

6 Serbestlik Dereceli Uçak Modeli ile Manevra Kontrolü

Beyza SAĞLAM¹
Ankara Yıldırım
Beyazıt Üniversitesi
Ankara

İrem Yağmur EROL²
Ankara Yıldırım
Beyazıt Üniversitesi
Ankara

Mehmet Akif
ARSLAN³
Ankara Yıldırım
Beyazıt Üniversitesi
Ankara

Ünver KAYNAK⁴
Ankara Yıldırım
Beyazıt Üniversitesi
Ankara

ÖZET

Bu araştırma projesi, uçakların temel ve akrobatik manevralar sırasında kontrolü için kontrolcü tasarımı ve benzeşimini kapsamaktadır. İlk olarak, altı serbestlik derecesinde hareket denklemleri kullanılarak bir uçak modeli oluşturulmuş ve MATLAB/Simulink programı kullanılarak aerodinamik, itki ve atmosfer kütüphaneleri bütünleştirilmiştir. Doğrusal olmayan denklemler doğrusallaştırılmış, dinamik modlar elde edilmiş ve veriler FlightGear'da görselleştirilmiştir. Çalışma, SİHA tipi uçakların artan önemi doğrultusunda, akrobatik manevralar için gerekli olan kontrolcü ve manevra planlamasına odaklanmaktadır. Uçağın dinamik davranışını yönetebilen ve yüksek ivmeli manevraları gerçekleştirebilen kontrolcü seçilmiş ve bütünleştirilmiştir. Sonraki aşamalarda, bu kontrolcü eniyilenerek kararlılık ve manevra kabiliyeti artırılmıştır. Güvenilir manevra gerçekleştirilmesi için simülasyonlar yapılmıştır. Bu çalışma, uçakların karmaşık ve dinamik ortamlarda çevik manevralar gerçekleştirebilmesi için planlama ve kontrol sorunlarının karmaşıklığını azaltmayı amaçlayan bir kontrolcü tasarımı sunmaktadır. Sonuç olarak, geliştirilen kontrolcü ile uçakların performans ve güvenlik hedeflerine ulaşması sağlanarak gelecekteki uçuş senaryoları için önemli katkılar sunulacaktır.

GİRİŞ

Havacılık tarihi, Wright kardeşlerin ilk uçuşundan günümüzün yüksek performanslı askeri, ticari ve genel havacılık uçaklarına kadar uzanan süreçte birçok teknolojinin geliştirilmesini gerektirmiştir. Günümüz uçak tasarımlarında otomatik kontrol (denetim) sistemleri, uçakların çeşitli alt sistemlerini izlemek ve yönetmek için kritik bir rol oynamaktadır [Nelson, 1997]. Bu kontrol sistemleri, uçakların altı serbestlik derecesinde manevra yapabilme yeteneğini temel alır. Akrobatik ve temel manevralar, akrobasi gösterilerinde ve eğitim uçuşlarında sıkça kullanılmakta olup, uçağın hızını, yüksekliğini ve yönünü değiştirmeyi içerir [Mogadham, Üre ve İnalhan, 2018]. Kontrol sistemleri, pilot veya otomatik uçuş sistemleri aracılığıyla uçağın serbestlik derecelerini kullanarak yönlendirme sağlar.

Bu çalışma, özellikle 6 serbestlik derecesi (6 DOF) olan bir uçak modelinde akrobatik manevraların başarılı bir şekilde gerçekleştirilmesi için bir kontrol tasarımı geliştirilmesine adanmıştır. Çalışmanın ana hedefleri, uçağın hareketini yöneten altı serbestlik derecesi üzerinde kontrol sağlamak ve hassas akrobatik manevraları gerçekleştirmek için bir kontrol stratejisi geliştirmektir. Akrobatik manevralar, uçağın çeşitli işletim koşullarında hızlı ve doğru bir şekilde yanıt verme yeteneğini gösterir ve genel uçak performansını önemli ölçüde artırma potansiyeline sahiptir. Böylece akrobatik manevraların ve genel uçak performansının artırılmasına yönelik olarak, uçakların çeşitli işletim koşullarında hızlı ve doğru tepki verme yeteneğini geliştirmeyi amaçlamaktadır.

