

Hava Aracı için Simulink-FlightGear Ortamlarında Uçuş Testlerinin Gerçeklenmesi ve Aerodinamik Etkilerin Stabilite/Gövde Eksenlerinde Karşılaştırılması

Nafi KULASIZ^{1,*}  Muhsin HANÇER² 

¹Necmettin Erbakan Üniversitesi, Havacılık ve Uzay Bilimleri Fakültesi, Uçak Mühendisliği, Konya, Türkiye

² Necmettin Erbakan Üniversitesi, Havacılık ve Uzay Bilimleri Fakültesi, Havacılık ve Uzay Mühendisliği, Konya, Türkiye

*nafikulaksiz@gmail.com (Corresponding Author/Sorumlu Yazar)

Makale Bilgileri

ÖZ

Makale Geçmişi

Geliş: 31/05/2022

Kabul: 19/12/2022

Yayın: 31/12/2022

Anahtar Kelimeler:

Gerçek Zamanlı Referans Verisi,

Uçuş Mekanikliği,

Aerodinamik,

FlightGear,

Matlab/Simulink.

Hava araçları tasarım ve üretim süreçleri için çok disiplinli bir çalışma süreci gerekmektedir. Bu yüzden, hava aracının tasarım sürecinde farklı disiplinlerin beraber çalışması zaman ve maddi kaynakların yönetimi açısından kritik önemdedir. Özellikle uçuş simülasyonları, üretim aşamasından önce, hava araçlarının tasarım gereksinimlerine bağlı olarak performans testlerinin yapılması ve uçuş parametrelerinin optimizasyonu için çok ciddi kolaylıklar getirmektedir. Bu çalışma kapsamında, sivil bir hava aracının (Research Civil Aircraft Model) uçuş dinamiklerine bağlı olarak Matlab/Simulink ortamında oluşturulan matematik modelinden yönelim çıktıları elde edilmiştir. Bu çıktılar ise FlightGear uçuş simülatörü için giriş parametreleri olarak kullanılıp benzetim testleri gerçekleştirilmiştir. Simulink ortamında elde edilen uçuş verileri daha kolay yorumlanması ve görselleştirilmesi için FlightGear simülatörü seçilmiştir. Ayrıca model giriş referans parametrelerinin gerçek zamanlı olarak kullanılması için Joystick kumanda yönelim sinyalleri MATLAB ortamına aktarılmıştır. Aerodinamik ve yapısal parametreler, motor ve eyleyici dinamikleri, hava aracının doğrusal olmayan matematik modeline eklenmiştir. Bu modellemenin sonucunda elde edilen aerodinamik kuvvetler, hava aracı stabilite ve gövde ekseninde karşılaştırılmıştır. Bunun yanında aerodinamik ve ağırlık merkezlerinde meydana gelen aerodinamik momentler de karşılaştırılmıştır. Bu karşılaştırmaların sonucunda stabilite ve gövde eksenleri, aerodinamik ve ağırlık merkezleri arasındaki ilişkiler incelenmiştir. Hava aracının tasarımsal limitleri ve uluslararası havacılık standartlarına bağlı olarak kontrol yüzeyleri ve itki limitleri, eyleyici dinamiklerinin içerisinde temsil edilmiştir.

Flight Tests for Aircraft in Simulink-FlightGear Environments and Comparison of Aerodynamic Effects on Stability/Frame Axes

Article Info

ABSTRACT

Article History

Received: 31/05/2022

Accepted: 19/12/2022

Published: 31/12/2022

Keywords:

Real Time

Reference data,

Flight Mechanic,

Aerodynamic,

FlightGear,

Matlab/Simulink.

A multi-disciplinary work process is required for aircraft design and production processes. Therefore, the collaboration of different disciplines in the design process of the aircraft is critical for the management of time and financial resources. Especially, flight simulations provide very serious facilities for performance tests and optimization of flight parameters, depending on the design requirements of aircraft, before the production phase. Within the scope of this study, orientation outputs were obtained from the mathematical model created in the Matlab/Simulink environment depending on the flight dynamics of a civil aircraft (Research Civil Aircraft Model). These outputs were used as input parameters for FlightGear flight simulator and simulation tests were carried out. FlightGear simulator was chosen for easier interpretation and visualization of flight data obtained in the Simulink environment. In addition, the joystick control orientation signals were transferred to the MATLAB environment in order to use the model input reference parameters in real time. Aerodynamic and structural parameters, engine and actuator dynamics have been added to the nonlinear mathematical model of the aircraft. The aerodynamic forces obtained as a result of this modeling were compared in aircraft stability and fuselage axis. In addition, aerodynamic moments occurring at the center of gravity and aerodynamics were also compared. As a result of these comparisons, the relationships between stability and body axes, aerodynamics and centers of gravity were examined. Depending on the design limits of the aircraft and international aviation standards, control surfaces and thrust limits are represented in the actuator dynamics.



"This article is licensed under a [Creative Commons Attribution-NonCommercial 4.0 International License](https://creativecommons.org/licenses/by-nc/4.0/) (CC BY-NC 4.0)"

GİRİŞ

Hava araçlarında, birden çok disiplinin ortak çalışması sonucu hem teorik hem pratik açıdan eşdeğer sonuçların elde edilmesi projenin sürdürülebilirliği açısından önem arz etmektedir. Henüz üretim sürecine gitmeden önce hava aracının modelleme ve simülasyon çalışmalarının yapılması, hava aracı mekaniklerinin doğrulanması açısından oldukça kritik bir süreçtir. Hava aracı mekanikleri, aerodinamik modelleme, eyleyici modeli, itki modeli, kütle atalet modeli vb. gibi birden çok alt sistemin bir bütünü şeklinde çalışmaktadır (Gundlach, J., 2012; Garteur, 1995). Bu alt sistemler bütünü sonucu oluşan hava aracı matematiksel modellemesi söz konusu mekaniklerin icra edilebilmesi açısından önemlidir. Hava aracı durum değişkenlerinin birden çok ekseninde tanımlanması ve eksenlerin ilişkisinin matematiksel olarak ifade edilmesi modelleme sürecinde dikkat edilmesi gereken noktalardan bir tanesidir (Yechout ve ark., 2003; Bernard ve ark., 1959). Bu süreçte çeşitli kontrol yaklaşımları ve mimarileri de kullanılabilir (Nelson, 1998) Modelleme yöntemi olarak doğrusal ve doğrusal olmayan modellemelerin birbirine yakın sonuçlar verdiği fakat doğrusal olmayan modellerin sınırlarının daha geniş olduğu görülmüştür (Ozdemir ve ark., 2008).

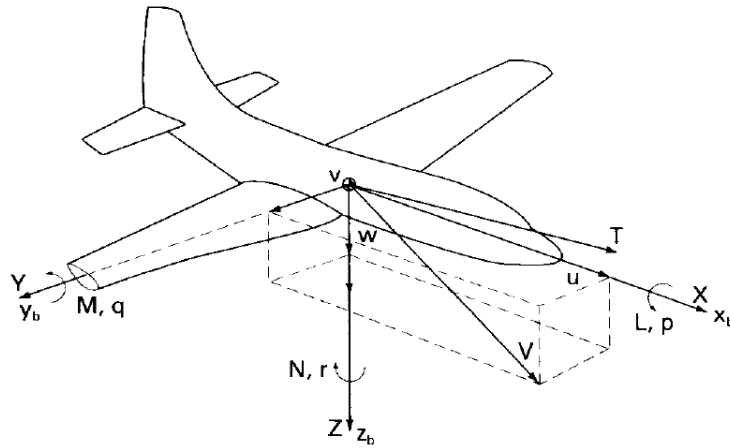
Hava aracı simülasyon çalışmaları teknolojinin ilerlemesiyle birlikte çeşitli simülasyon yazılımları ortaya çıkmıştır. Bununla birlikte hava aracının sanal ikizi sayılabilecek derecede gerçeğe yakın simülasyonlar elde edilmiştir (Bolgo ve ark., 2020). Bu çalışma kapsamında hem ekonomik hem de performans açısından FlightGear simülasyon ortamı tercih edilmiş olup modellenen hava aracı manevraları görsel olarak bu ortamda icra edilmiştir. Sorton ve ark. (2005) çalışmasında gerçekleştirilen Simulink/FlightGear entegrasyonu çalışmanın gelişmesine katkı sağlamıştır.

