr=0;
dCl dr=0.14;
dCndr=-0.35;
dCydsigmaA=0;
dCl dsigmaA=0.08;
dCnds sigmaA=0.06;
dCydsigmaR=-0.17;
dCl dsigmaR=-0.105;

%% Hava aracı parametreleri
%%

S=0.55; % Temas yüzey alanı (m²)
b=2.8956; % Kanat Açıklığı(m)
c=0.18994; % Kanat Genişliği (m)

2.3. İTKİ KUVVETLERİ VE MOMENTLERİ

2.3.1. Proppeller İtkisi

Bernoulli prensibi, bir akışkanın hareket enerjisi, potansiyel enerjisi ve iç enerjisi arasındaki ilişkiyi ifade eden bir fizik prensibidir. Bu prensip, bir akışkanın değişen hızlarına ve yüksekliklerine bağlı olarak enerji değişimini açıklar. Bernoulli'nin prensibini uygulayarak,

pervanenin önündeki ve arkasındaki basıncı hesaplamak mümkündür. Ardından, bu basınç farkını pervane alanına uygulayarak bir model geliştirilebilir. Bu yaklaşım, tamamen verimli bir pervane için doğru olan bir model ortaya çıkaracaktır. MAV (Mikro Hava Aracı) simülasyonu için makul bir başlangıç noktası sağlayacaktır. Bernoulli'nin denklemi kullanılarak, pervane önündeki toplam basınç şu şekilde yazılabilir:

$$P_{upstream} = P_0 + \frac{1}{2} \rho V_a^2 \quad 27.$$

P_0 , statik basıncı temsil eder ve ρ hava yoğunluğudur. Pervanenin ardındaki basınç şu şekilde ifade edilebilir:

$$P_{downstream} = P_0 + \frac{1}{2} \rho V_{exit}^2 \quad 28.$$

Eğer S_{prop} , pervane tarafından taranan alanı temsil ediyorsa, motordan kaynaklanan itme kuvveti şu şekildedir:

$$F_{x_p} = \frac{1}{2} \rho S_{prop} C_{prop} [(k_{motor} \delta_t)^2 - V_a^2]$$

$$f_p = \frac{1}{2} \rho S_{prop} C_{prop} \begin{pmatrix} (k_{motor} \delta_t)^2 - V_a^2 \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix} \quad 29.$$

MAV (Mikro Hava Aracı), itmenin doğrudan uçağın gövde eksenini (i^b eksenini) boyunca etki ettiği şekilde tasarlanmıştır. Bu nedenle, itme, MAV'ın ağırlık merkezi etrafında herhangi bir moment oluşturmaz.

2.3.2. Propeller Torku

MAV pervanesi döndükçe, pervane tarafından geçen havaya kuvvet uygulanır ve hava momentumunu artırırken MAV üzerine itme kuvveti oluşturur. Havada pervane üzerine eşit ve zıt kuvvetler uygulanır. Bu kuvvetlerin net etkisi, MAV'ye uygulanan pervane dönme eksenindeki bir torktur. Motorun pervaneye (ve ardından havaya) uyguladığı tork, sabitlenmiş MAV gövdesine bağlı motor tarafından pervaneye uygulanan eşit ve zıt bir torka neden olur. Bu tork, pervane dönme yönünün tersine ve pervane açısal hızının karesiyle orantılı olarak ifade edilir, şu şekildedir:

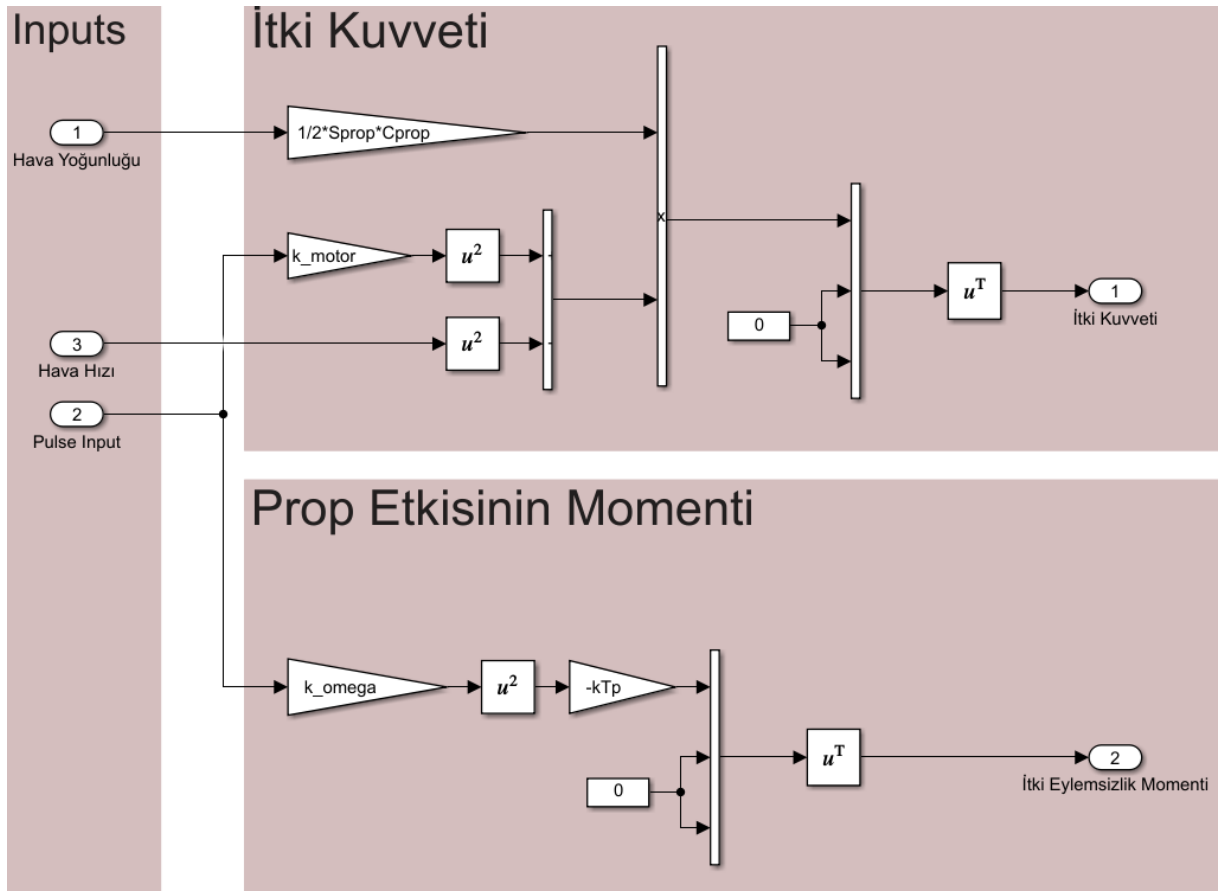
$$T_p = -k_{T_p} (k_\Omega \delta_t)^2 \quad 30.$$

burada, $\Omega = k_\Omega \delta_t$ pervane hızını temsil eder ve k_{T_p} bir deney tarafından belirlenen bir sabittir. Tahrik sisteminin neden olduğu momentler şunlardır:

$$mp = \begin{pmatrix} -k_{Tp}(k_{\Omega}\delta_t)^2 \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix}$$

31.

Bu pervane torkunun etkileri genellikle görece küçüktür. Dikkate alınmazsa, pervane torku, pervane dönme yönünün tersinde yavaş bir roll hareketine neden olacaktır. Bu, küçük bir aileron açıklığı uygulanarak kolayca düzeltilebilir; bu, pervane torkunu dengelemek için bir roll momenti üretir.



ŞEKİL 25 İTKİ KUVVETİNİN VE PROP MOMENTİNİN MATLAB / SİMULİNK BLOĞU

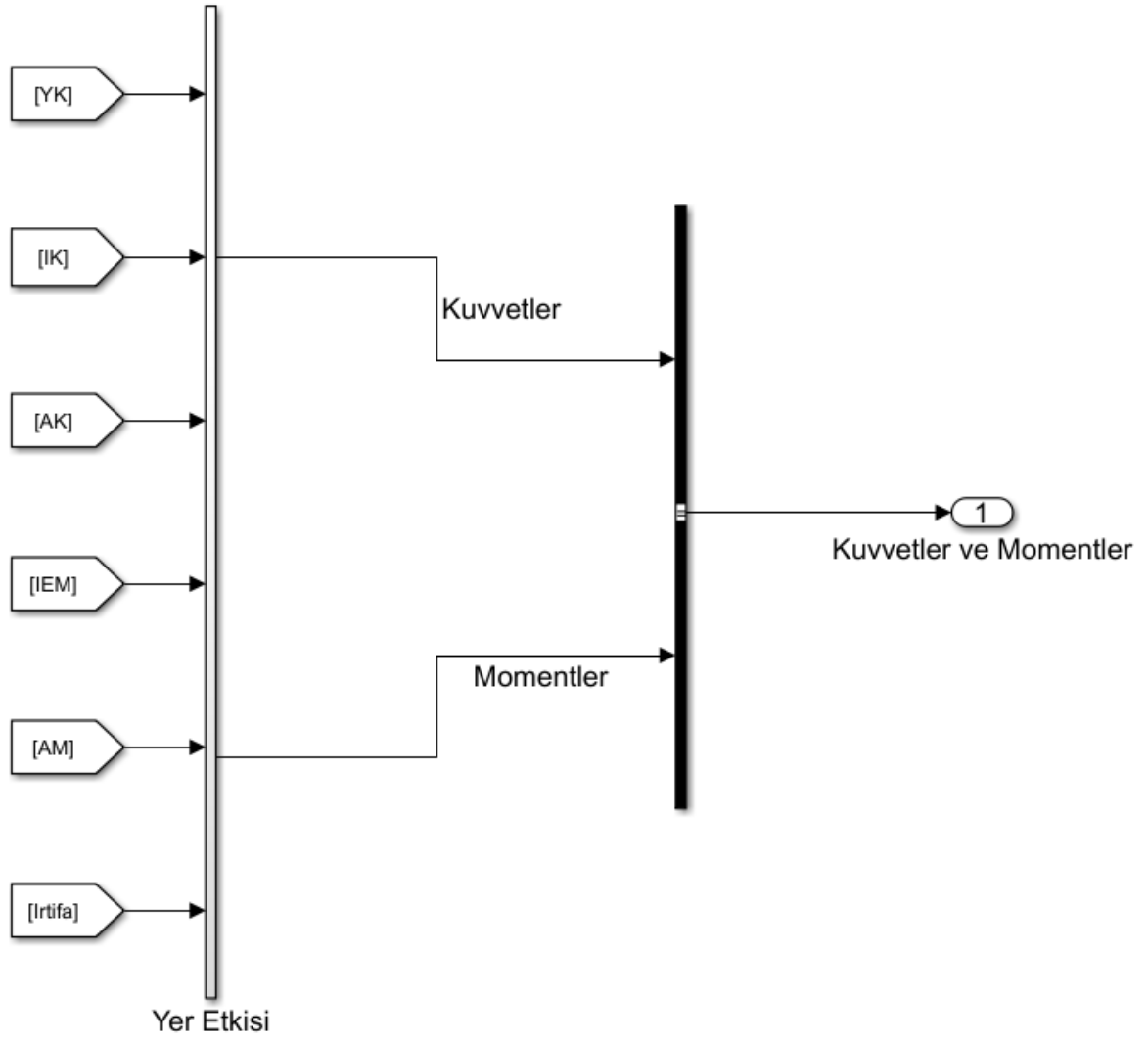
2.4. ÖZET

MAV üzerindeki toplam kuvvetler aşağıdaki şekilde özetlenebilir:

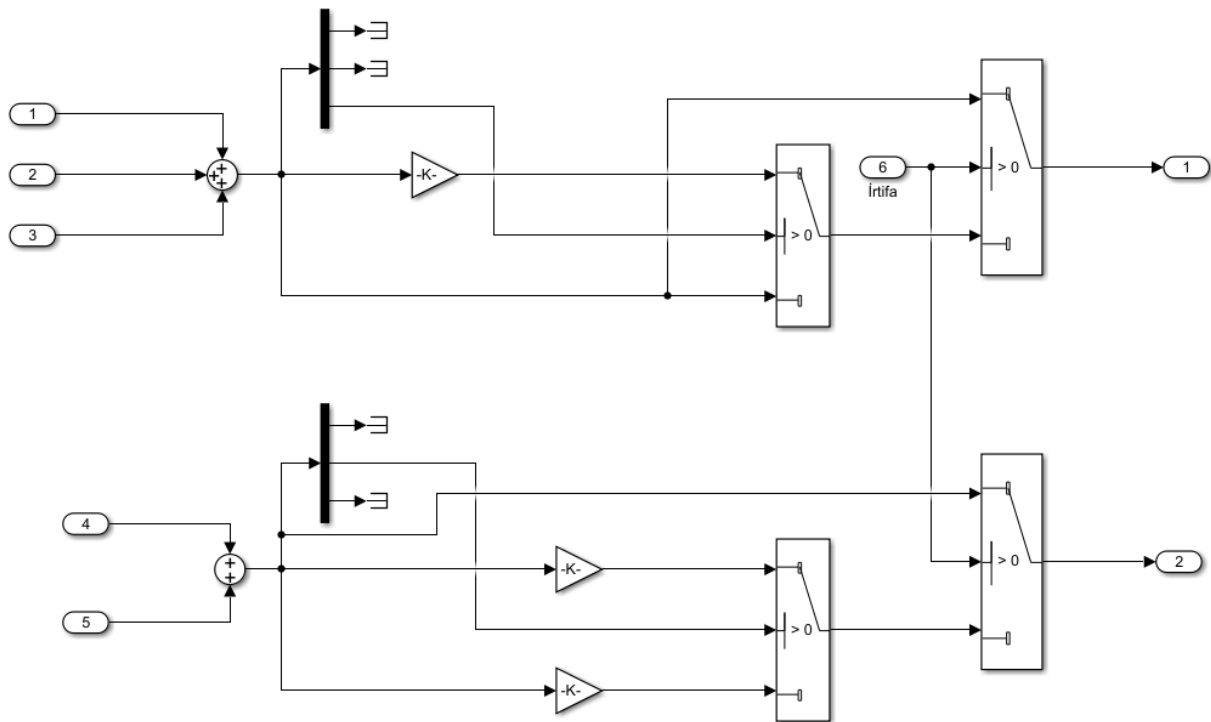
$$\begin{aligned}
 \begin{pmatrix} f_x \\ f_y \\ f_z \end{pmatrix} &= \begin{pmatrix} -mg \sin \theta \\ mg \cos \theta \sin \phi \\ mg \cos \theta \cos \phi \end{pmatrix} \\
 + \frac{1}{2} \rho V_a^2 S &\begin{pmatrix} C_x(\alpha) + C_{x_q}(\alpha) \frac{c}{2V_a} q + C_{x_{\delta_e}}(\alpha) \delta_e \\ C_{Y_0} + C_{Y_\beta} \beta + C_{Y_p} \frac{b}{2V_a} p + C_{Y_r} \frac{b}{2V_a} r + C_{Y_{\delta_a}} \delta_a + C_{Y_{\delta_r}} \delta_r \\ C_z(\alpha) + C_{z_q}(\alpha) \frac{c}{2V_a} q + C_{z_{\delta_e}}(\alpha) \delta_e \end{pmatrix} \\
 &+ \frac{1}{2} \rho S_{prop} C_{prop} \begin{pmatrix} (k_{motor} \delta_t)^2 - V_a^2 \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix}
 \end{aligned} \tag{32}$$