¹ Havacılık ve Uzay Mühendisliği öğrencisi., E-posta: beyza.saglam001@outlook.com

² Havacılık ve Uzay Mühendisliği öğrencisi, E-posta: ygagmusr@gmail.com

³ Havacılık ve Uzay Mühendisliği öğrencisi, E-posta: akifarslan001@gmail.com

⁴ Prof. Dr., Havacılık ve Uzay Mühendisliği Böl., E-posta: unkaynak@gmail.com

LİTERATÜR TARAMASI

Literatür taraması projenin tüm aşamalarında olduğu gibi ikiye ayrılarak incelenmiştir. İlk olarak hava aracı modelini oluşturmak için ihtiyaç duyulan hareket denklemlerinin nasıl edildiği ve nasıl modelleneceği araştırılmıştır. Hareket denklemleri, hava aracının dinamiklerini matematiksel olarak ifade eder ve on iki denklemin bir araya gelmesiyle oluşur [Napolitano, 2011]. Bu denklemler farklı koordinat eksenleri ile ifade edildiğinden dolayı birbirleri arasında Euler açıları kullanılarak dönüşümler yapılmaktadır. Hava aracının lineer olmayan hareket denklemlerini ifade eden matris ise şu şekilde yazılır:

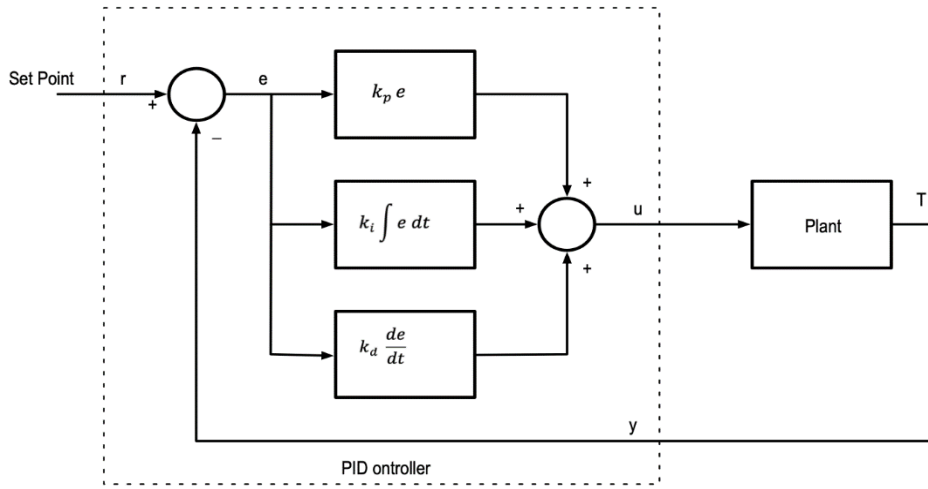
$$\dot{X} = \begin{bmatrix} \dot{x}^E \\ \dot{y}^E \\ \dot{z}^E \\ \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \\ \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{w} \\ \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} u \cos \theta \cos \psi + v (\sin \phi \sin \theta \cos \psi - \cos \phi \sin \psi) + w (\cos \phi \sin \theta \cos \psi + \sin \phi \sin \psi) \\ u \cos \theta \sin \psi + v (\sin \phi \sin \theta \sin \psi + \cos \phi \cos \psi) + w (\cos \phi \sin \theta \sin \psi - \sin \phi \cos \psi) \\ -u \sin \theta + v \sin \phi \cos \theta + w \cos \phi \cos \theta \\ p + q \sin \phi \tan \theta + r \cos \phi \tan \theta \\ q \cos \phi - r \sin \phi \\ (q \sin \phi + r \cos \phi) / \cos \theta \\ rv - qw + \frac{F_{ext}^x}{m} \\ pw - ru + \frac{F_{ext}^y}{m} \\ qu - pv + \frac{F_{ext}^z}{m} \\ \frac{I_{xz} M_{ext}^z + I_z M_{ext}^x + I_{xz} (I_{xx} - I_{yy} + I_{zz}) pq - (I_{xz}^2 - I_{yy} I_{zz} + I_{zz}^2) qr}{I_{xx} I_{xz} - I_{xz}^2} \\ \frac{M_{ext}^y - (I_{xx} - I_{zz}) rp - I_{xz} (p^2 - r^2)}{I_{yy}} \\ \frac{I_{xx} M_{ext}^z + I_{xz} M_{ext}^x - I_{xz} (I_{xx} - I_{yy} + I_{zz}) qr + (I_{xz}^2 - I_{yy} I_{xx} + I_{xx}^2) pq}{I_{xx} I_{zz} - I_{xz}^2} \end{bmatrix}$$