Aerodinamik yüklerin Flansburg, B. (2008) çalışmasında da olduğu gibi dinamik olarak benzetim ortamlarında modellenmesi geleneksel olan deneysel yaklaşımların önüne geçmiştir. Zhang, X. (Ed.). (2019) çalışması da hava aracı aerodinamik yüklerin manevralardan ve akış rejimlerinden nasıl etkilendiği ile ilgili bir çalışmadır. Hava aracının maruz kaldığı bu yükler uluslararası havacılık standartları kapsamında tasarım kriterleri olarak yer almıştır (Miedlar, v ark., 1997). Uçak bileşenlerinin uçuş esnasında veya pist üzerinde maruz kaldığı bu yükler hava aracı tasarımsal ve yapısal süreçlerine etki etmektedir (Lomax, T. L., 1996).

Bu çalışma kapsamında sivil bir hava aracının doğrusal olmayan dinamik modeli oluşturulup eş zamanlı referans verisi (Joystick) kullanılarak Simulink/FlightGear simülasyon ortamında gerçekleştirilmesi yapılmıştır. Buna ek olarak hava aracının stabilite ve gövde eksenlerinde meydana gelen aerodinamik kuvvetler ve ağırlık ve aerodinamik merkezlerde meydana gelen aerodinamik momentler karşılaştırılmıştır. Her iki ekseninde de aerodinamik kuvvetler incelendiğinde Y ve Z yönlerinde kuvvetlerin neredeyse çakışık olup X yönündeki kuvvetlerde bazı farklılıkların olduğu gözlemlenmiştir. Bunun yanında aerodinamik ve ağırlık merkezleri arasındaki mesafe farklılığından ötürü aerodinamik momentlerin karşılaştırılırken birbirini takip eden fakat çakışık olmayan eğriler elde edilmiştir.

YÖNTEM

Eksen takımlarının belirlenmesi, hareket denklemlerinin tanımlanması açısından önem arz etmektedir. Doğacak olan problemlerin çözümü için genellikle iki temel eksen takımı kullanılır. Bunlardan bir tanesi dünya merkezli eksen takımı (earth axis frame) bir diğeri ise gövde merkezli eksen takımıdır (body fixed frame). Bunun yanında stabilite veya rüzgâr eksenini dediğimiz eksen ile gövde merkezli eksen arasında hücum açısı ve yana kayma açıları meydana gelir ve bu açılar Şekil 1'de gösterildiği gibidir. Bu süreçte kullanılacak temel parametreler Tablo 1'de gösterildiği gibidir.



Şekil 1. Kuvvet, Moment ve Hız Bileşenlerinin Gövde Ekseninde Gösterimi (Nelson, 1998)

Tablo 1. Temel Parametreler ve Anlamları

	YUVARLANMA EKSENİ	YUNUSLAMA EKSENİ	YANLAMA EKSENİ
Açısal Hızlar	p	q	r
Doğrusal Hızlar	u	v	w
Aerodinamik Kuvvet Bileşenleri	X	Y	Z
Aerodinamik Moment Bileşenleri	L	M	N
Atalet Momenti	I_x	I_y	I_z
Çarpım Atalet Mometi	I_{yz}	I_{xz}	I_{xy}

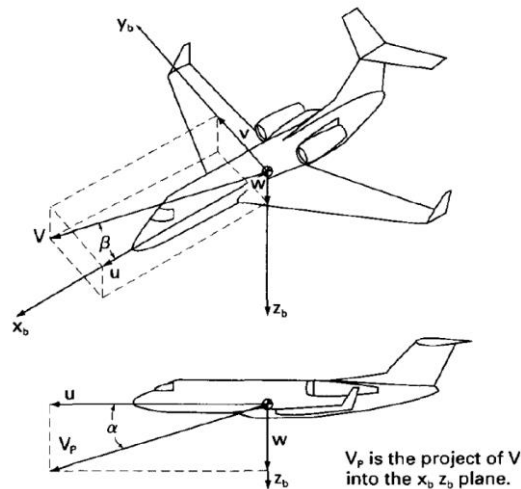
Hücum açısı (angle of attack α) (1) ve yana kayma açısı (side slip angle β) (2) hız bileşenlerinin cinsinden şu şekilde ifade edilir:

$$\alpha = \tan^{-1}\left(\frac{w}{u}\right) \quad 1$$

$$\beta = \sin^{-1}\left(\frac{v}{V}\right) \quad 2$$

$$V = (u^2 + v^2 + w^2)^{\frac{1}{2}} \quad 3$$

Hava aracı toplam vektörel hızı (3)'te ifade edilmiştir. Hava aracının denge açıları Şekil 2'de gösterildiği gibidir.



Şekil 2. Hücum Açısı ve Yana Kayma Açısı Gösterimi (Nelson, 1998)

Uçak Denklemleri

Lineer olmayan denklemler özetlenmiş şekilde 6 serbestlik dereceli olarak düzenlenmiştir. Bu denklemler uçak eksenini baz alınarak oluşturulmuş olup uçak rigid olarak kabul edilmiştir. Uçak XZ eksenini simetri eksenini olup I_{xy} ve I_{yz} sıfır olarak kabul edilmiştir. Bu varsayımlara dayalı olarak sabit kanatlı bir hava aracının 6 serbestlik dereceli hareket denklemleri şu şekildedir:

Doğrusal ivmeler (4, 5, 6)'da ifade edilmiştir.

$$\dot{u} = \frac{-mg \sin \theta + F_{Ax} + F_{Gx} + F_{Tx} - m(-V_r + W_q)}{m} \quad 4$$

$$\dot{v} = \frac{-mg \sin \phi \cos \theta + F_{Ay} + F_{Gy} + F_{Ty} - m(U_r + W_p)}{m} \quad 5$$

$$\dot{w} = \frac{-mg \cos \phi \cos \theta + F_{Az} + F_{Gz} + F_{Tz} - m(U_q + W_p)}{m} \quad 6$$

Açısal ivmeler (7, 8, 9)'da ifade edilmiştir.

$$\dot{p} = [L_A + L_G + L_T + I_{xz}pq - (I_{zz} - I_{yy})rq] \left[\frac{I_{zz}}{I_{xx}I_{zz} - I_{xz}^2} \right] + [N_A + N_G + N_T - (I_{yy} - I_{xx})pq - (I_{xz})rq] \left[\frac{I_{xz}}{I_{xx}I_{zz} - I_{xz}^2} \right] \quad 7$$

$$\dot{q} = \frac{[M_A + M_G + M_T - (I_{xx} - I_{zz})pr - I_{xz}(p^2 - r^2)]}{I_{yy}} \quad 8$$

$$\dot{r} = [L_A + L_G + L_T + I_{xz}pq - (I_{zz} - I_{yy})rq] \left[\frac{I_{xz}}{I_{xx}I_{zz} - I_{xz}^2} \right] + [N_A + N_G + N_T - (I_{yy} - I_{xx})pq - (I_{xz})rq] \left[\frac{I_{xx}}{I_{xx}I_{zz} - I_{xz}^2} \right] \quad 9$$

Euler açıları ve gövde merkezli açısal hızlar arasındaki ilişki şu şekildedir (10, 11, 12):

$$\dot{\phi} = p + q \sin \phi \tan \theta + r \cos \phi \tan \theta \quad 10$$

$$\dot{\theta} = q \cos \phi - r \sin \phi \quad 11$$

$$\dot{\psi} = (q \sin \phi + r \cos \phi) \sec \theta \quad 12$$

Aerodinamik Model

Aerodinamik kuvvet ve momentler rüzgâr ekseninde verilmiş olup aerodinamik faktör ($\bar{q}S$), aerodinamik katsayılar (C_D, C_Y, C_L), hücum açısı (α) ve yanlama açısı (β) cinsinden yazılmıştır (Garteur, 1995).