MAV üzerindeki toplam torklar şu şekilde özetlenebilir:

$$\begin{pmatrix} l \\ m \\ n \end{pmatrix} = \frac{1}{2} \rho V_a^2 S \begin{pmatrix} b \left[C_{l_0} + C_{l_\beta} \beta + C_{l_p} \frac{b}{2V_a} p + C_{l_r} \frac{b}{2V_a} r + C_{l_{\delta_a}} \delta_a + C_{l_{\delta_r}} \delta_r \right] \\ c \left[C_{m_0} + C_{m_a} a + C_{m_q} \frac{c}{2V_a} q + C_{m_{\delta_e}} \delta_e \right] \\ b \left[C_{n_0} + C_{n_\beta} \beta + C_{n_p} \frac{b}{2V_a} p + C_{n_r} \frac{b}{2V_a} r + C_{n_{\delta_a}} \delta_a + C_{n_{\delta_r}} \delta_r \right] \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} -k_{T_p} (k_\Omega \delta_t)^2 \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix} \tag{33}$$



ŞEKİL 26 KUVVET VE MOMENT BİLEŞEN SİNYALLERİNİN BUSCREATOR İLE BİRLEŞTİRİLMESİ



3. ATMOSFER MODELİ

- **Sıcaklık:** Troposfer tabakasında irtifa arttıkça sıcaklık düşer, irtifa azaldıkça sıcaklık artar. Bu nedenle, sıcaklık irtifaya bağlı olarak değişir ve aşağıdaki denklemle ifade edilir:

Burada, T irtifaya bağlı sıcaklık, T0 deniz seviyesindeki sıcaklık, L troposferdeki sıcaklık gradyanı ve h irtifadır

- **Basınç:** Atmosferik basınç, irtifaya bağlı olarak azalır. Bu nedenle, basınç irtifaya bağlı olarak değişir ve aşağıdaki denklemle ifade edilir:

$$P = P_0 \left(1 - \frac{Lh}{T_0} \frac{gM}{R}\right)^{\frac{gM}{RL}} \quad 35.$$

Burada, P irtifaya bağlı basınç, P_0 deniz seviyesindeki basınç, g yerçekimi ivmesi, M molar kütle, R gaz sabiti, L troposferdeki sıcaklık gradyanı ve h irtifadır

- **Ses hızı:** Ses hızı, irtifaya bağlı olarak değişir ve aşağıdaki denklemle ifade edilir:

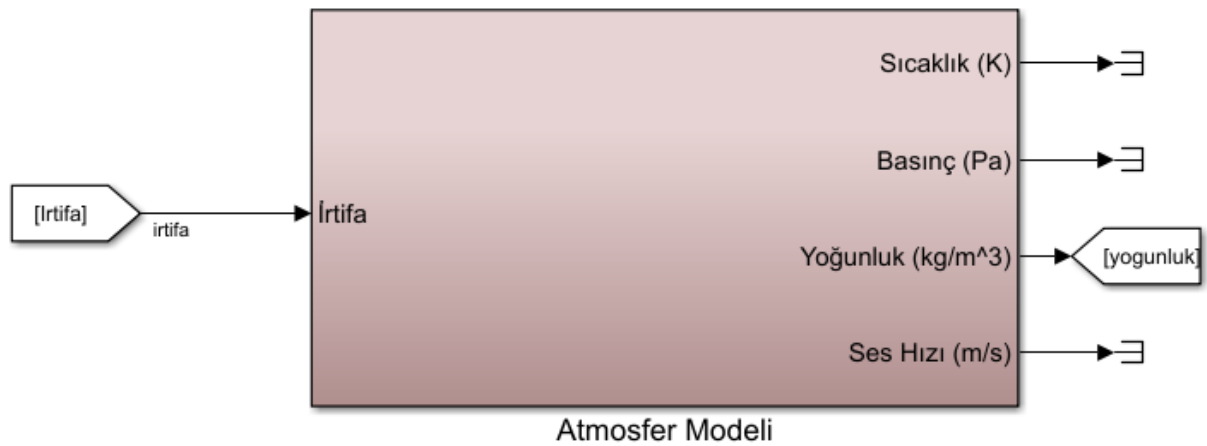
$$a = \gamma RT \quad 36.$$

Burada, a ses hızı, γ özgül ısı oranı, R gaz sabiti, T sıcaklık değeri.

- **Yoğunluk:** Yoğunluk, irtifaya bağlı olarak azalır ve aşağıdaki denklemle ifade edilir:

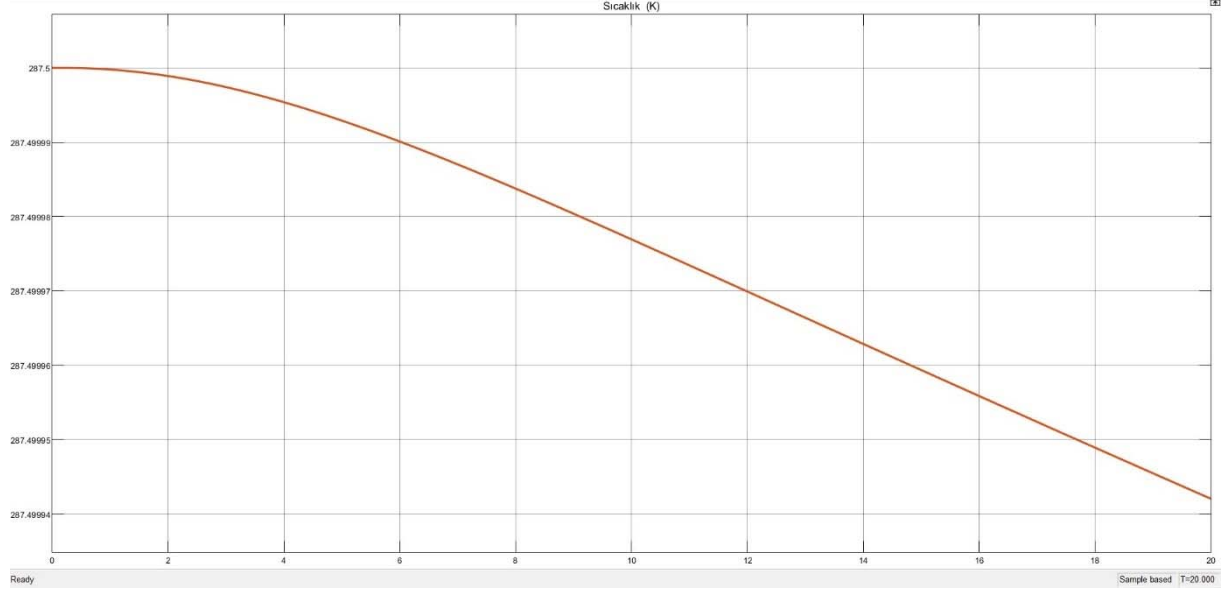
$$\rho = \rho_0 \left(1 - \frac{Lh}{T_0} \frac{gM}{R}\right)^{\frac{gM}{RL}} \quad 37.$$

Burada, ρ irtifaya bağlı yoğunluk, ρ_0 deniz seviyesindeki yoğunluk, g yerçekimi ivmesi, M molar kütle, R gaz sabiti, L troposferdeki sıcaklık gradyanı ve h irtifadır.

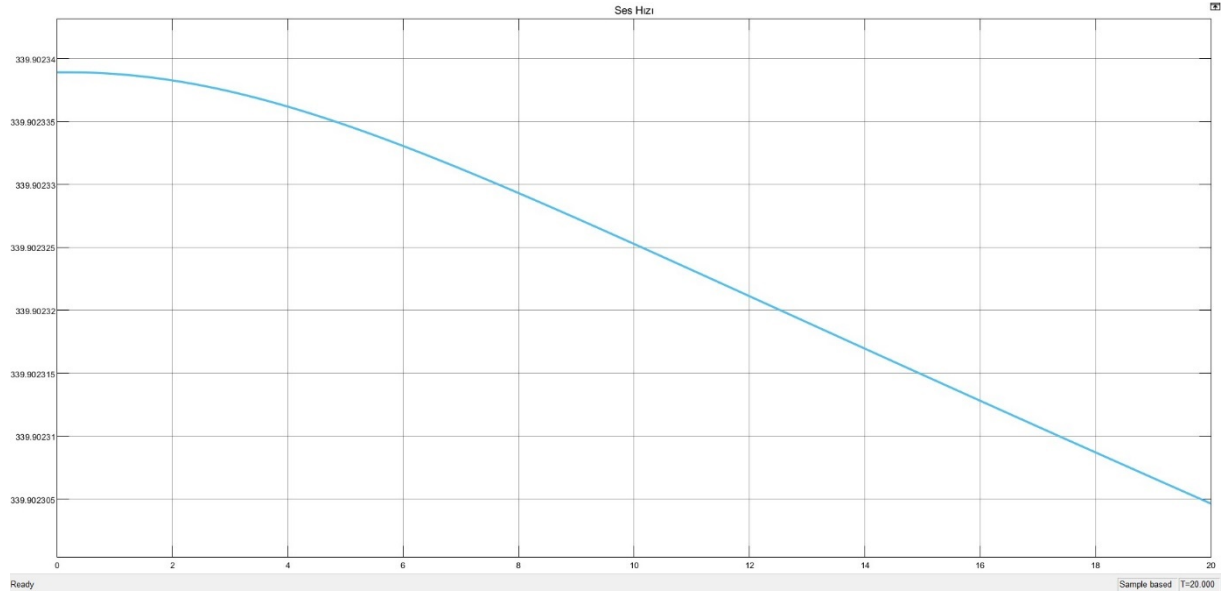


ŞEKİL 28 ATMOSFER MODELİ MATLAB/SİMULİNK BLOĞU

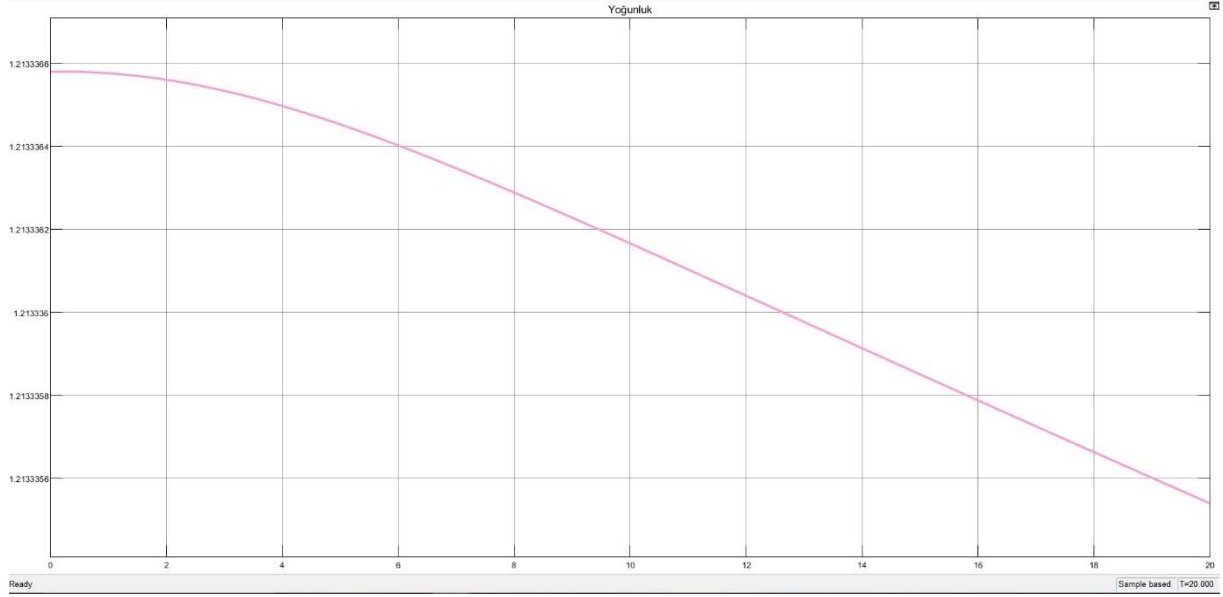
Ödevde istenilen irtifaya bağlı sıcaklık, basınç ve yoğunluk gibi bilgileri çıktı olarak veren atmosfer modeli kuvvetler ve momentler bloğunun içinde hazır kütüphane kullanılmadan tanımlanmıştır. Bu modelden elde edilen çıktılar aşağıda verilmiştir.