Bu denklemleri çözebilmek için hava aracına etki eden kuvvetlerin ve momentlerin belirlenmesi gereklidir. Hava aracına etki eden kuvvetler ve momentler genel olarak; aerodinamik, itki, iniş takımı ve ağırlık kaynaklıdır. Projenin kapsamı, hava aracının her zaman uçuş pozisyonunda olmasını kapsadığından dolayı iniş takımının oluşturduğu kuvvetler ve momentler modellenmemiştir. Aerodinamik kuvvetlerin ve momentlerin modellenmesi için ise hava aracının içinde bulunduğu atmosferin özelliklerinin bilinmesi gereklidir. Dolayısıyla oluşturulacak model ISA (International Standart Atmosphere) modelini [Cavcar, 2000] baz alan bir atmosfer modeli de içermelidir.

Hava aracının modellenmesi oluşturulduktan sonra benzetimi yapılacak akrobatik manevralar ve bu manevraları gerçekleştirmek için seçilebilecek kontrolcü çeşitleri araştırılmıştır. Yapılan araştırmalar sonucunda "Loop" ve "Aileron Roll" manevraları seçilmiştir. Bu manevraların özellikleri sonraki bölümlerde detaylandırılacaktır. Literatürde önceki çalışmalarda doğrusal olmayan 6 serbestlik dereceli modeller uçak dinamiklerini yönetebilmek, kararlılık sağlamak ve kontrol stratejileri geliştirebilmek amacıyla doğrusal hale getirilerek kullanılmıştır [Chiang, Safonov, Haiges, Madden ve Tekawy, 1993]. Denetleyici olarak klasik veya modern kontrol yöntemleri kullanılabilir, bunlara örnek olarak "Proportional-Integral-Derivative (PID)" ve "Linear Quaratic Regulator (LQR)" gösterilebilir. Ancak, çoğu çevik manevrada, dinamiklerin doğrusallaştırılması durumlarında performans kaybı ve kararsızlık meydana gelir çünkü durum dinamik olarak değişkendir. Bu nedenle, "nonlinear dynamic inversion (NDI)", "sliding mode control (SMC)" [Utkin, 2013], "gain scheduling" [Nichols, Reichert ve Rugh, 1993] ve "backstepping yöntemi (BS)" [Krstic, Kanellakopoulos ve Kokotovic, 1995] gibi doğrusal olmayan kontrol stratejileri, akrobatik manevraları izleme için kontrol sistem tasarımında büyük ilgi görmüştür. Mevcut çalışma için hem doğrusal hem de doğrusal olmayan kontrolcüler değerlendirildiğinde, doğrusal olmayan

modellerdeki dezavantajlarına rağmen yaygın olarak kullanılması ve uygulanabilirliğinin kolay olması sebebiyle PID kontrolcü seçilmiştir. Bunun sebebi, akademik dünyada çok geniş araştırma ve uygulama alanı olan modern kontrol yöntemlerine karşılık, uçak sanayi alanında gerçekleştirilen tasarımlarda hala yoğun olarak klasik kontrol yöntemleri tercih edilmesidir.