Dinamik basınç (13)'te ifade edilmiştir.

$$\bar{q} = \frac{1}{2} \rho V^2 \quad 13$$

V , toplam hava hızını göstermektedir.

Aerodinamik lift katsayısı C_L (14)'te tanımlanmıştır,

$$C_L = C_{L_{wb}} + C_{L_t} \quad 14$$

$C_{L_{wb}}$ sadece kanat yapısının lift katsayısı olup (15)'te ifade edilmiştir.

$$C_{L_{wb}} = 5.5(\alpha - \alpha_0) \quad 15$$

α_0 lift kuvvetinin sıfır olduğu andaki hücum açısıdır (16).

$$\alpha_0 = \frac{11.5}{\frac{180}{\pi}} \quad 16$$

Kuyruğun birim lift katsayısı C_{L_t} ise şu şekilde tanımlanır (17),

$$C_{L_t} = \frac{S_t}{S} 3.1 \alpha_t \quad 17$$

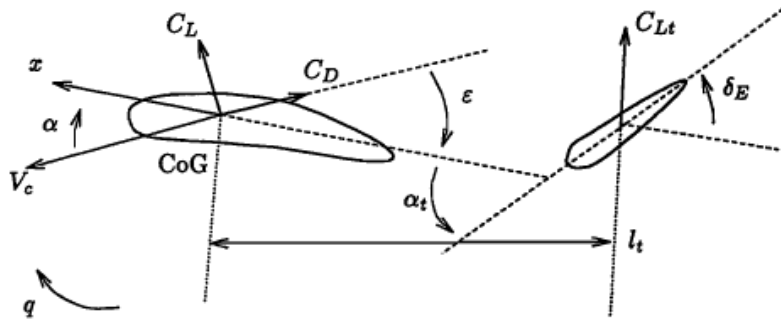
α_t kuyruk hücum açısını ifade eder, (18)'de tanımlanmıştır.

$$\alpha_t = \alpha - \epsilon + \delta_E + 1.3 \frac{ql_t}{V} \quad 18$$

$$\epsilon = \frac{d\epsilon}{d\alpha} (\alpha - \alpha_0) \quad 19$$

$$\frac{d\epsilon}{d\alpha} = 0.25 \quad 20$$

Burada ϵ (19) downwash açısını, δ_E elevator sapmasını, q yunuslama hızını, l_t kuyruğun aerodinamik merkezi ile uçağın ağırlık merkezi arasındaki mesafedir ve Şekil 3'te gösterildiği gibidir.



Şekil 3. Kanat ve Kuyruk Üzerinde Açı ve Katsayı Gösterimleri (Garteur, 1995)

Aerodinamik sürüklenme katsayısı C_D , kanat yapısının kaldırma katsayısı $C_{L_{wb}}$ cinsinden (21)'de yazılmıştır:

$$C_D = 0.13 + 0.07(C_{L_{wb}} - 0.45)^2 \quad 21$$

Aerodinamik yan (side) kuvvet katsayısı:

$$C_Y = -1.6\beta + 0.24\delta_R \quad 22$$

Burada β yana kayma açısı δ_R dikey kuyruk sapmasını göstermektedir. Moment katsayıları, C_l, C_m, C_n gövde ekseninde şu şekilde ifade edilir (23):

$$\begin{bmatrix} C_l \\ C_m \\ C_n \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -1.4\beta \\ -0.59 - 3.1 \frac{S_t l_t}{S l} (\alpha - \epsilon) \\ \left(1 - \alpha \frac{180}{15\pi}\right) \beta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -11 & 0 & 5 \\ 0 & -4.3 \frac{S_t l_t^2}{S l^2} & 0 \\ 1.7 & 0 & -11.5 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 \\ p \\ r \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -0.6 & 0 & 0.22 \\ 0 & -3.1 \frac{S_t l_t}{S l} & 0 \\ 0 & 0 & -0.63 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_A \\ \delta_E \\ \delta_R \end{bmatrix} \quad 23$$

- α : Hücüm açısı
 β : Yana kayma açısı
 S : Kanat alanı
 S_t : Kuyruk birim alanı
 l : Genelleştirilmiş uzunluk
 l_t : Kuyruğun aerodinamik merkezi ile uçağın ağırlık merkezi arasındaki mesafe
 V : Toplam hava hızı
 p, q, r : Açısal hızlar

Boylamsal kuvvet ve momentleri hesaplamak için aşağıdaki adımlar takip edilir.

- Rüzgâr X eksenini yönündeki aerodinamik kuvvet (24)

$$X = C_D \bar{q} S \quad 24$$

- Rüzgâr Y eksenini yönündeki aerodinamik kuvvet (25)

$$Y = C_Y \bar{q} S \quad 25$$

- Rüzgâr Z eksenini yönündeki aerodinamik kuvvet (26)

$$Z = C_L \bar{q} S \quad 26$$

- Gövde ekseninde yuvarlanma momenti (27)

$$L = C_l \bar{q} S b \quad 27$$

- Gövde ekseninde yunuslama momenti (28)

$$M = C_m \bar{q} S \bar{c} \quad 28$$

- Gövde ekseninde yanlama momenti (29)

$$N = C_n \bar{q} S b \quad 29$$

b : wingspan=44.8m

\bar{c} : mean aerodynamic chord=6.6m

Rüzgâr ekseninde tanımlanan aerodinamik kuvvetler (X, Y, Z) gövde eksenine (F_{xA}, F_{yA}, F_{zA}) dönüştürülmüştür. Aerodinamik kuvvetler (30, 31, 32)'de ifade edilmiştir.

$$F_{xA} = L \sin \alpha - X \cos \alpha \cos \beta - Y \cos \alpha \sin \beta \quad 30$$

$$F_{yA} = -X \sin \beta \quad 31$$

$$F_{zA} = -Z \cos \alpha - D \sin \alpha \cos \beta - Y \sin \alpha \sin \beta \quad 32$$

Eyleyici Modeli

Kontrol yüzeyi için kullanılan servolar emir verilen manevrayı filtreleyerek hava aracına daha yumuşak bir emir verilmesini sağlar ve emir verilen girdileri satürasyona sokarak onları limitler. Aileron ve elevator için bu filtre (33)'te tanımlanmıştır.