ŞEKİL 29 İRTİFAYA BAĞLI SICAKLIK (K/s) GRAFİĞİ



ŞEKİL 30 İRTİFAYA BAĞLI SES HIZI (m/s) GRAFİĞİ



ŞEKİL 31 İRTİFAYA BAĞLI YOĞUNLUK (kg/m^3) GRAFİĞİ

4. MOTOR MODELİ

Motor modellemesi, hava aracının performansının anlaşılması ve optimize edilmesi için önemli bir faktördür. Motor performansını etkileyen temel parametreler arasında itme kuvveti, tork, güç ve yakıt tüketimi bulunmaktadır.

Motorun itme kuvveti (thrust) genellikle motor devrine (rpm), hava yoğunluğuna ve emme havasının motorun içine alındığı bölgelerin özelliklerine bağlıdır.

Motorun itme kuvveti ve torku arasındaki ilişki, hava aracının hızını etkiler. İtme kuvveti genellikle hava aracının ivmesini ve hızını belirler.

Motor devri ile itme kuvveti arasındaki ilişki genellikle motorun karakteristik eğrisi olarak bilinir. Bu eğri, motorun belirli devirlerde maksimum itme kuvvetine ulaştığı ve motor devresi arttıkça itme kuvvetinin azaldığı bir eğriyi ifade eder.

Motorun torku, motor devri ile de ilişkilidir. Motor devri arttıkça, genellikle motor torku düşer. Bu, motorun belirli bir devirde maksimum torka sahip olduğu bir karakteristik eğri oluşturur.

4.1. MOTOR İTME KUVVETİ MODELLEMESİ

Motorun itme kuvveti, hava aracının hızını ve ivmesini belirleyen önemli bir parametredir. İtme kuvveti genellikle aşağıdaki formülle ifade edilir:

$$F_{thrust} = k \cdot \rho \cdot S_{prop} \cdot V_{air}^2$$

F_{thrust} : İtme kuvveti,
 k : İtme kuvveti katsayısı,
 ρ : Hava yoğunluğu,
 S_{prop} : Pervane alanı,
 V_{air} : Hava hızı

38.

4.2. MOTOR TORK VE GÜÇ MODELLEMESİ

Motorun torku ve gücü, hava aracının dinamik davranışını anlamak için önemlidir. Tork genellikle aşağıdaki formülle ifade edilir:

$$\tau = k \cdot I \cdot V_m$$

39.

Güç ise tork ve devir hızı (rpm) kullanılarak aşağıdaki şekilde hesaplanır:

$$P = 2\pi \cdot \tau \cdot \omega$$

Burada,
 τ : Tork,
 k : Tork katsayısı,
 I : Motor akımı,
 V_m : Motor gerilimi,
 P : Güç,
 ω : Motor devri.

40.

4.3. İTME VE MOTOR DEVRİ İLİŞKİSİ

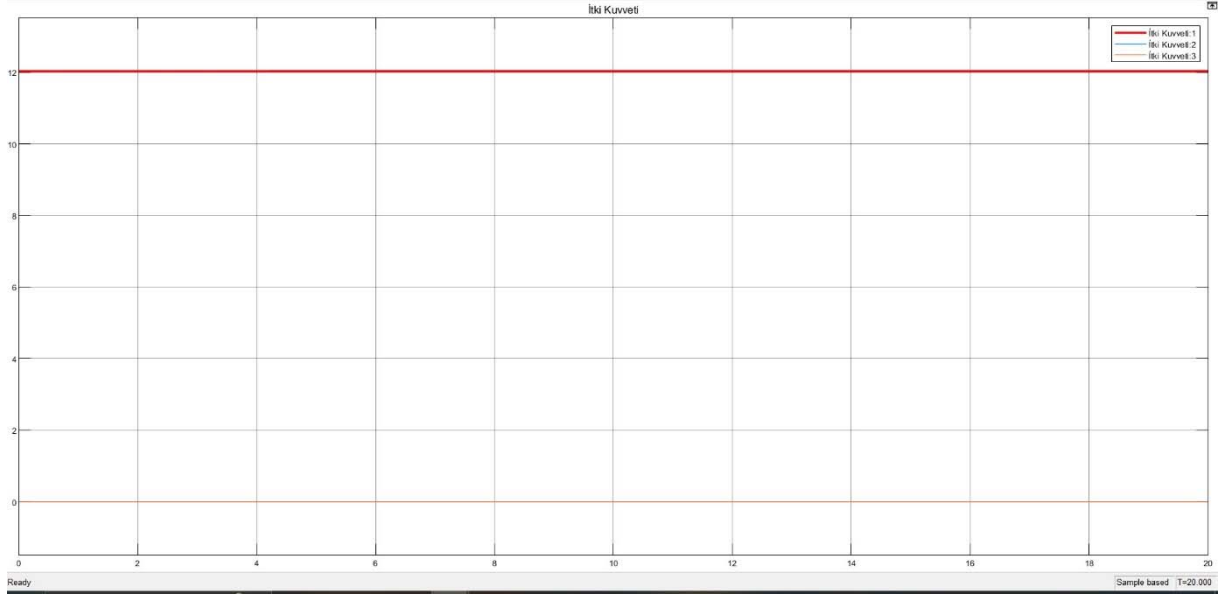
İtme kuvveti ile motor devri arasındaki ilişki genellikle şu formülle ifade edilir:

$$F_{thrust} = k \cdot Nrpm^2$$

Bu formülde,
 F_{thrust} : İtme kuvveti,
 k : İlişki katsayısı
 $Nrpm$: Motor devri (rpm).

41.

Ödevin 2.kısımında kuvvetler ve momentler kısmında itki kuvvetleri ve momentleri kısmında motor modellemesinden ve itkiden kaynaklı oluşan kuvvet ve momentlerden bahsedilmiştir.



ŞEKİL 32 İTKİ KUVVETİ (kN) GRAFİĞİ

5. RAPORDA İSTENİLEN SİMÜLASYON SONUÇLARI

Ödevde kullanılan yanal ve boylamsal kat sayıların ve diğer parametrelerin hepsi Small Unmanned Aircraft Theory and Practice kitabında ekte verilen Aerosonde UAV parametreler tablosundan alınmıştır.

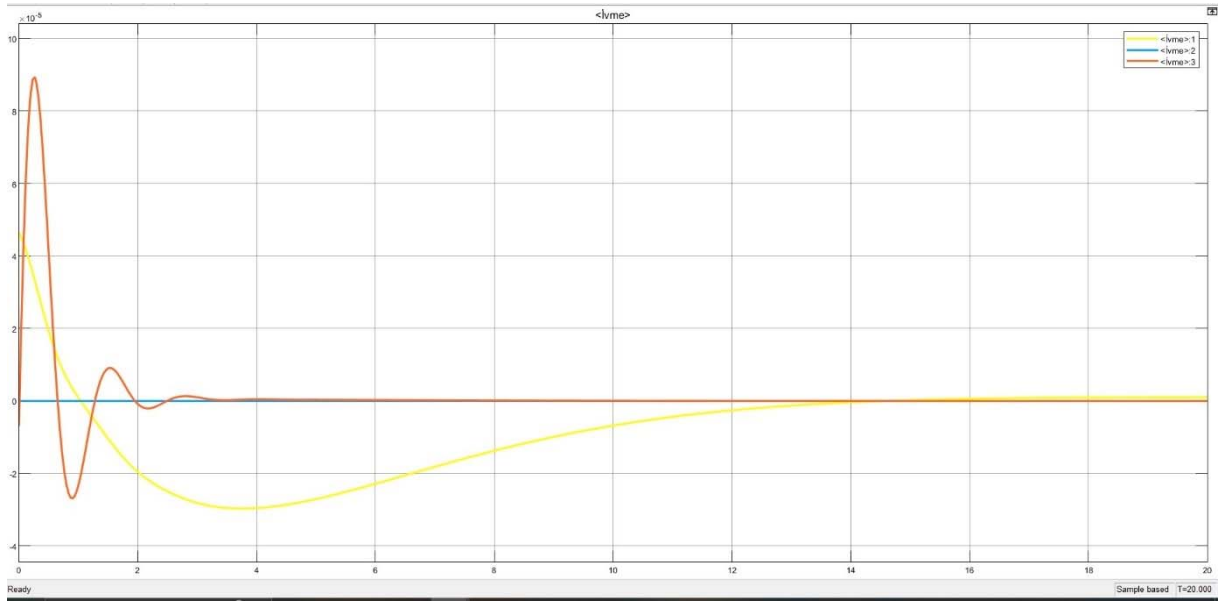
Trim değeri, MATLAB Apps kısmında yer alan model linearizer toolu kullanılarak hesaplanmıştır.

Model Linearizer, simulink modellerinin doğru lineerleştirmelerini hesaplamak için kullanılan bir araçtır. Model Linearizer, simulink modellerinin çeşitli işletme koşullarında doğru lineerleştirmelerini hesaplamak için kullanılır. Trim değeri, Simulink modellerinin doğru lineerleştirmelerini hesaplamak için kullanılan bir araçtır.

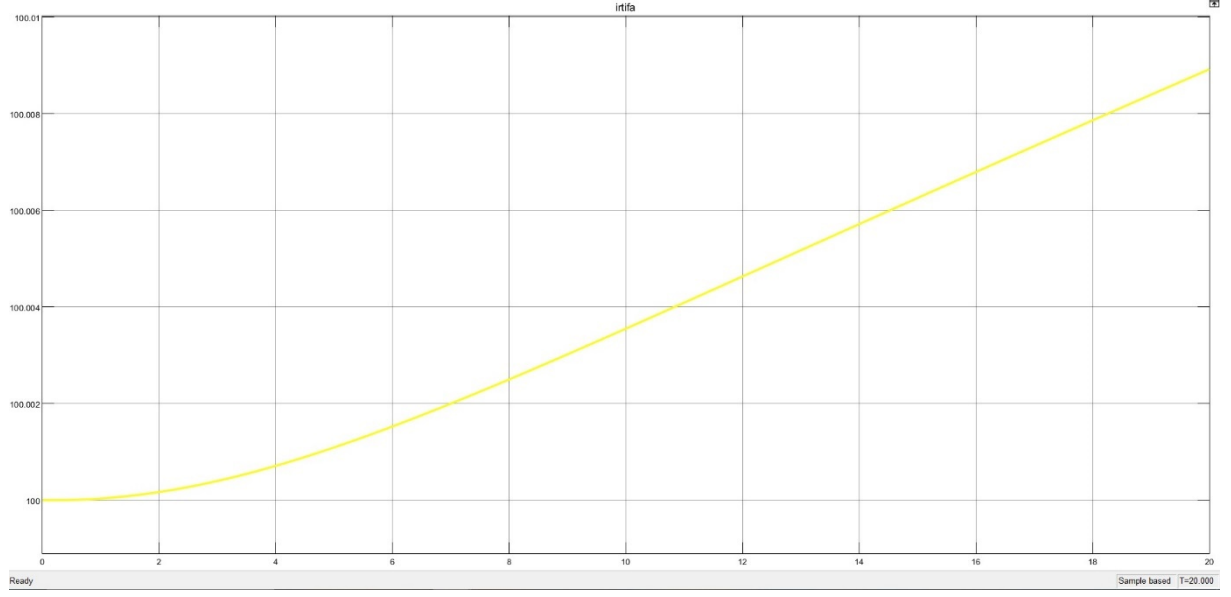
Model bu şekilde trimlendiğinde trim condition değerleri sırasıyla $34.8015 m/s$ hız, $-z$ ekseninde 100 metre yüksekliğinde, aileron ve rudder etkileri sıfır ve elevatör -3.0373 derece açısındadır. Aşağıda şekilde trim değerlerinin hesaplanmış hali verilmiştir.