Bir PID kontrolcü üç farklı kazancın bir araya gelmesiyle oluşur. Bu üç kazanç ayrı ayrı değerlendirildiğinde bazı avantajlara ve dezavantajlara sahiptir. Örneğin “Proportional” kazancın kullanımı basittir ve bu kazançtaki artış sistemin cevabını hızlandırır fakat bununla birlikte hatayı da artırır. “Integral” kazancındaki artış hatayı sıfırlar fakat sistemin kararlılığını azaltır. “Derivative” kazancının artışı ise hatayı henüz artmadan düzeltebilir fakat bunu yaparken sistemin daha yavaş bir yanıt vermesine sebep olur. Her bir kazancın dezavantajlarını ortadan kaldırmak için bu üç kazanç bir arada kullanılır [Nelson, 1997] ve böylece PID kontrolcü tasarlanmış olur. Şekil 1’de bir PID kontrolcünün temel kurgusu gösterilmiştir.



Şekil 1: PID kontrolcü Temel Kurgusu

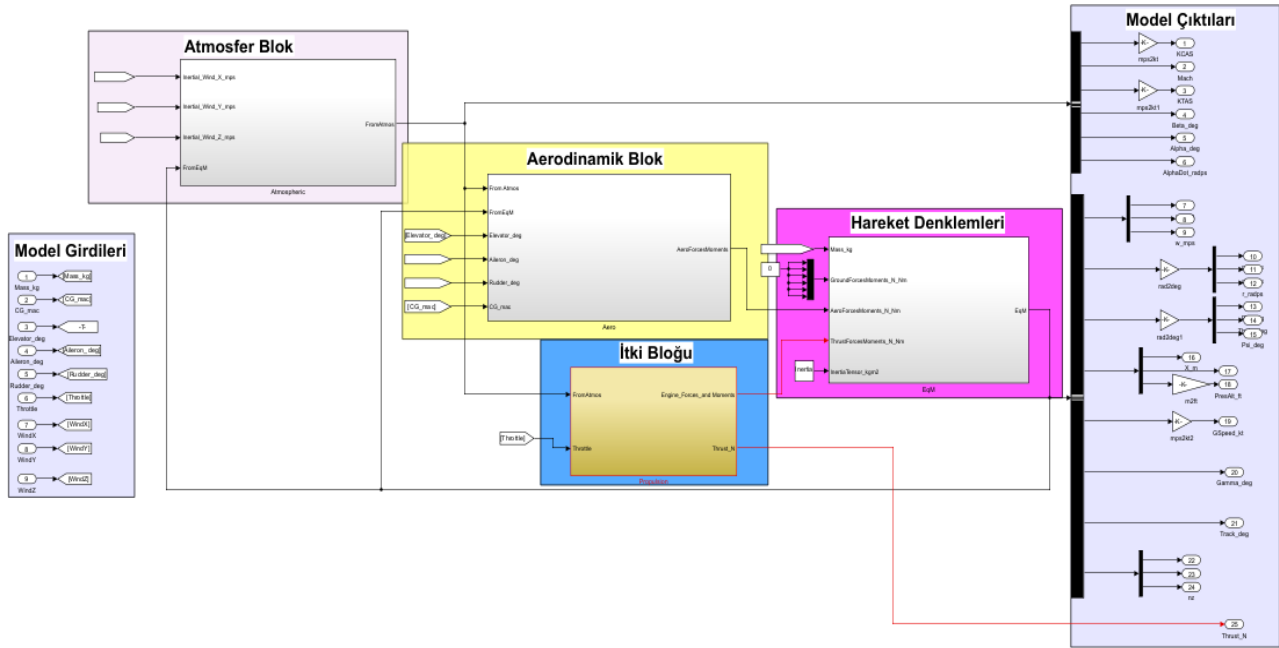
MODELLEME

Modeli yapılacak uçağın gerçekleştirilecek manevralar için uygun olması gereklidir. Dolayısıyla F-4 uçağının 0.9 Mach hızındaki seyir koşulları bu araştırma için en uygun seçim olacağına karar verilmiştir. Bu koşullar Tablo 1’de listelenmiştir. Bilgileri girilen uçağın altı serbestlik dereceli modelinin oluşturulabilmesi amacıyla hareket denklemlerinin formülleri kullanılarak MATLAB/Simulink üzerinde hareket denklemleri bloğu oluşturulmuştur.