$$G_{act} = \frac{1}{0.15s + 1} \quad 33$$

Rudder için (34):

$$G_{act} = \frac{1}{0.3s + 1} \quad 34$$

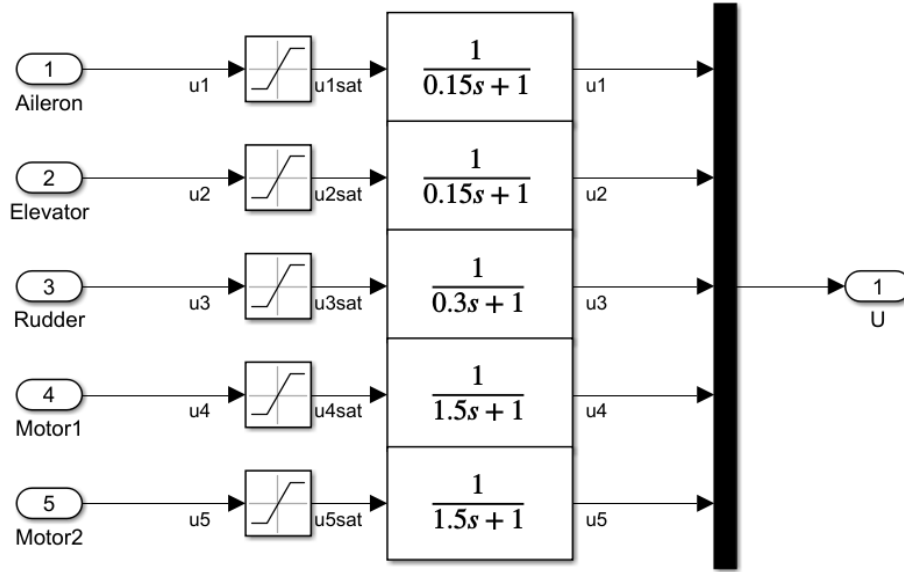
Motor için (35):

$$G_{act} = \frac{1}{1.5s + 1} \quad 35$$

Şeklinde tanımlanır. Bu kontrol yüzeylerinin limitleri şu şekildedir:

- δ_A Aileron için: $-25 \leq \delta_A \leq 25 \text{ deg}$
- δ_E Elevator için: $-25 \leq \delta_A \leq 10 \text{ deg}$
- δ_R Rudder için: $-30 \leq \delta_A \leq 30 \text{ deg}$
- δ_{TH} Motor için: $0.5 \leq \delta_{TH} \leq 1 \text{ deg}$

Eyleyici dinamiklerinin modellenmesi Şekil 4'te gösterildiği gibidir.



Şekil 4. Eyleyici Dinamiklerinin Modellenmesi

Kütle Eylemsizlik Momenti

Hava aracının kütle eylemsizlik değerleri uçuş boyunca sabit varsayılır ve (36, 37)'de ifade edilmiştir.

$$I = \begin{bmatrix} I_x & 0 & -I_{xz} \\ 0 & I_y & 0 \\ -I_{xz} & 0 & I_z \end{bmatrix} = m \begin{bmatrix} 40.07 & 0 & 2.098 \\ 0 & 64 & 0 \\ 2.098 & 0 & 99.92 \end{bmatrix} m^2 \quad 36$$

$$m = 120\,000 \text{ kg} \quad 37$$

RCAM Motor Modeli

Her iki motorun ürettiği itki (thrust T) (38)'de ifade edilmektedir:

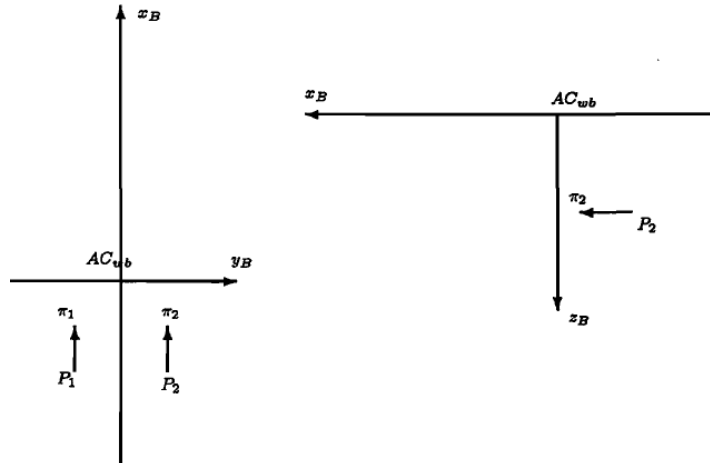
$$F = \delta_{TH1,2} mg \quad 38$$

δ_{TH} değerinin 0 olması itkinin 0 olması anlamına gelirken 1 olması ise itkinin hava aracı ağırlığı kadar olduğu anlamına gelir. Üretilen itki vektörlerinin yönün hava aracı x eksenine doğrultusunda hizalanmış olup Y ve Z doğrultusundaki itki kuvvetleri 0'dır. İki motorun konumlandırılmasından ötürü ağırlık merkezi etrafında meydana gelen moment (39,40)'da ifade edilmiştir.

$$T_{Ei} = \begin{bmatrix} X_{Applied,i} \\ Y_{Applied,j} \\ Z_{Applied,k} \end{bmatrix} * (F, 0, 0)' \quad 39$$

$$i = 1, 2 \quad 40$$

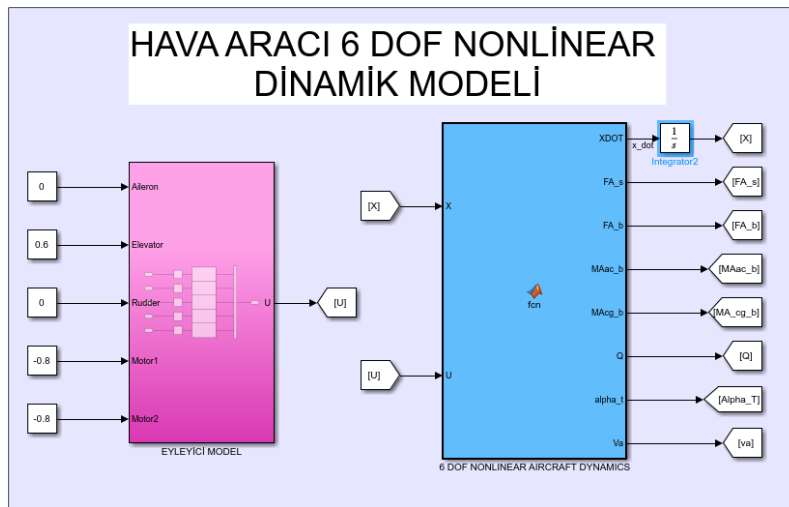
Bu moment, motorların ağırlık merkezine mesafeli olarak yerleştirilmesi neticesinde oluşmaktadır. Motorların yerleşim biçimleri Şekil 5'te gösterildiği gibidir. P_1 ve P_2 itkinin etki ettiği noktalar olup gövde ekseninin aynı zamanda aerodinamik merkez olduğu görülmektedir.