State		Value	State Specifications					
			<input type="checkbox"/> Known	<input checked="" type="checkbox"/> Steady State	Minimum	Maximum	dx Minimum	dx Maximum
AerosondA_UAV_6DOF/Subsystem/UAV/Dinamik ve Kinematik/6 DOF Model/Hız								
State - 1		34.8015	<input type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	-Inf	Inf	-Inf	Inf
State - 2		0	<input type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	-Inf	Inf	-Inf	Inf
State - 3		0	<input type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	-Inf	Inf	-Inf	Inf
AerosondA_UAV_6DOF/Subsystem/UAV/Dinamik ve Kinematik/6 DOF Model/Pozisyon								
State - 1		0	<input type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	-Inf	Inf	-Inf	Inf
State - 2		0	<input type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	-Inf	Inf	-Inf	Inf
State - 3		-100	<input type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	-Inf	Inf	-Inf	Inf
AerosondA_UAV_6DOF/Subsystem/UAV/Dinamik ve Kinematik/6 DOF Model/Rotasyon Açısı								
State - 1		0	<input type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	-Inf	Inf	-Inf	Inf
State - 2		0	<input type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	-Inf	Inf	-Inf	Inf
State - 3		0	<input type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	-Inf	Inf	-Inf	Inf
AerosondA_UAV_6DOF/Subsystem/UAV/Dinamik ve Kinematik/6 DOF Model/Rotation Rates								
State - 1		0	<input type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	-Inf	Inf	-Inf	Inf
State - 2		0	<input type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	-Inf	Inf	-Inf	Inf
State - 3		0	<input type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	-Inf	Inf	-Inf	Inf
AerosondA_UAV_6DOF/Subsystem/UAV/Kuvvetler ve Momentler/Elevator Rudder ve Aileron/Aileron Modeli/Integrator								
State - 1		0	<input type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	-Inf	Inf	-Inf	Inf
AerosondA_UAV_6DOF/Subsystem/UAV/Kuvvetler ve Momentler/Elevator Rudder ve Aileron/Elevator Modeli/Integrator								
State - 1		-3.0373	<input type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	-Inf	Inf	-Inf	Inf
AerosondA_UAV_6DOF/Subsystem/UAV/Kuvvetler ve Momentler/Elevator Rudder ve Aileron/Rudder Modeli/Integrator								
State - 1		0	<input type="checkbox"/>	<input checked="" type="checkbox"/>	-Inf	Inf	-Inf	Inf