Tablo 1: F-4 Seyir Koşulları

İrtifa (ft)	35000
Mach Sayısı	0.9
Gerçek Hava Hızı (m/s)	267
Dinamik Basınç (Pa)	13560
CG Konumu (%MAC)	0.29
Kütle (kg)	17690

Oluşturulan hareket denklemleri bloğuna atmosfer, itki ve aerodinamik denklemleri blokları da entegre edilerek model tamamlanmıştır. Oluşturulan modelde uçağın seyir halinde olduğu ve kütlesinin değişmediği varsayımı yapılmıştır. Oluşturulan Simulink modeli Şekil 2’de gösterilmiştir.



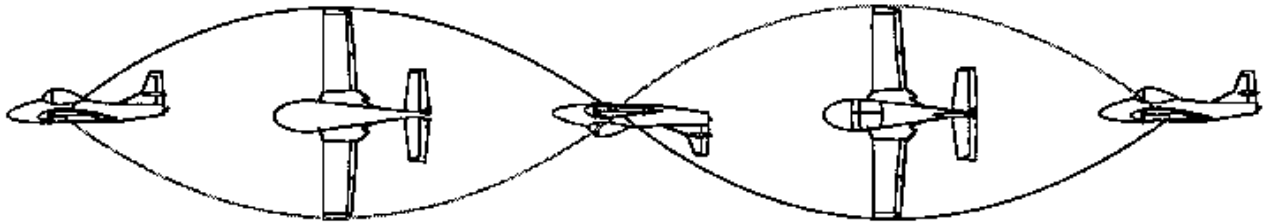
Şekil 2: Tamamlanmış Model

KONTROLÇÜ TASARIMI

Kontrolcü olarak PID kontrolçüsü seçilmiştir. Her bir manevranın gerçekleşebilmesi amacıyla model üzerinde irtifa dümeni, kanatçık ve istikamet dümeni için kontrolçüler tasarlanmıştır. Kontrolçülerin kazançları belirlenirken manevra esnasında uçağın yapısal ve performans sınırlarını geçmeyen ve uçuş zarfının içinde kalan eniyilenmiş değerler belirlenmiştir. İtki kolu manevraların gerçekleştirildiği esnada hep en ileri konumda olacak şekilde ayarlanmıştır.

MANEVRALAR

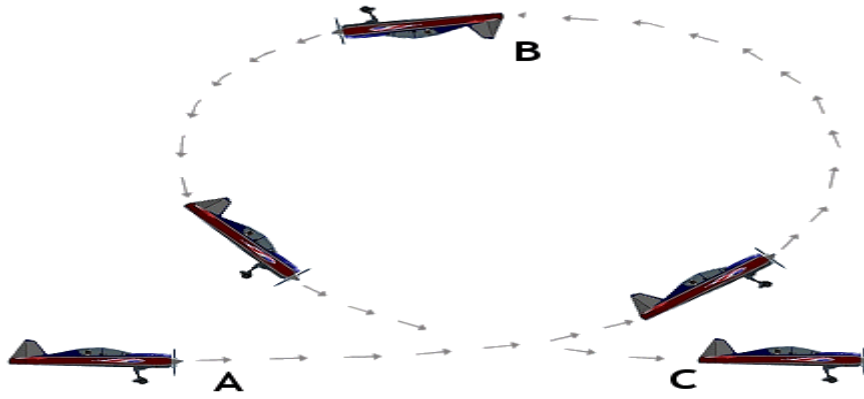
Aileron roll manevrası, kanatçık kontrol yüzeylerinin ters çalışarak bir kanadı yükseltirken diğer kanadı alçaltması ve uçağın uzunlamasına ekseninin etrafında tam tur dönmesi hareketidir. Şekil 3’te bu manevra gösterilmektedir.