Şekil 5. Motorların Yerleşim Biçimleri ve İtke Vektörleri (Garteur, 1995)

Uçak Modelinin Oluşturulması

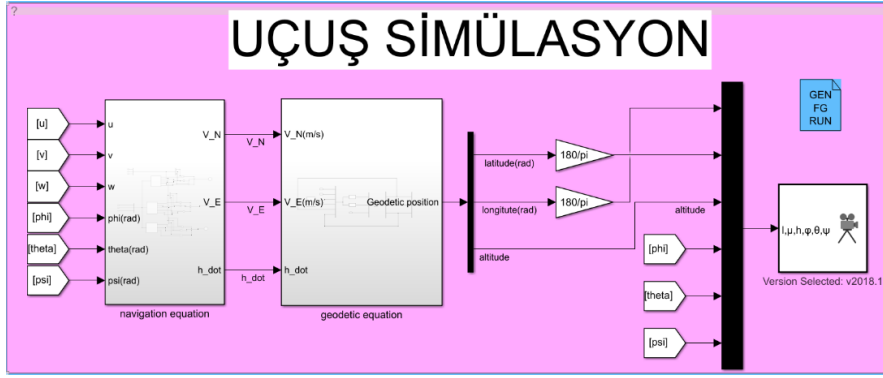
Yukarıda belirtilen denklemler ve metodoloji ışığında hava aracı modellenmesi Matlab fonksiyonu olarak yazılıp Matlab/Simulink benzetim ortamında modellenmiştir. Söz konusu alt modellerin dışında olarak eyleyici modeli Simulink'te modellenmiştir. Hava aracı modeli ve eyleyici modellerinin gösterimi Şekil 6'da gösterildiği gibidir.



Şekil 6. Uçuş Modelinin Simulink Gösterimi

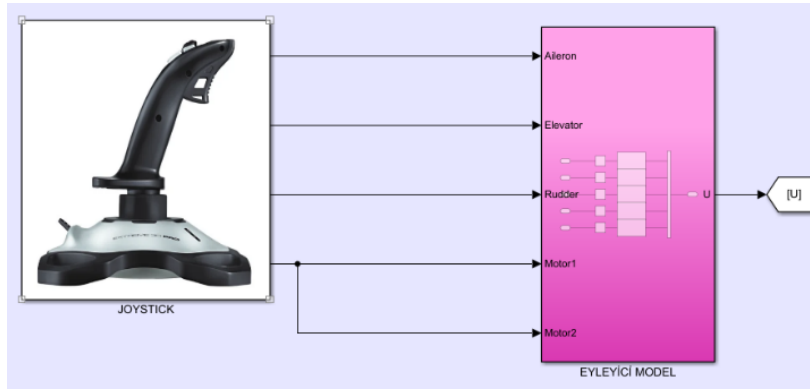
Uçuş Simülasyonu Oluşturulması

Oluşturulan bütün alt modeller ve hava aracı matematik modeli, simülasyon elde edilmek için Simulink/FlightGear eşlenmesi yapılmıştır ve gösterimi Şekil 7'de gösterildiği gibidir.



Şekil 7. Uçuş Simülasyon Bağlantılarının Simulink Gösterimi

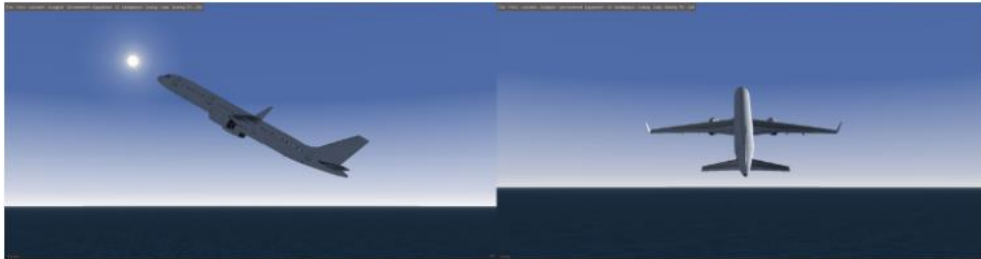
Hava aracı simülasyonu için eş zamanlı etki ve tepki üretmek adına Joystick kullanımı Simulink'e eklenmiştir. Joystick ve eyleyici bağlantıları Şekil 8'de gösterildiği gibidir. Joystickten gelen sinyaller eyleyicide işlenerek hava aracına giriş olacak komutlar üretilmiştir.



Şekil 8. Joystick Bağlantısının Simulink Gösterimi

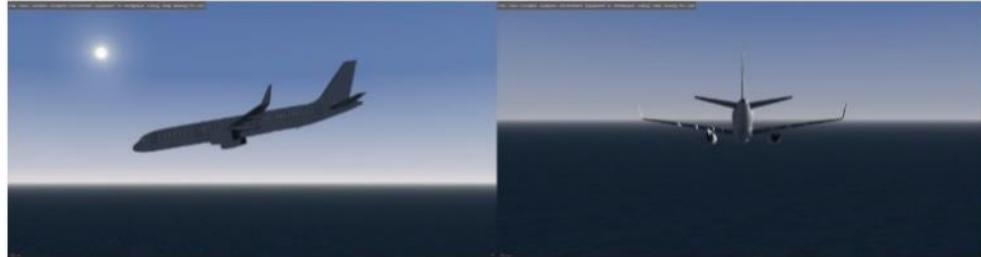
FlightGear Ortamında Manevraların İcra Edilmesi

Simulink/FlightGear eş zamanlı çalışması sonucu hava aracı temel manevraları icra edilmiştir. Simülasyonun, Joystick yardımıyla bu manevralar icra edilmiş olup bu entegrasyon kullanıcıya yönelik bir kullanım sunmuştur. Boylamsal Ekseninde Burun Yukarı Manevrası (Pitch Up) Şekil 9'da gösterildiği gibidir.



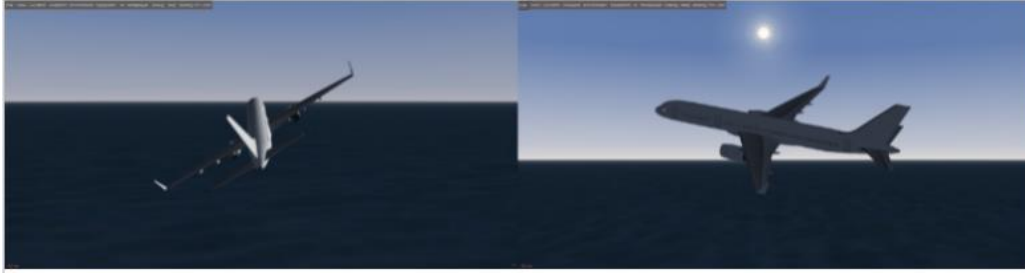
Şekil 9. Burun Yukarı Manevrasının FlightGear Ortamında İcra

Boylamsal Ekseninde Burun Aşağı Manevrası (Pitch Down) Şekil 10'da gösterildiği gibidir.



Şekil 10. Burun Aşağı Manevrasının FlightGear Ortamında İcra

Yanal Eksende Yuvarlanma Manevrası (Rolling) Şekil 11’de gösterildiği gibidir.



Şekil 11. Yuvarlanma Manevrasının FlightGear Ortamında İcrası

Yanal Eksende Yanlama Manevrası (Yawing) Şekil 12’de gösterildiği gibidir.