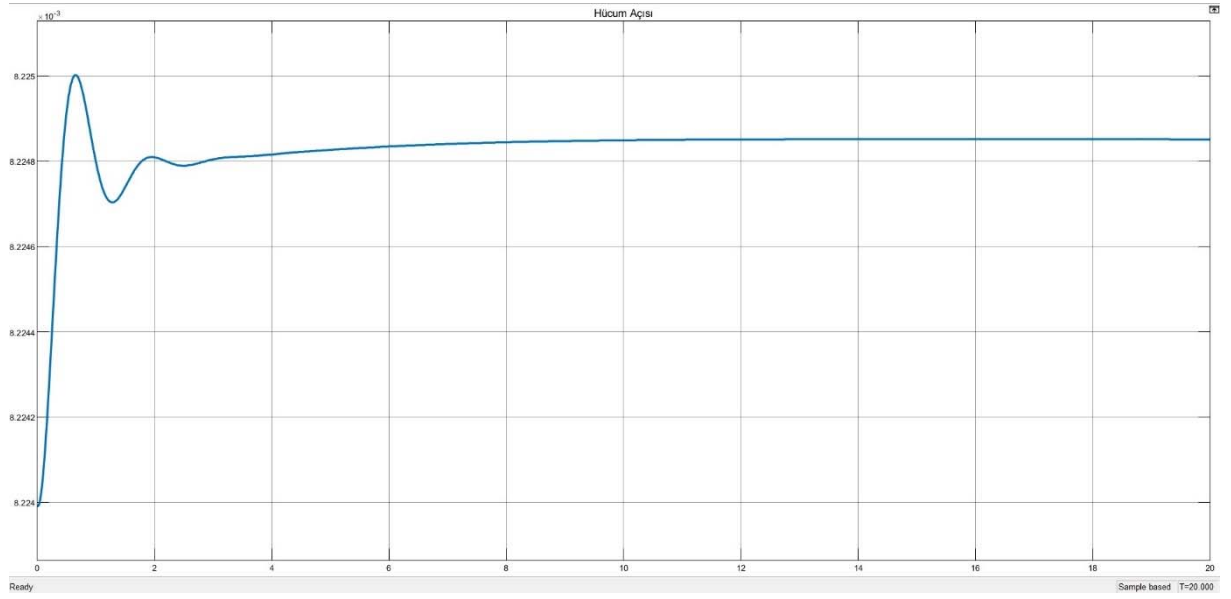
ŞEKİL 33 MODEL LINEARİZER İLE HESAPLANAN TRİM DEĞERLERİ



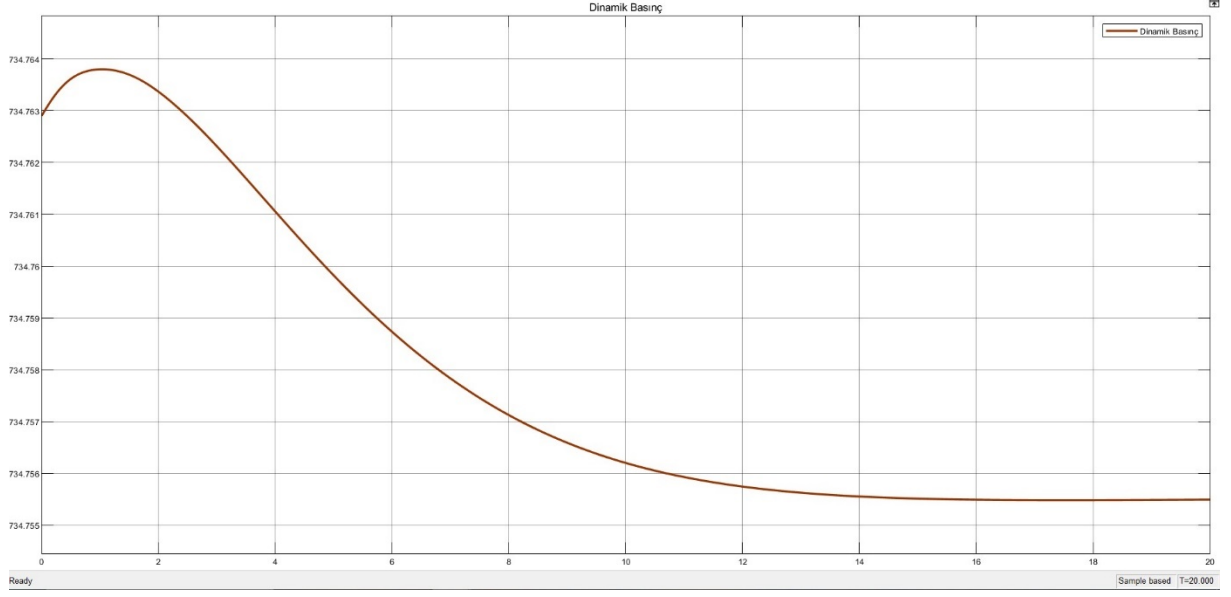
ŞEKİL 34 İVME (m/s^2) GRAFİĞİ



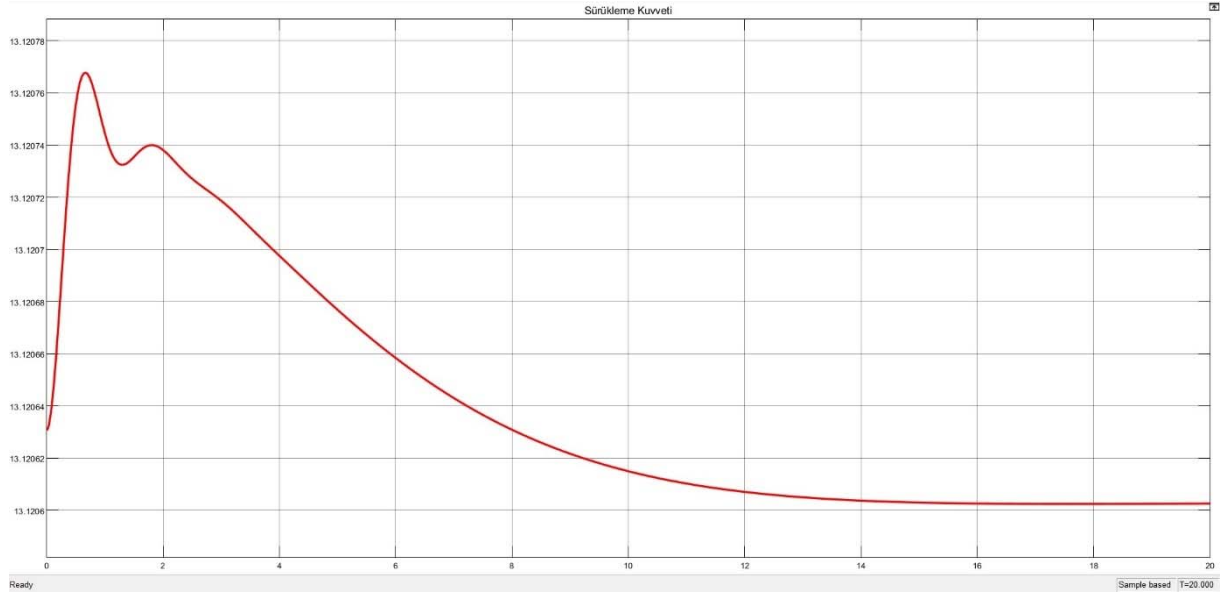
ŞEKİL 35 İRTİFA (METRE) GARFİĞİ



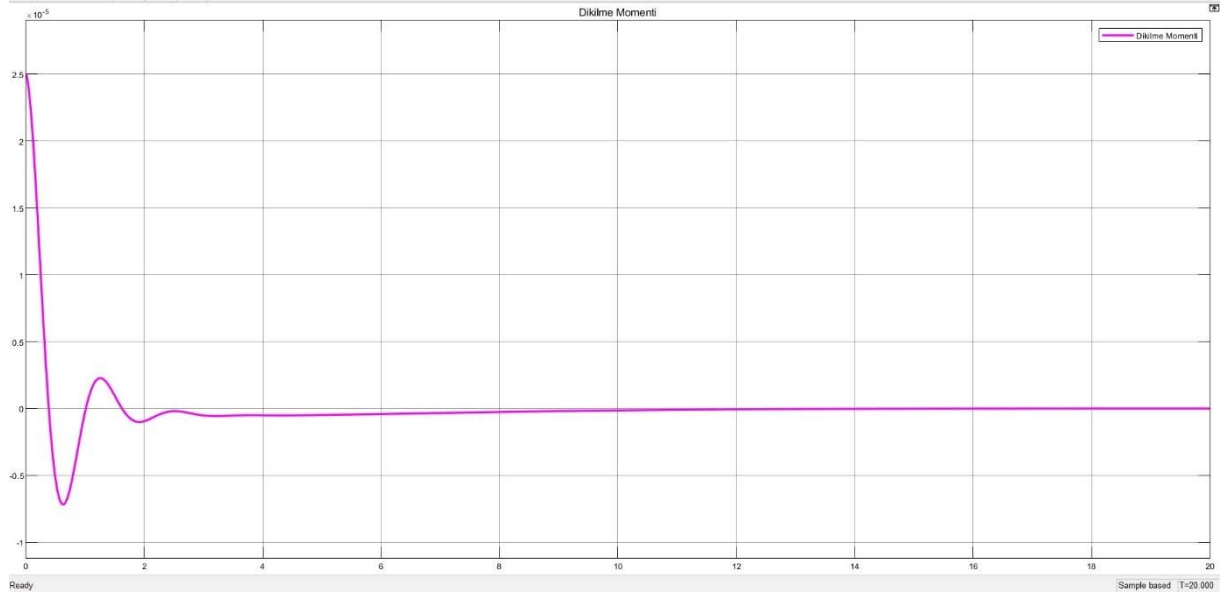
ŞEKİL 36 HÜCUM AÇISI – AOA (DERECE) GRAFİĞİ



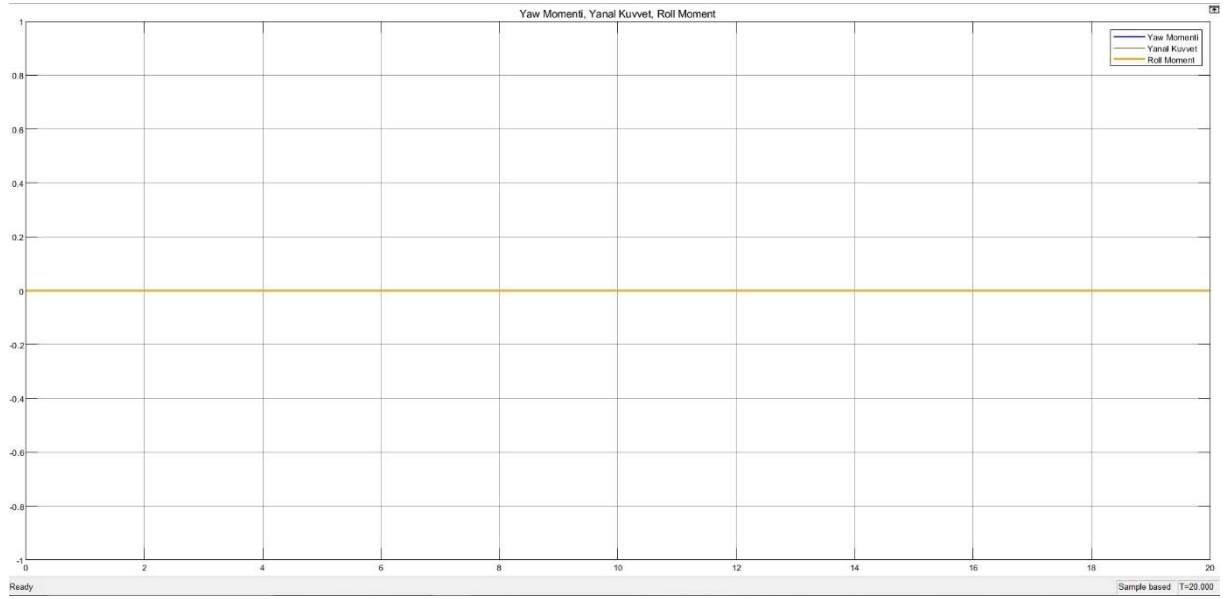
ŞEKİL 37 DİNAMİK BASINÇ (PA) GRAFİĞİ



ŞEKİL 38 SÜRÜKLEME KUVVETİ (NEWTON) GRAFİĞİ

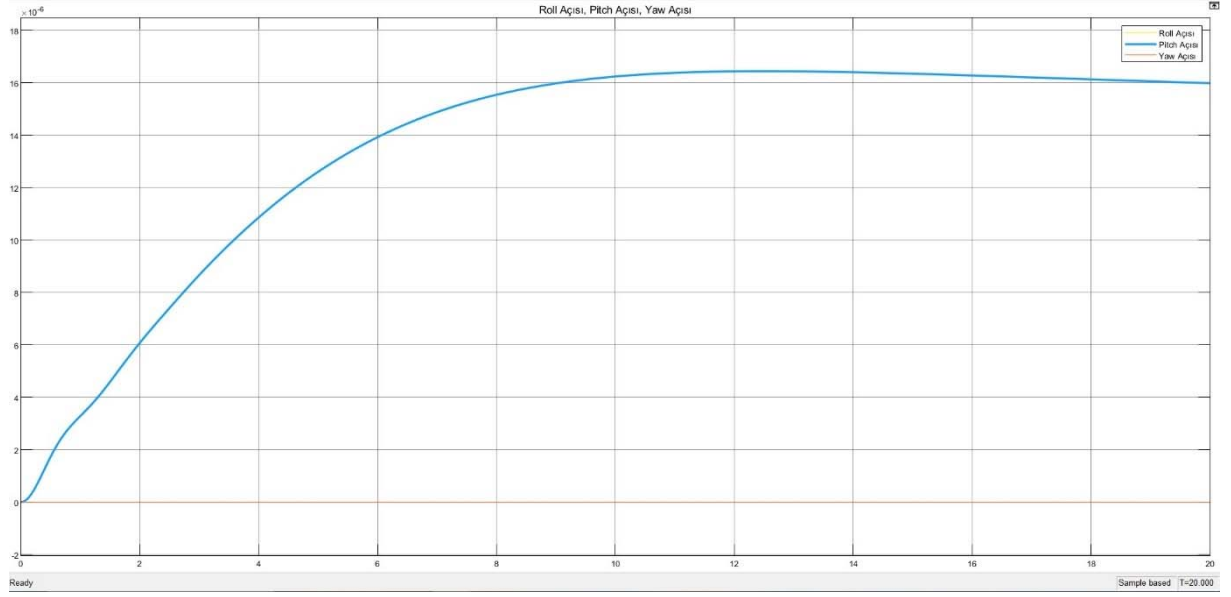


ŞEKİL 39 DİKİLME MOMENTİ (N.M) GRAFİĞİ



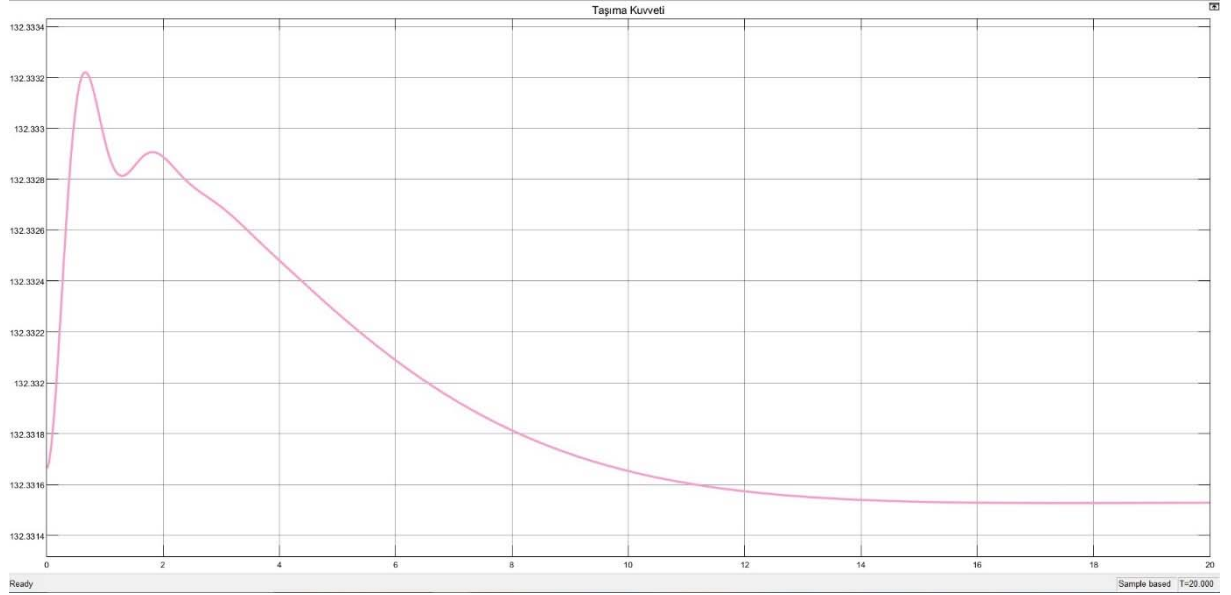
ŞEKİL 40 YAW MOMENTİ, YANAL KUVVET VE ROLL MOMENTİ (N.M) GRAFİĞİ

Trim durumunda raporda istenilen levye sabit durumunda yanal kuvvetler ve momentler olmadığı varsayılp sıfır alındığında bu uçak sabit irtifa ve sabit hızda uçuyor olur flightgear programında da bu görülmektedir uçak sabittir.

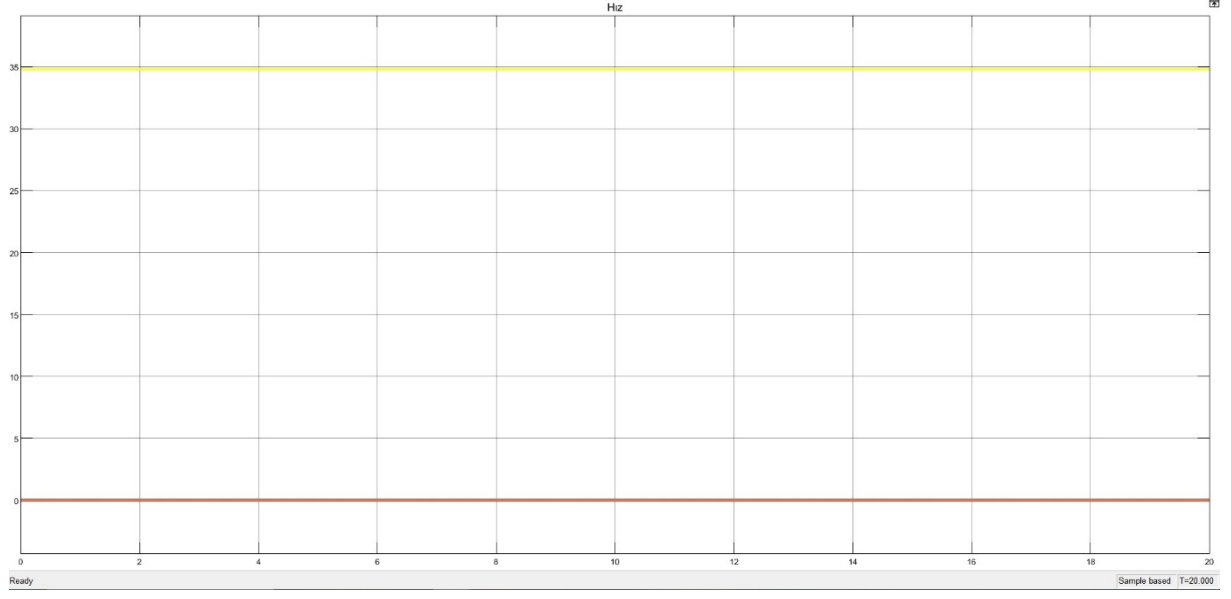


ŞEKİL 41 ROLL AÇISI, PITCH AÇISI VE YAW AÇISI (DERECE) GRAFİĞİ

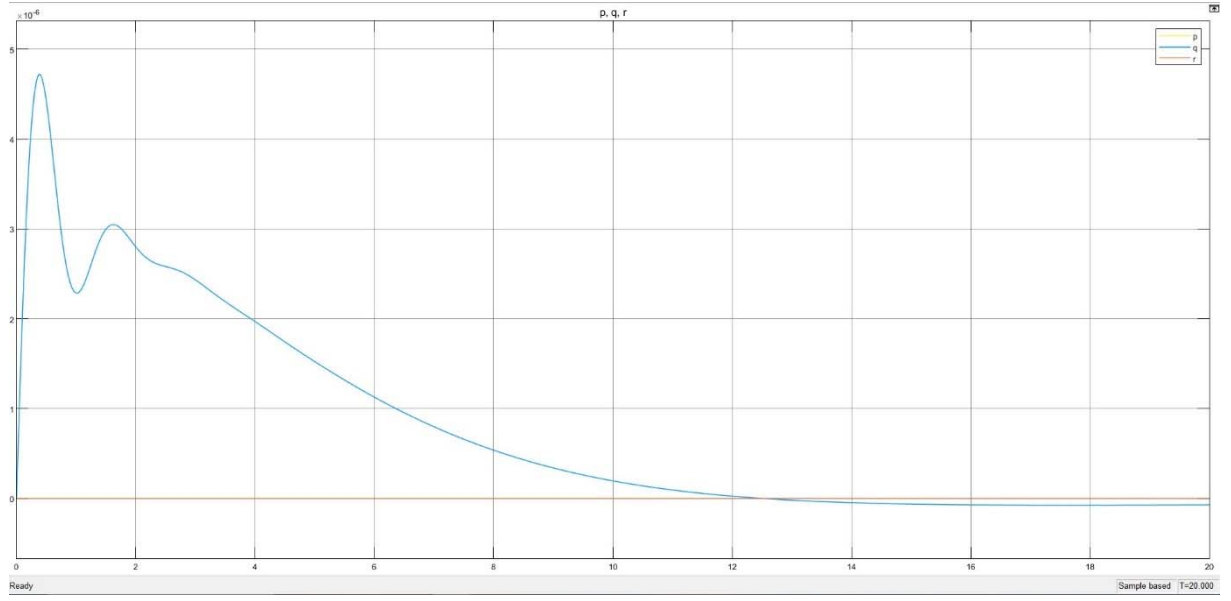
Levyte sabit durumunda olduğunda yaw ve roll açılarının sıfır derece olduğunu kabul edersek sadece dikilme açısı olan pitch açısı vardır bunun da sebebi elevatörün trim değerinin sıfırdan farklı olması olabilir.