Şekil 3: Aileron Roll Manevrasının Kurgusu

Loop manevrası, uçağın düşey eksen etrafında tam bir dairesel yörünge çizerek 360 derecelik bir dönüş yapmasını içerir. Uçak yükselirken, uçağın burnu yukarı doğrudur ve böylece tepe noktasına kadar yarım daireyi tamamlar. Tepe noktasını geçtikten sonra, uçak yer çekiminin etkisiyle aşağı

doğru hızlanmaya başlar. Loop manevrasının son kısmında, uçağın burnunu düzelterek düz uçuşa geri dönülür. Şekil 4'te Loop manevrası gösterilmektedir.

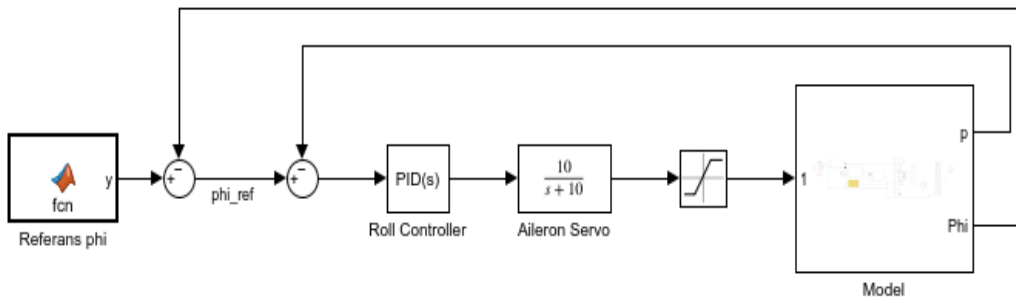


Şekil 4: Loop Manevrasının Temel Kurgusu

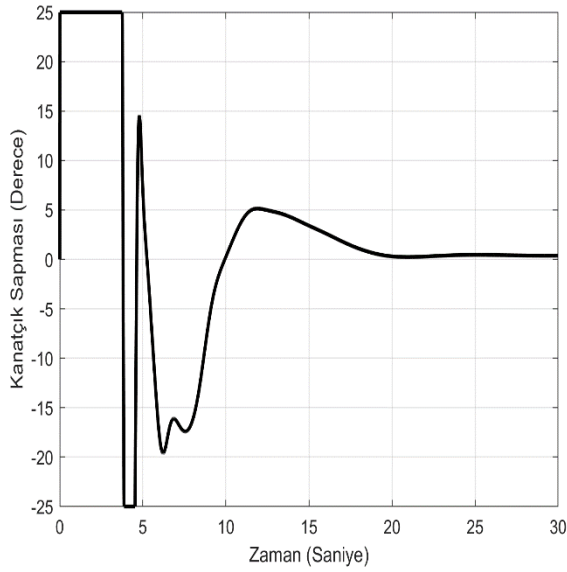
UYGULAMALAR VE DEĞERLENDİRME

Bazı akrobatik manevralar için kontrolcüler tasarlanmış ve model üzerinde benzetimleri gerçekleştirilmiştir. Daha önce de belirtildiği üzere model ve manevralar için F-4 jet uçağı seçilmiştir. Manevraların tamamı itki kolunun en yüksek olduğu konumda ve rüzgârsız koşullarda gerçekleştirilmiştir.