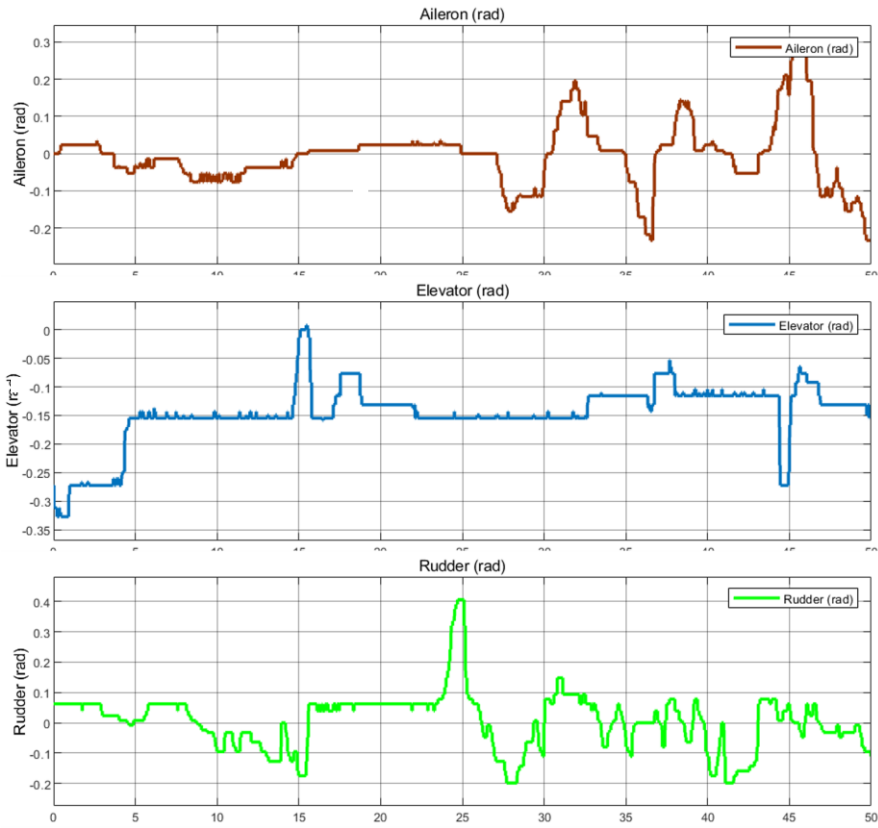
Şekil 12. Yanlama Manevrasının FlightGear Ortamında İcrası

BULGULAR

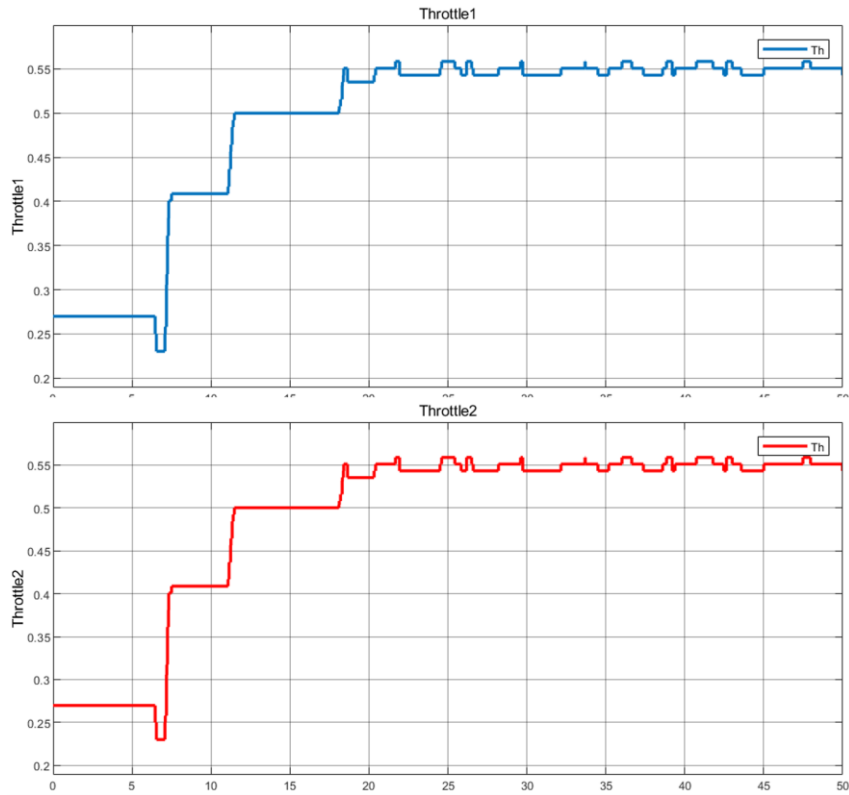
Bu bölümde, kullanıcın girdiği Joystick çıktıları ve bu çıktılarına karşılık gelen hava aracı durum değişkenleri gösterilmiştir. Simülasyon 50 saniye boyunca gerçek zamanlı referans verileri (Joystick) ile çalıştırılmış olup tüm grafiklerin y eksenleri saniyeyi göstermektedir.

Joystick Çıktıları

Joystick çıktıları kullanıcın verdiği komutların hava aracına verilen komutlarla özdeşleştirilmesi sonucu kullanıcın ürettiği kontrol yüzeyi çıktıları Şekil 13’te gösterildiği gibidir. Hava aracı motor komutları Şekil 14’te gösterildiği gibidir ve incelendiğinde iki motor tepkisinin de aynı etkilendiği görülmektedir. Böylece motorların farklı çalışması sonucu oluşan moment dengesizliği bu çalışmada ihmal edilmiştir bu yüzden özdeş grafik başlığı kullanılmıştır.



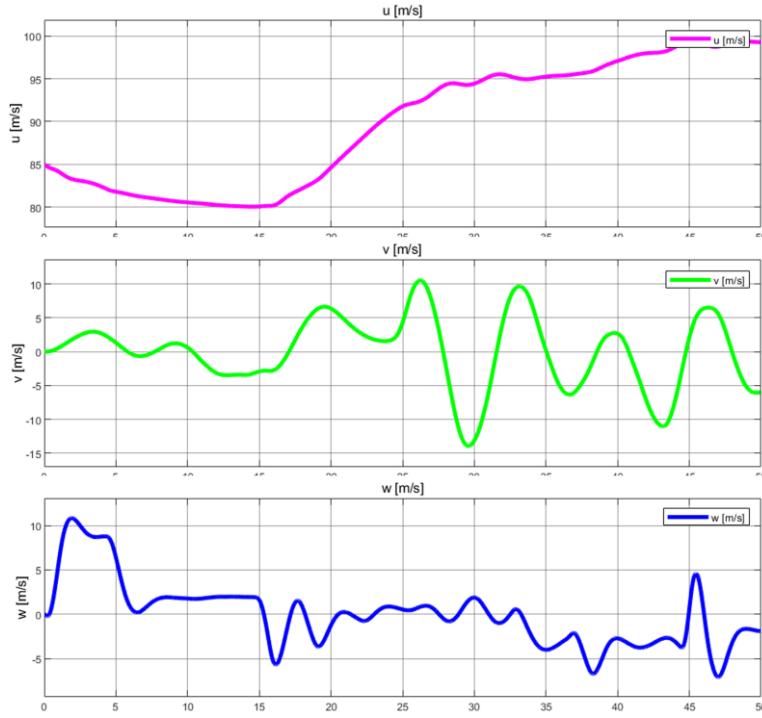
Şekil 13. Kontrol Yüzeyi Joystic Tepki Çıktıları



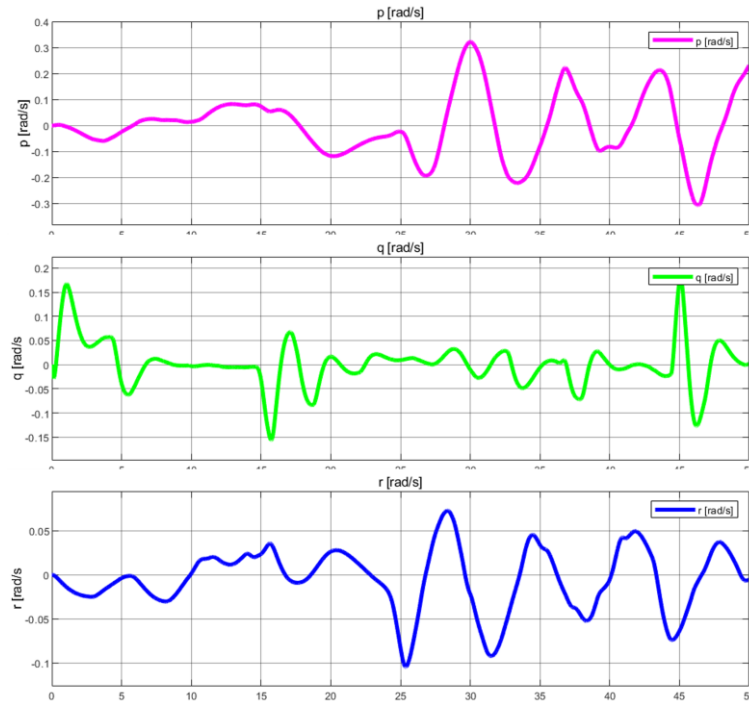
Şekil 14. Motorlar için Joystic Tepki Çıktıları