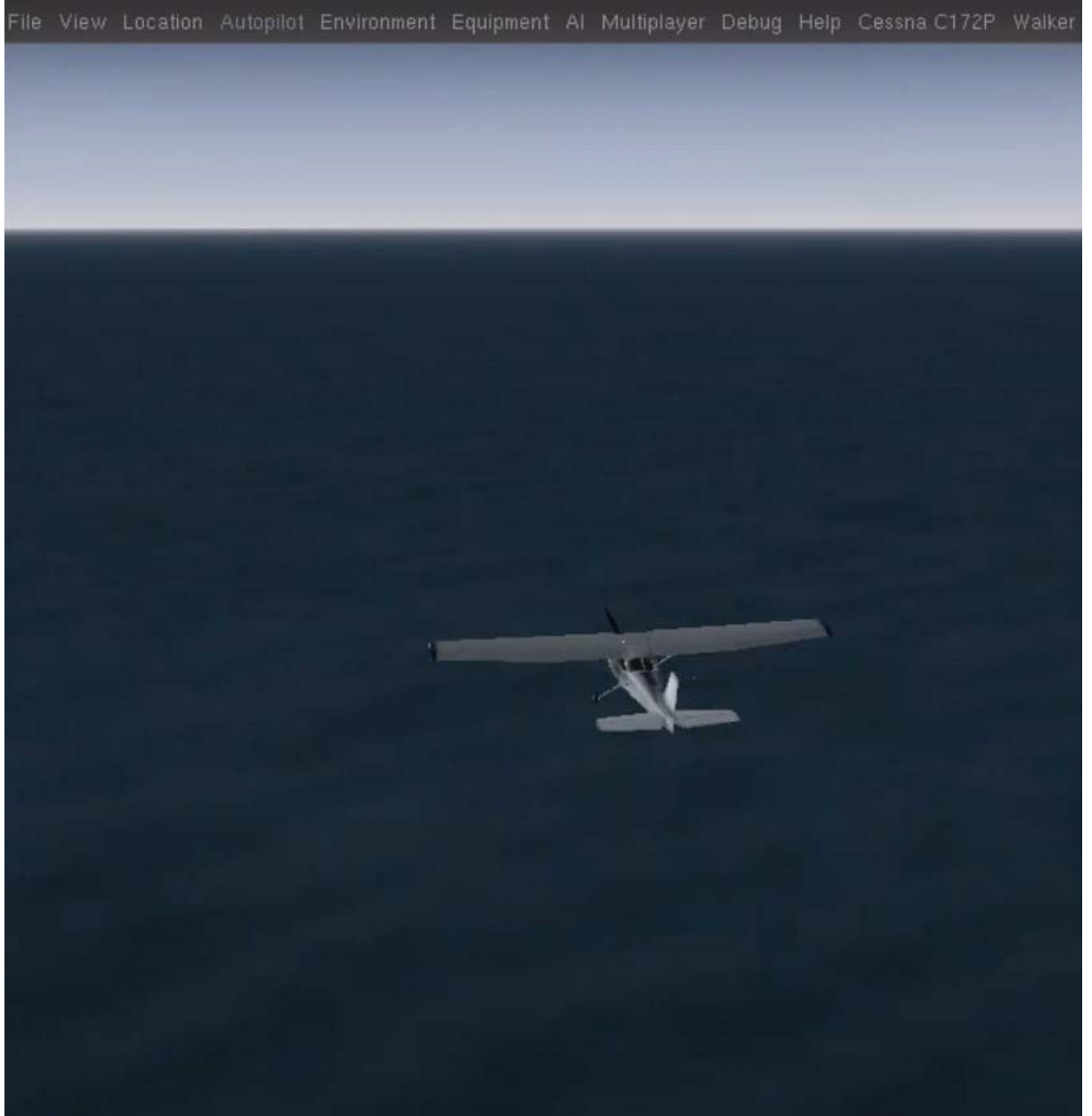
ŞEKİL 42 TAŞIMA KUVVETİ (NEWTON) GRAFİĞİ



ŞEKİL 43 HIZ (M/S) GARFIĞI

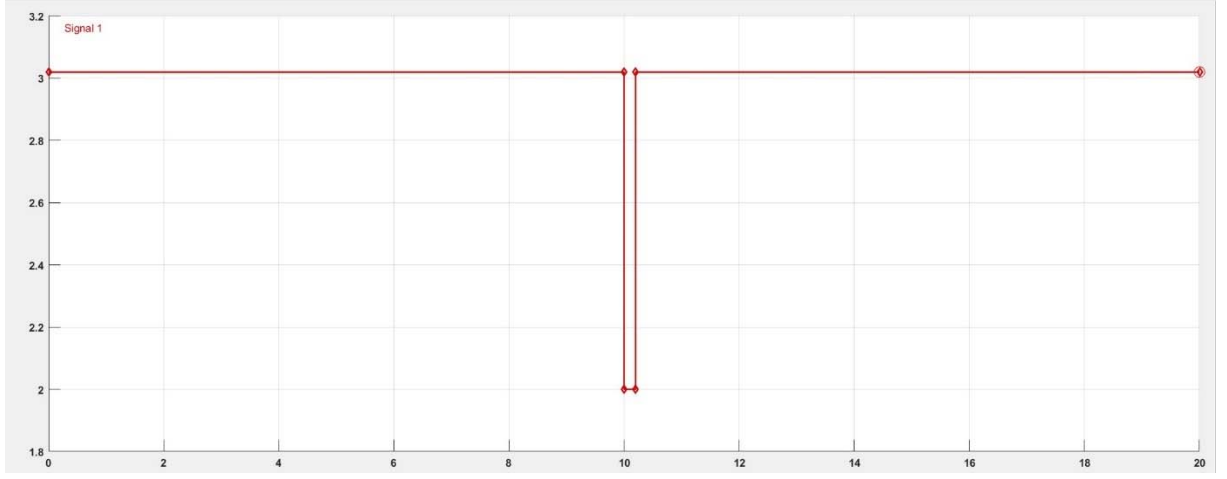


ŞEKİL 44 P,Q VE R DEĞERLERİNİN GRAFIĞI

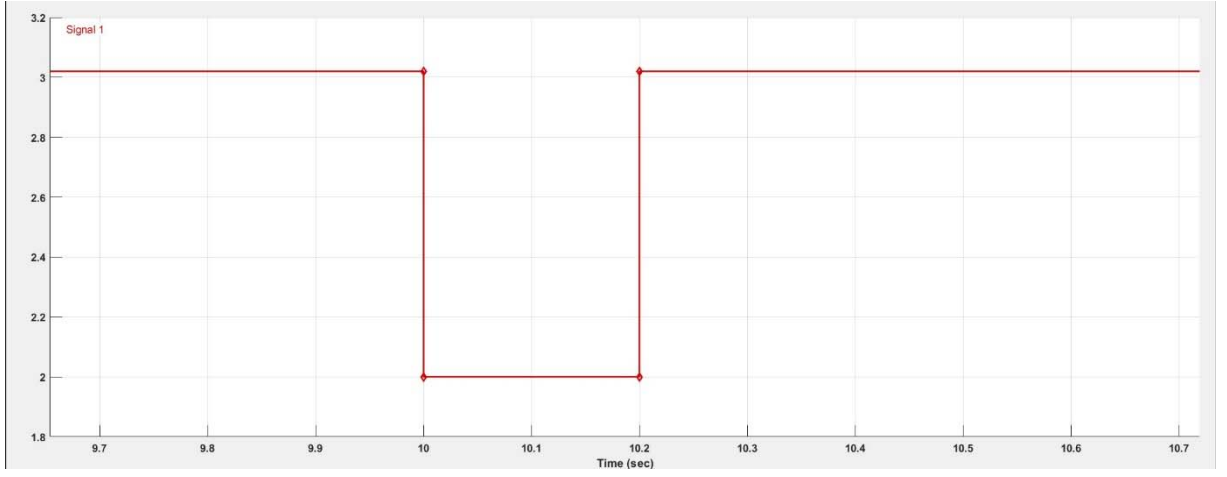


ŞEKİL 45 MODELİN FLİGHT GEAR GÖRÜNTÜSÜ

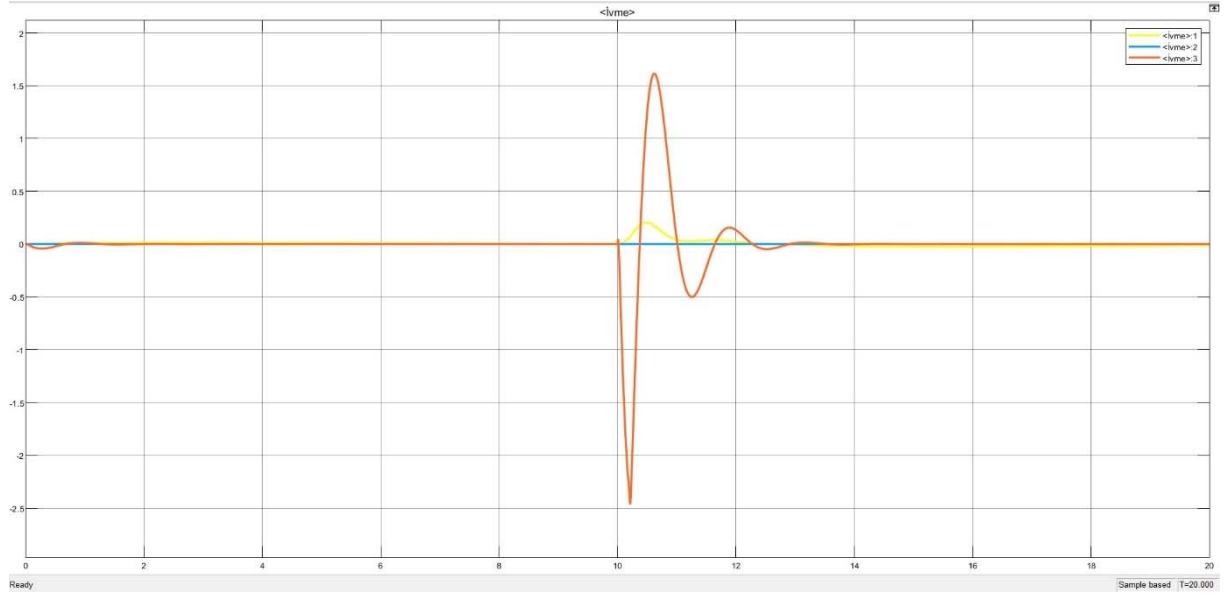
Levy sabit durumda sabit irtifa sabit hız uçuşu yapılırken simülasyonun 10. saniyesinde elevatör açısı 0.2 saniye için 2° yapılmalı ve sonrasında trim noktasına geri çekmek için Simulinkte yer alan “Signal Builder” bloğundan faydalandık. Bu blok belirli zaman aralıklarında sinyal değerini değiştirmek için kullanılmaktadır. Model linearizerde hesaplanan trim elevatör değerinin yerine bağlantısı yapılmıştır. 3.0373 derece olan trim değeri 2 derece yapılmıştır.