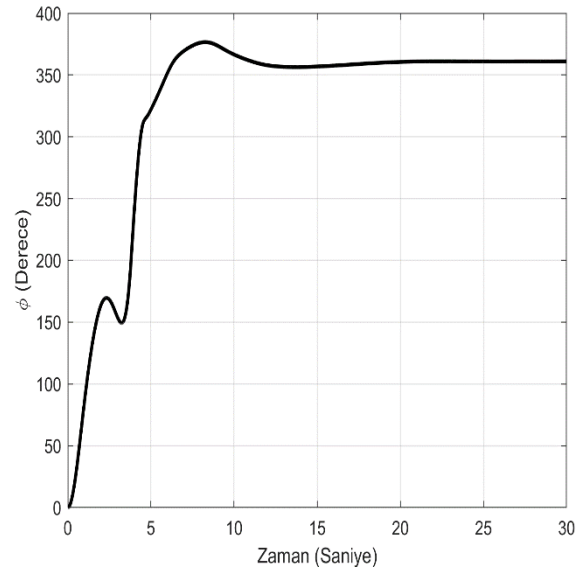
Aileron roll manevrası için kontrolcü tasarımında açısız hızdan (p) ve yuvarlanma (Φ) açısından geri besleme alınmıştır. Modelden çıkan Φ açısı ile istenen Φ açısı arasındaki fark hata olarak PID kontrolcüye girer ve hata kontrolcü tarafından yapılan kanatçık sapmalarıyla en aza indirilir. Şekil 5'te kontrolcünün blok görülmektedir. Şekil 6'da ise Aileron roll manevrası sırasındaki kanatçık sapmaları gösterilmiştir. Şekil 7'de yuvarlanma (Φ) açısının değişimi görülmektedir. Buna göre kanatçık sapması azami sınırlar içinde ± 25 derece olmakta, 360 derecelik yuvarlanma açısına ise yaklaşık 15 saniye'de ulaşılmaktadır. Aileron Roll manevrasının uzunlamasına eksen etrafında bir tur atması sırasında oluşan uçağın yörüngesi ise Şekil 8'de verilmiştir. Görüldüğü gibi F-4 uçağı yuvarlanma hareketini yaklaşık 6000 metre içinde tamamlamakta bu sırada 100 metre kadar irtifa kaybı yaşayıp tekrar uçuş irtifasına dönmektedir. İrtifa kaybının sebebi mevcut kontrolcünün sadece kanatçık açısı vererek yuvarlanma açısı geri beslemesi yapması ve bu sırada itki kolu zaten en ilerde olduğu için o anda kontrolcü tarafından motora gaz verilemediğinden ötürü, dönmeden gelen anlık enerjinin (hız ve irtifa kaybının) giderilmemesidir. Bu durum çok giriş çok çıkışlı (MIMO) yaklaşımı ve modern kontrol yöntemi kullanımıyla giderilebilir ve ileride yapılacak çalışma konularından biridir.



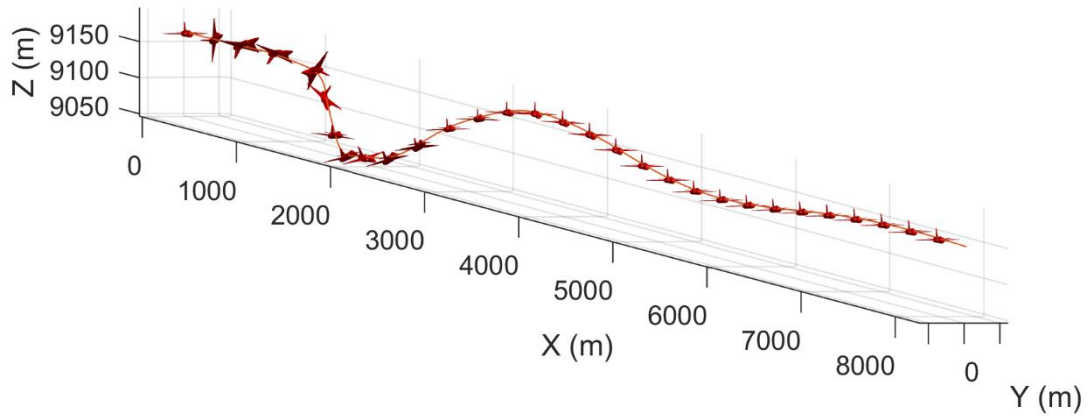
Şekil 5: Aileron Roll Manevrası Kontrolcüsü ve Modellemesi