Joystick Çıktılarına Bağlı Uçak Durum Değişkenleri Çıktıları

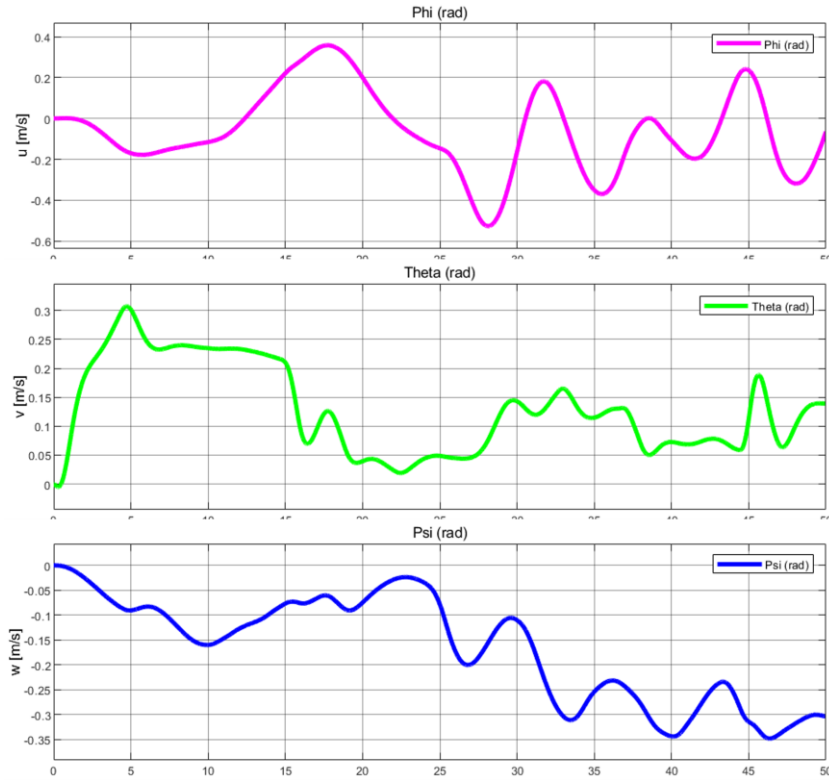
Yukarıda bahsedilen, kullanıcı tarafından üretilen kontrol sinyallerinin hava aracı üzerinde oluşturduğu tepkiler incelenecek olursa, hava aracı doğrusal hız çıktıları Şekil 15'te gösterildiği gibidir. Bu çıktıları göre hava aracına uygulanan komutlarla ilişkili bir çıktı sunduğu görülmektedir. Hava aracı açısız hız çıktıları ve euler açı çıktıları Şekil 16 ve Şekil 17'de gösterildiği gibidir.



Şekil 15. Hava Aracı Doğrusal Hız Çıktıları



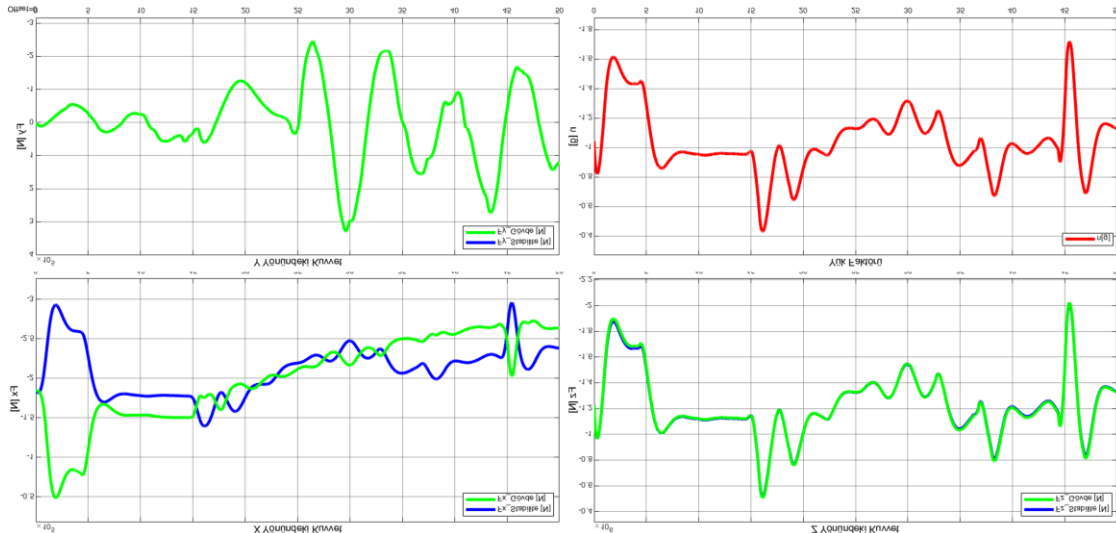
Şekil 16. Hava Aracı Açısız Hız Çıktıları



Şekil 17. Hava Aracı Euler Açılımları Çıktıları

Aerodinamik Kuvvetlerin Stabilite ve Gövde Ekseninde Karşılaştırılması

Hava aracının stabilite ve gövde eksenleri dikkate alındığında aralarında oluşan açılımların tanımları daha önceki bölümlerde gösterilmiştir. Bu çalışmada, hava aracının aerodinamik kuvvetlerinin stabilite ve gövde eksenlerinde meydana getirdiği etkiler karşılaştırılmıştır. X ve Y yönlerindeki kuvvetler incelendiğinde X yönünde meydana gelen kuvvetin, elevatörün negatif açılmasına karşılık stabilite ekseninde skaler olarak daha düşük bir kuvvet görülmektedir ve Şekil 18’de gösterildiği gibidir. Buna karşılık Y yönünde meydana gelen kuvvetler her iki ekseninde de çakışık bir eğri izlemiştir.