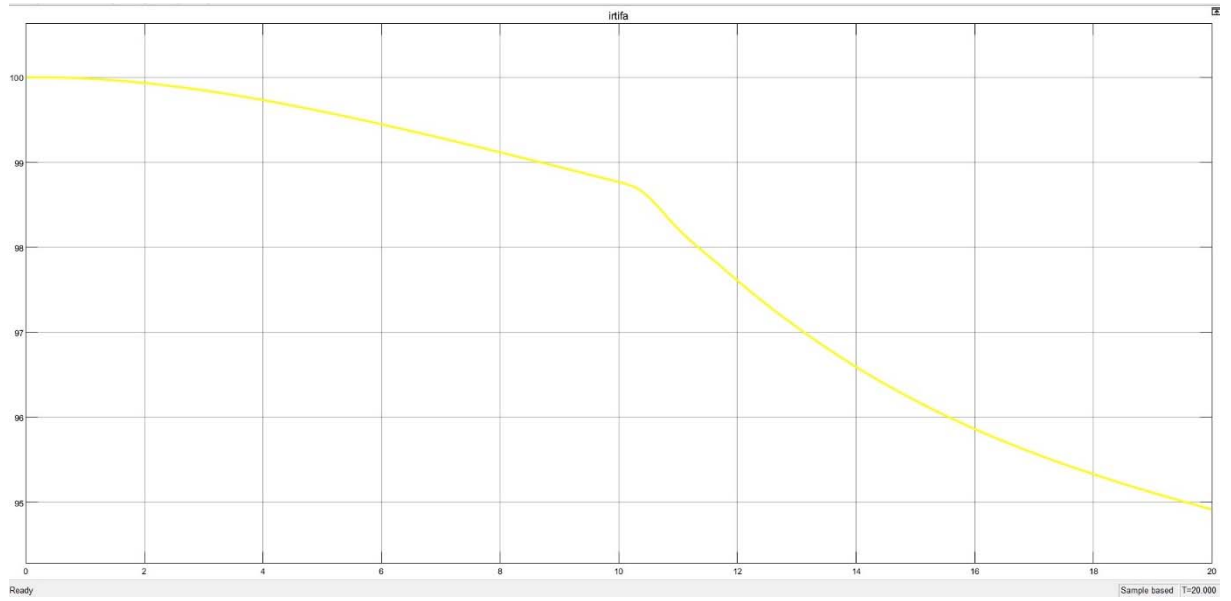
ŞEKİL 46 SIGNAL BÜİDER ELEVATÖR



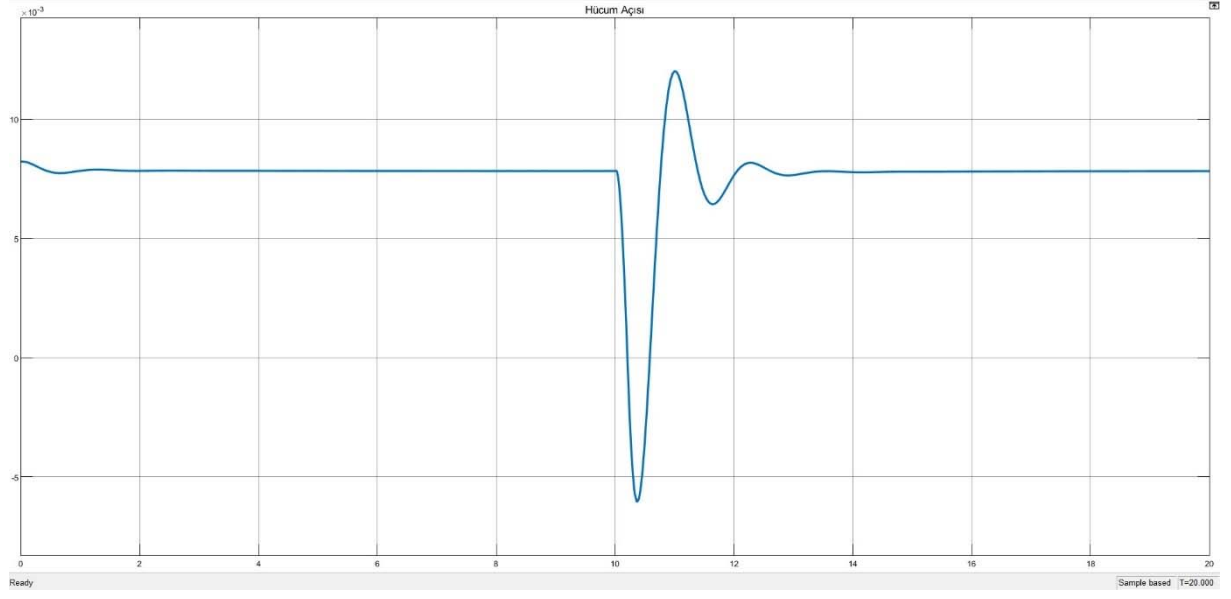
ŞEKİL 47 SIGNAL BÜİDER ELEVATÖR DEĞER ARALIKLARI



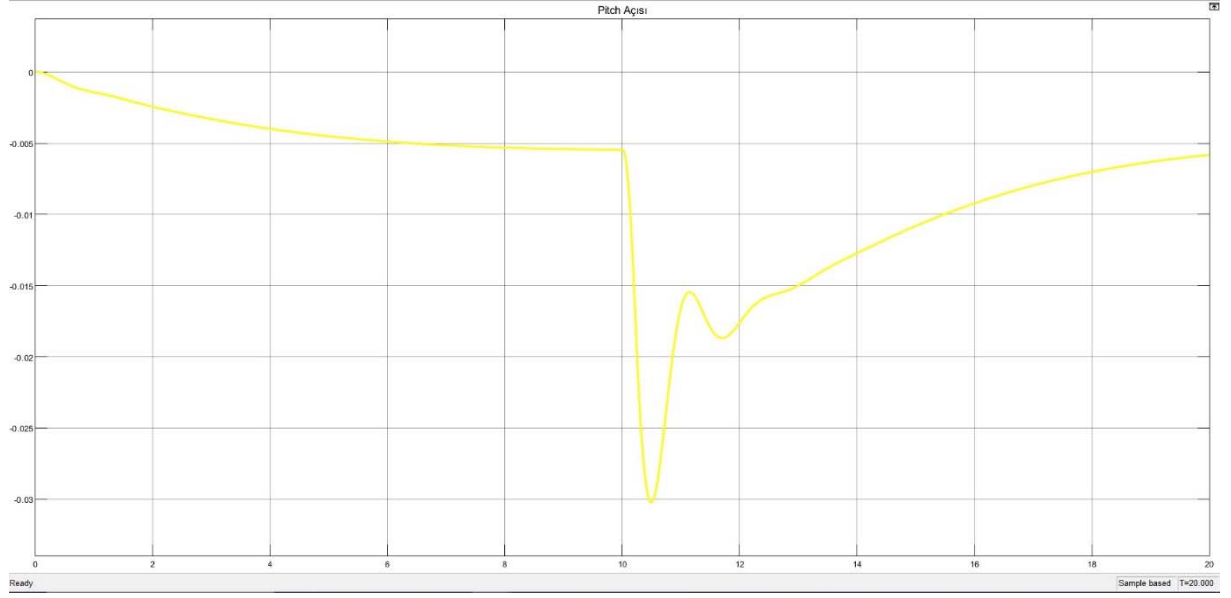
ŞEKİL 48 İVME (m/s^2) GRAFİĞİ



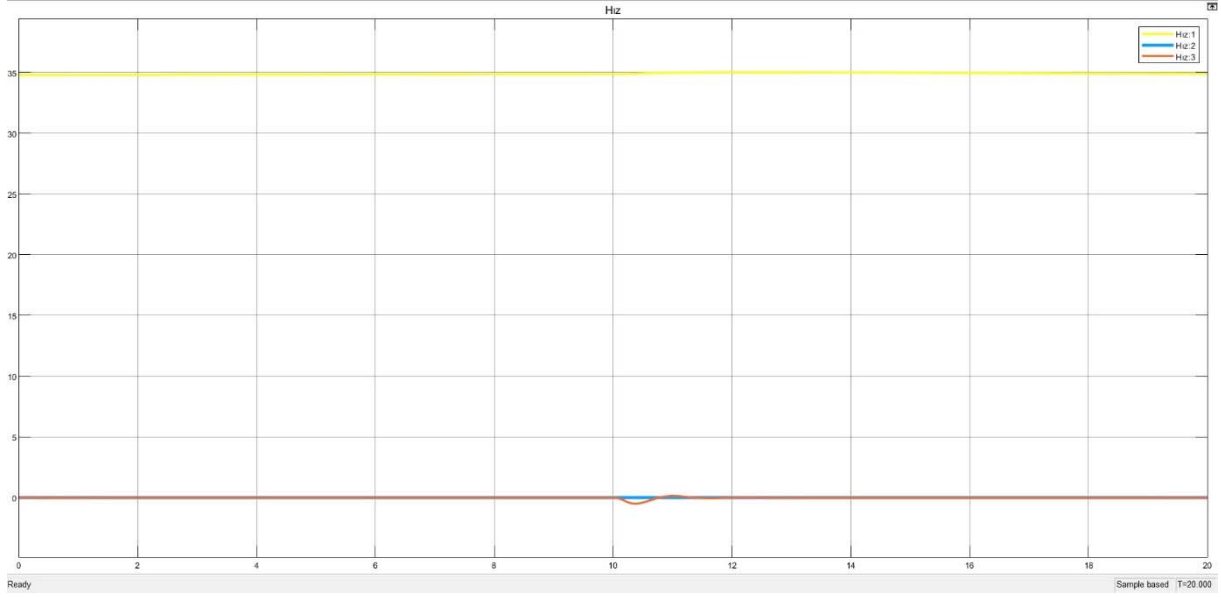
ŞEKİL 49 İRTİFA (*metre*) GRAFİĞİ



ŞEKİL 50 HÜCUM AÇISI (*derece*) GRAFİĞİ

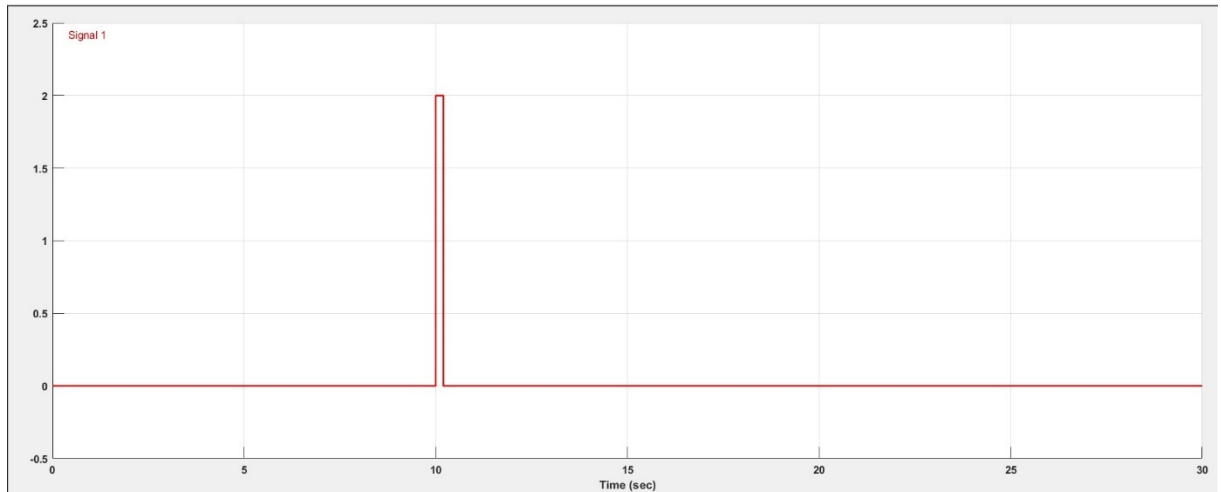


ŞEKİL 51 Pitch AçISI GRAFİĞİ

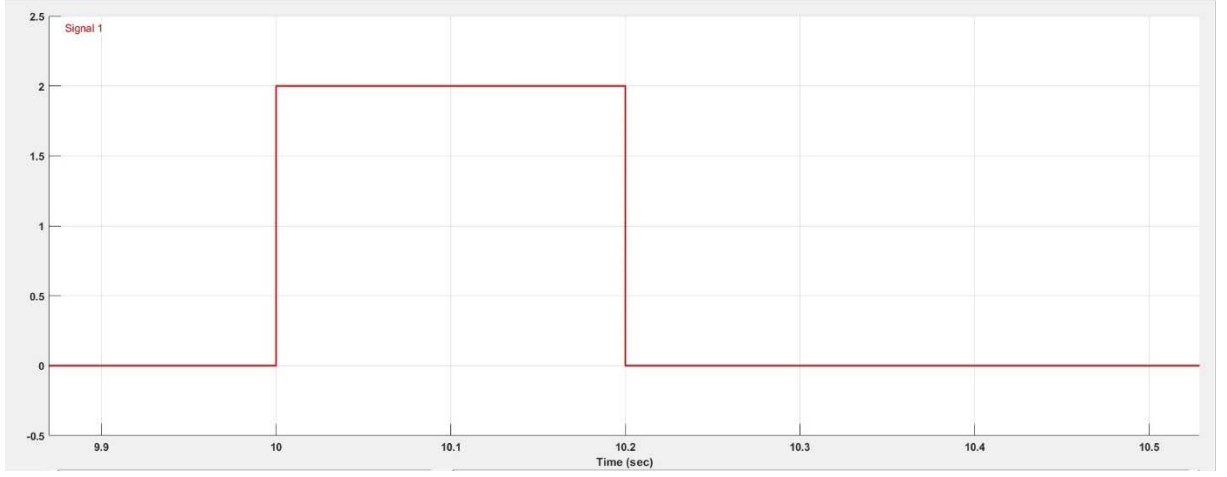


ŞEKİL 52 Hız (m/s) GRAFİĞİ

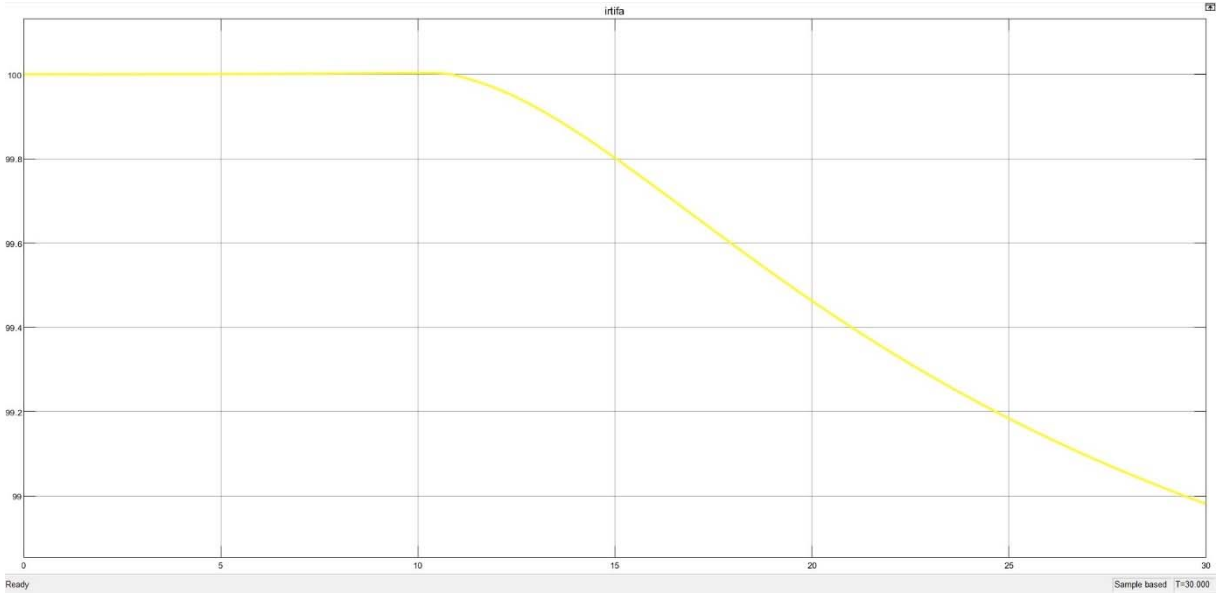
Levy sabit durumda sabit irtifa sabit hız uçuşu yapılırken simülasyonun 10. Saniyesinde kanatçık açısı 0.2 saniye için 2° yapılmalı ve sonrasında trim noktasına geri çekmek için Simulinkte yer alan “Signal Builder” bloğundan faydalandık. Bu blok belirli zaman aralıklarında sinyal değerini değiştirmek için kullanılmaktadır. Model linearizerde hesaplanan trim aileron değerinin yerine bağlantısı yapılmıştır. 0 derece olan trim değeri 2 derece yapılmıştır.