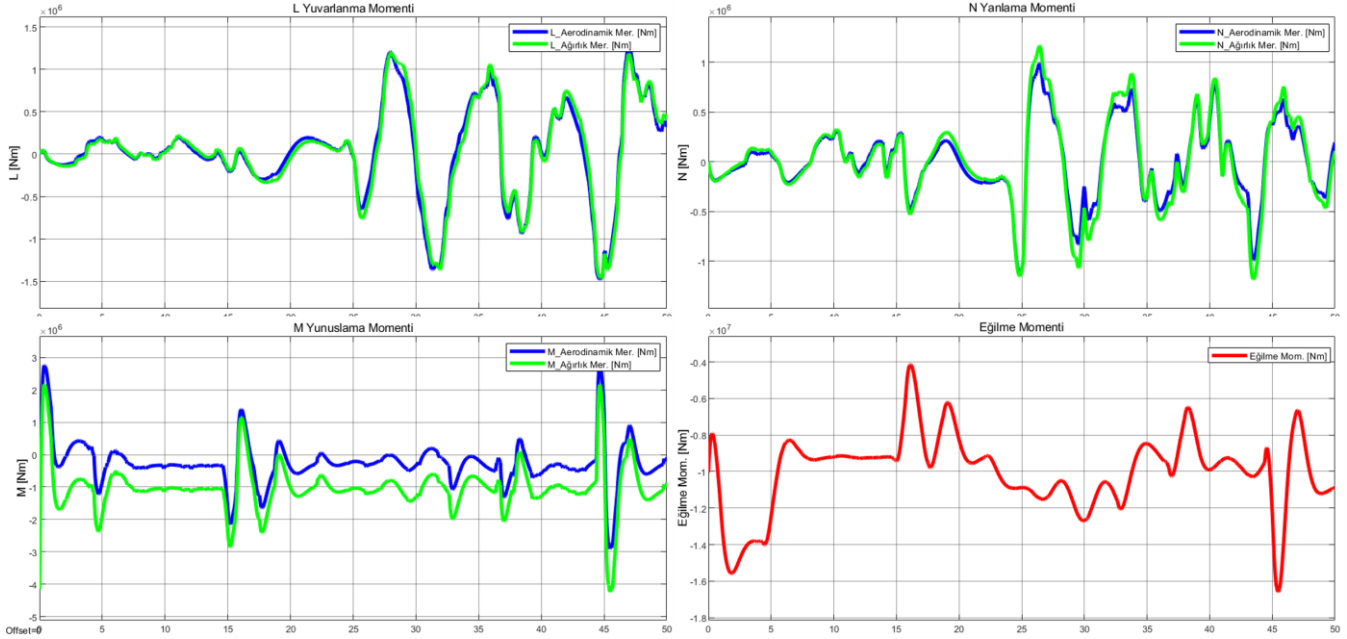


Şekil 18. X, Y ve Z Yönlerinde Meydana Gelen Kuvvetlerin Stabilite ve Gövde Ekseninde Karşılaştırılması, Yük Faktörü

Z yönündeki kuvvet karşılaştırması incelendiğinde iki eksen den meydana gelen kuvvetlerin birbirine yakın değerler olduğu görülmektedir ve Şekil 18’de gösterildiği gibidir. Buna karşılık yük faktörü eğrisi de ana kaynağı olan Z yönündeki kuvvete paralel bir eğri çizmiştir.

Aerodinamik Momentlerin Ağırlık Merkezi ve Aerodinamik Merkezi Göre Karşılaştırılması

Hava aracının aerodinamik ve ağırlık merkezleri incelendiğinde aralarında 0.72 m’lik bir mesafenin bulunmasından ötürü iki merkeze göre oluşan momentlerin farklılık göstermesi beklenmektedir. L, M, N momentlerinin her iki merkezde de birbirlerini yakın takip eden eğriler olduğu görülmektedir ve Şekil 19’da gösterildiği gibidir.



Şekil 19. L, M ve N Momentlerinin Ağırlık Merkezine ve Aerodinamik Merkezi Göre Karşılaştırılması ve Eğilme Momenti

Buna ek olarak hava aracı kanadında meydana gelen eğilme momentinin ana kaynağı olan Z kuvvetine paralel bir eğri çizildiği görülmektedir.

SONUÇ

Hava araçlarının özellikle uçuş esnasında maruz kaldıkları birçok yük koşulu vardır. Bu yükler arasından özellikle aerodinamik yükler hava aracı yapıları üzerinde kritik etkilere sahiptir. Hava aracı dinamik yapısı ve yüklerin incelenmesi için bu çalışmada altı serbestlik dereceli hava aracı modeli oluşturulmuş ve JoyStick sayesinde bu modele kontrol yüzeyi girdisi oluşturacak gerçek zamanlı referans verileri üretilmiştir. Bu çalışmada söz konusu yükler neden olan kuvvetler stabilize ve uçak gövde ekseninde karşılaştırılmıştır. Özellikle elevator girdisine bağlı olarak hücum açısı değişiminden ötürü uçak X kuvvetinde stabilize ve gövde ekseninde çakışık olmayan bir eğriye ulaşılmıştır. Buna karşılık uçak Y kuvveti her iki eksen de birbirine çakışık eğriler izlemişlerdir. Bunun sonucunda yunuslama (pitch) manevrasından ötürü değişen hücum açısına karşılık gelen X kuvvetinin her iki eksendeki farklılıkları, yanlama (yaw) veya yuvarlanma (roll) manevrasından ötürü oluşan yana kayma açısına karşılık gelen Y kuvvetinin her iki eksendeki farklılıklarından daha yüksektir. Keza aynı şekilde momentlerin ise aerodinamik merkez ve ağırlık merkezi üzerinde karşılaştırılması sonucunda her üç moment (yunuslama, yuvarlanma, yanlama) birbirine paralel çıktılar elde edilmiştir.

Teşekkür

TÜBİTAK 2209 B Sanayiye Yönelik Lisans Bitirme Projeleri kapsamında 1139B412100150 numaralı başvuruya sahip projemizi destekleyen TÜBİTAK’a teşekkür ediyoruz.

KAYNAKÇA

- Bossert, D. E., Morris, S. L., Hallgren, W. F., & Yechout, T. R. (2003). Introduction to aircraft flight mechanics: Performance, static stability, dynamic stability, and classical feedback control. American Institute of Aeronautics and Astronautics.
- Dal Borgo, M., Elliott, S. J., Ghandchi Tehrani, M., & Stothers, I. M. (2020). Virtual Sensing of Wheel Position in Ground-Steering Systems for Aircraft Using Digital Twins. In *Model Validation and Uncertainty Quantification, Volume 3* (pp. 107-118). Springer, Cham.
- Gundlach, J., & Gundlach, J. (2012). Designing unmanned aircraft systems: a comprehensive approach (Vol. 34). Reston: American Institute of Aeronautics and Astronautics.
- Garteur, (1995). Robust Flight Control Design Challenge Problem Formulation and Manual: the Research Civil Aircraft Model (RCAM)
- Gates, S. B. (1959). Dynamics of Flight—Stability and Control. Bernard Etkin. Chapman and Hall, London, 1959. 519 pp. Illustrated. 120s. The Aeronautical Journal, 63(585), 557-557.
- Lomax, T. L. (1996). Structural loads analysis for commercial transport aircraft: theory and practice. American Institute of Aeronautics and Astronautics.
- Miedlar, P. (1997). User's Guide for FAR23 Loads Program. DAYTON UNIV OH RESEARCH INST.
- Nelson, R. C. (1998). Flight stability and automatic control (Vol. 2). New York: WCB/McGraw Hill.
- Ozdemir, U., & Kavsaoglu, M. S. (2008). Linear and nonlinear simulations of aircraft dynamics using body axis system. Aircraft Engineering and Aerospace Technology.
- Sorton, E., & Hammaker, S. (2005). Simulated flight testing of an autonomous unmanned aerial vehicle using flightgear. In *Infotech@ Aerospace* (p. 7083).
- Flansburg, B. (2008). Maneuver loads simulation for an advanced transport aircraft. In *49th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, 16th AIAA/ASME/AHS Adaptive Structures Conference, 10th AIAA Non-Deterministic Approaches Conference, 9th AIAA Gossamer Spacecraft Forum, 4th AIAA Multidisciplinary Design Optimization Specialists Conference* (p. 1906).
- Zhang, X. (Ed.). (2019). The Proceedings of the 2018 Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology (APISAT 2018) (Vol. 459). Springer.