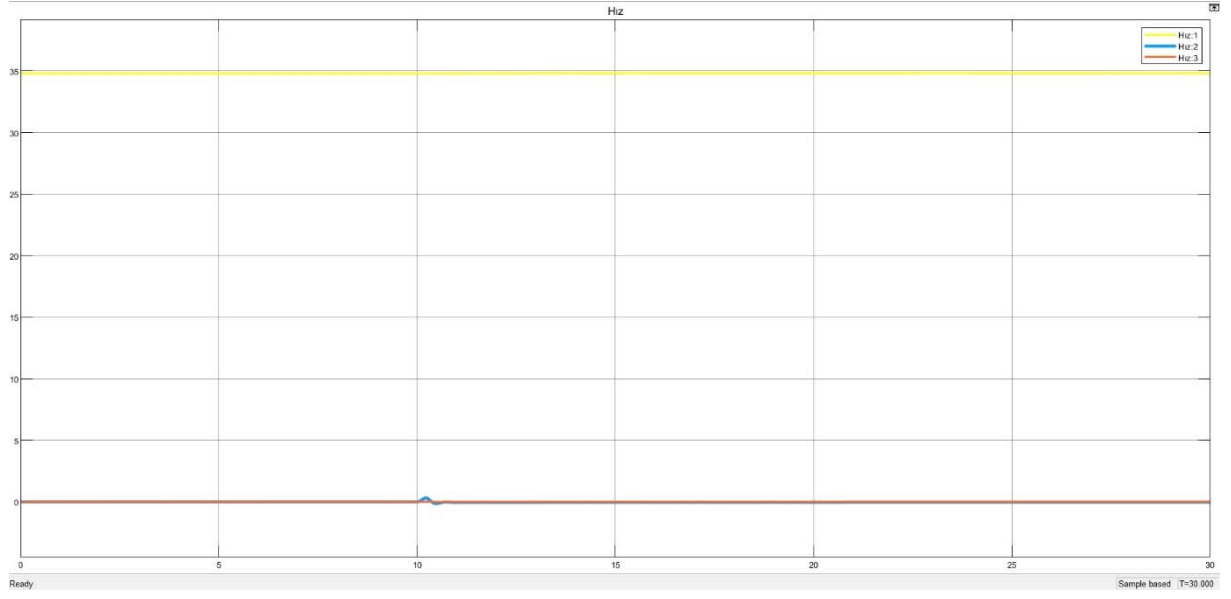
ŞEKİL 53 SIGNAL BUILDER AILERON



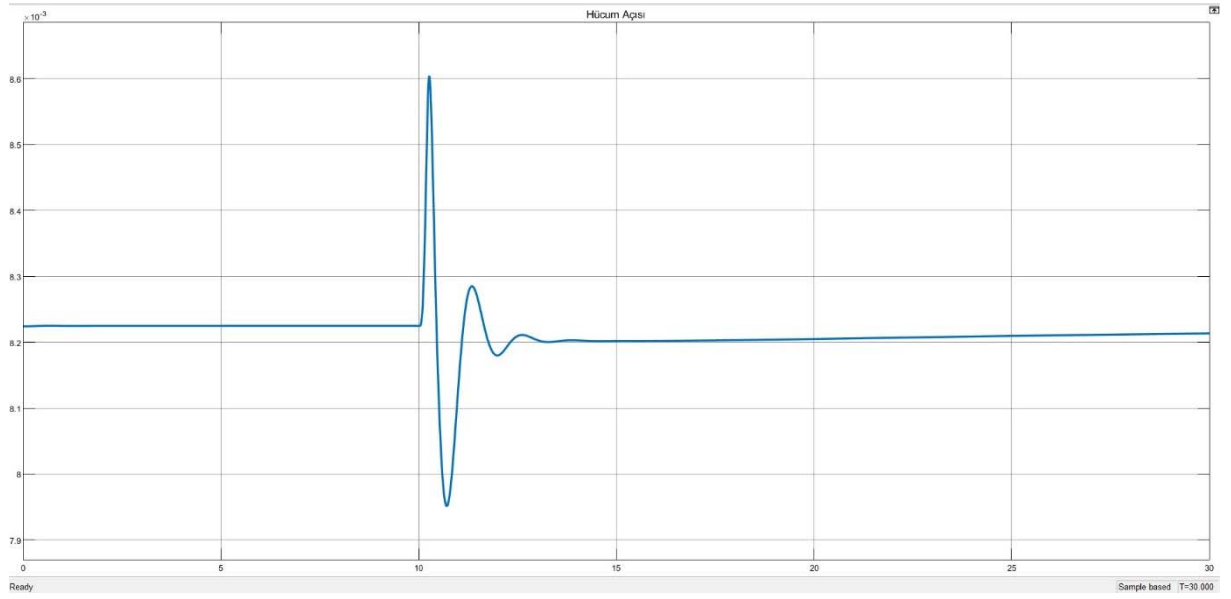
ŞEKİL 54 SİGNAL BÜİLER AİLERON DEĞER ARALIKLARI



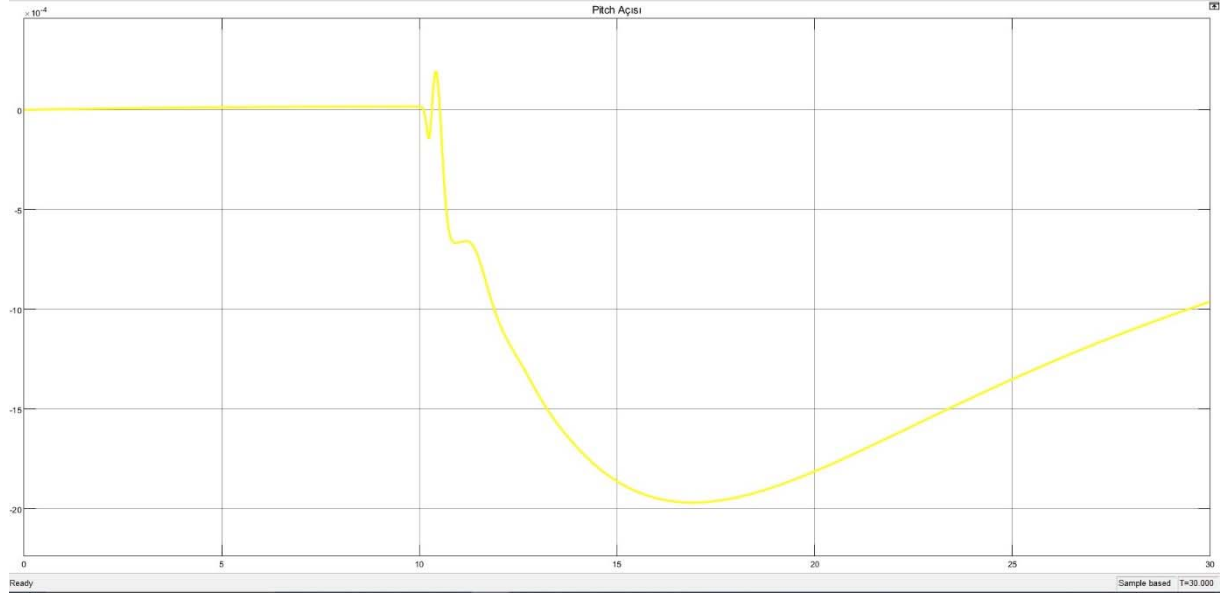
ŞEKİL 55 İRTİFA (*metre*) GRAFİĞİ



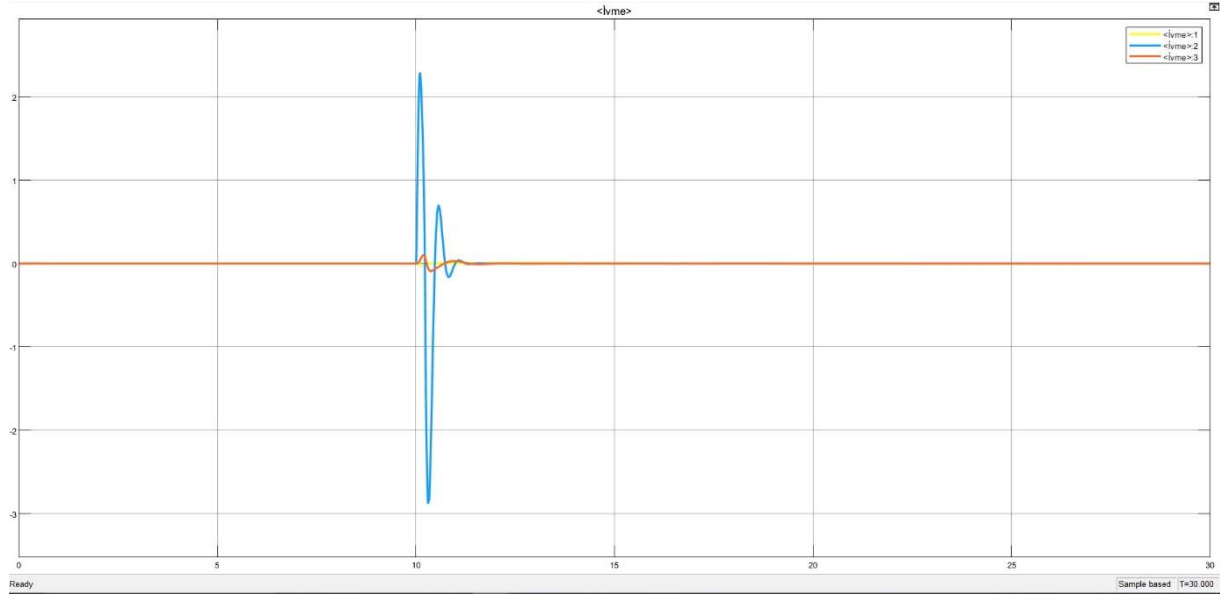
ŞEKİL 56 Hız (metre/saniye) GRAFİĞİ



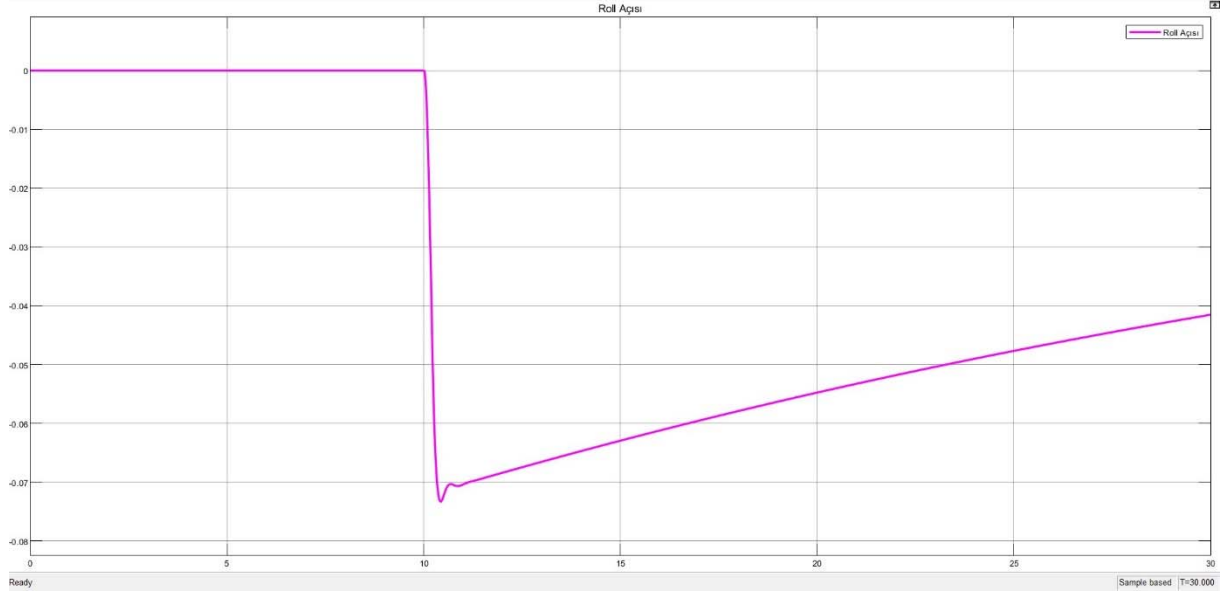
ŞEKİL 57 HÜCUM AÇISI (derece) GRAFİĞİ



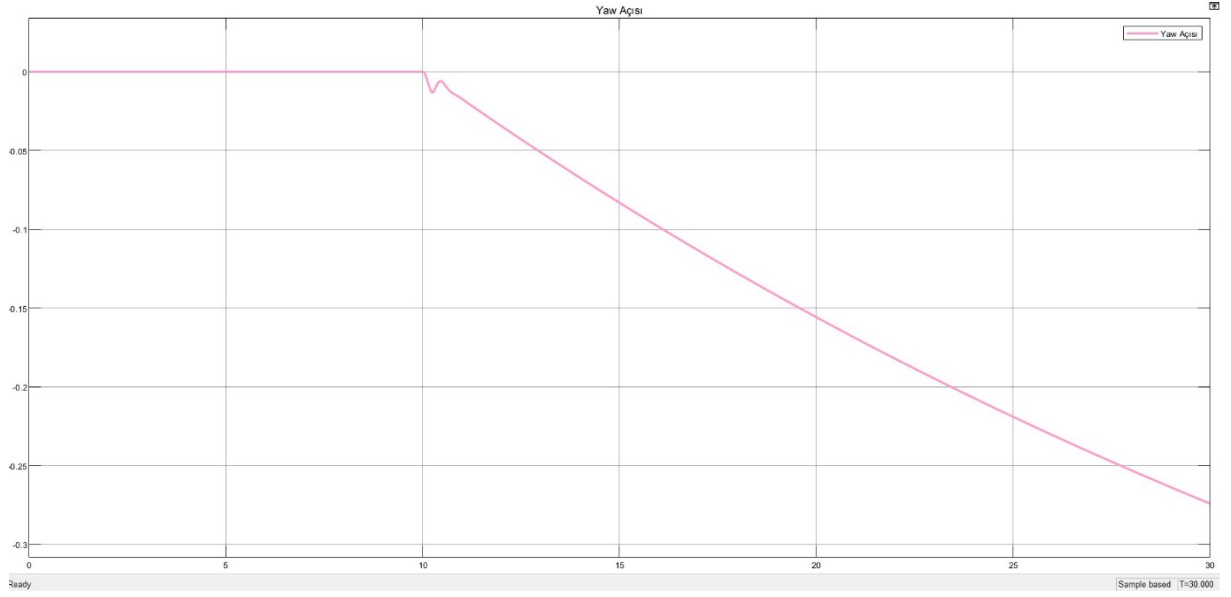
ŞEKİL 58 PITCH AÇISI (*derece*) GRAFİĞİ



ŞEKİL 59 İVME (METRE/SANİYE) GRAFİĞİ



ŞEKİL 60 ROLL AÇISI (*derece*) GRAFİĞİ



ŞEKİL 61 YAW AÇISI (*derece*) GRAFİĞİ

6. SONUÇ VE YORUMLAR

Trim durumu, bir uçağın dengeli bir şekilde uymasını sağlamak için kontrol yüzeylerinin ayarlandığı durumu ifade eder. İlk durumda uçak trim durumunda sabit irtifada sabit hızda hareket etmekteydi ve kontrol yüzeyleri de trim durumu değerlerindeydi. Yanal momentler ise levye sabit denildiği için sıfırdı.

İkinci durumda azalan elevatör açısı uçağın burnunu aşağı indirdi ve bu da uçağın alçalmasına neden oldu irtifa grafiği de bu yorumumuzu desteklemektedir. Uçak burun aşağı olduğundan irtifa değeri azalmaktadır. Elevatör açısı çok kısa bir süre için değişse bile uçağın eski haline dönmesi belli bir zaman almıştır.

Üçüncü durumda artan aileron açısı uçağın yatay ekseninde (sağa veya sola eğilme) hareketini kontrol etti. Mesela sol aileronu yukarı kaldırmak ve sağ aileronu aşağı indirmek, uçağın sola yatmasına (roll) neden olacaktır. Tam tersi bir durumda, sağ aileronu yukarı kaldırmak ve sol aileronu aşağı indirmek, uçağın sağa yatmasına neden olacaktır. Hem irtifada meydana gelen değişim hem de roll açısındaki değişim grafiklerde görülmekte olup yorumumuzu destekler niteliktedir. İlk durumda roll açısı sabitken aileron açısı trim durumundan farklı bir değere çekildiğinde roll açısı etkilenmiştir.

7. KAYNAKÇA

1. Lum, Christopher. "A Nonlinear, 6 DOF Dynamic Model of an Aircraft: The Research Civil Aircraft Model (RCAM)." YouTube, 2018,
https://www.youtube.com/watch?v=bFFAL9II2IQ&ab_channel=ChristopherLum.
Accessed 7 Jan. 2024.
2. Beard, Randal W., and Timothy W. McLain. Small Unmanned Aircraft Theory and Practice. Princeton University Press, 2012.
3. "Havadan Karaya Atılan Bir Tank-savar Füzesi İçin Otopilot Tasarımları, Karşılaştırılması Ve Terminal Güdüm Çalışması." İstanbul Teknik Üniversitesi, 2011.
4. Ahmed, Umair. "3-DOF Longitudinal Flight Simulation Modeling And Design Using MATLAB/SIMULINK." Ryerson University, 2021.
5. MathWorks. Migrate from Signal Builder Block to Signal Editor Block.
<https://www.mathworks.com/help/simulink/ug/migrate-from-signal-builder-block-to-signal-editor-block.html>
6. MathWorks. Model Linearizer App.
<https://www.mathworks.com/help/slcontrol/ug/modellinearizer-app.html>