Şekil 6: Kanatçık Sapması

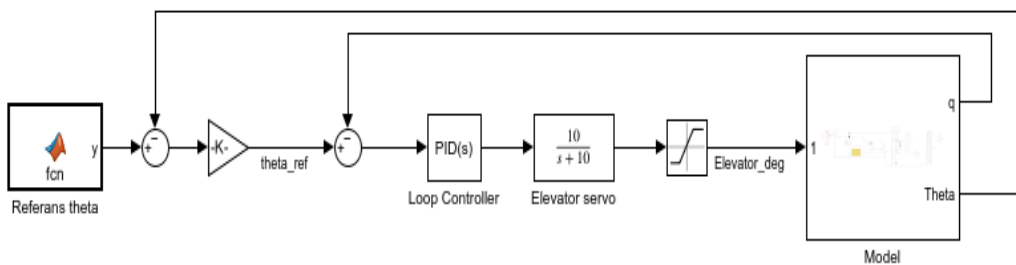


Şekil 7: Yuvarlanma Açısı



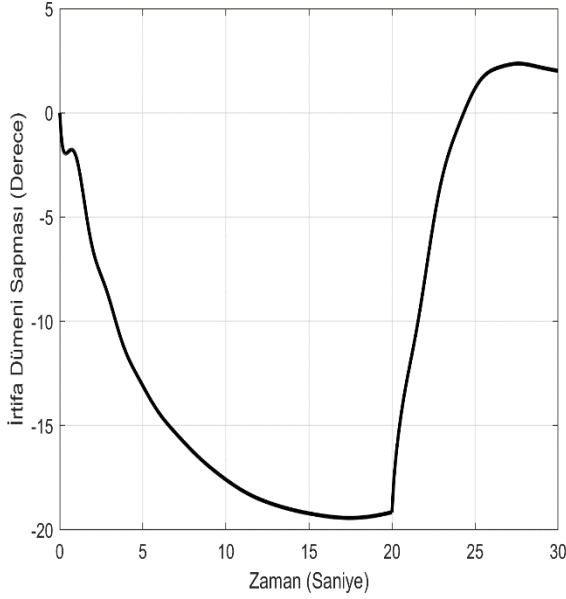
Şekil 8: Aileron Roll Yörüngesi

Loop manevrası için öncelikle yol kurgusu yapılmıştır. Bu yoldan çıkan ve istenilen, zamana göre değişen yunuslama (θ) açısı ile modelden çıkan θ değerlerinin arasındaki fark ile hata hesaplanır. Hata değeri, PID kontrolcü ile kontrol edilerek, servo bloğuna girer ve bu bloktan irtifa dümeninin açısı elde edilir. İrtifa dümeninin değerleri modele sokulur ve modelden çıkan θ değerleri incelenir. Bu θ açısı modelde geri beslenir. Hava aracının yanal eksen etrafında 360 derecelik bir hareket yapmasıyla sonuçlanır. Şekil 9'da manevranın modellenmesi görülmektedir. İrtifa dümeninin sapması Şekil 10'da gösterilmiştir. Yuvarlanma (Φ), yunuslama (θ) ve yalpa (Ψ) açılarının değişimi Şekil 11'de gösterildiği gibidir.

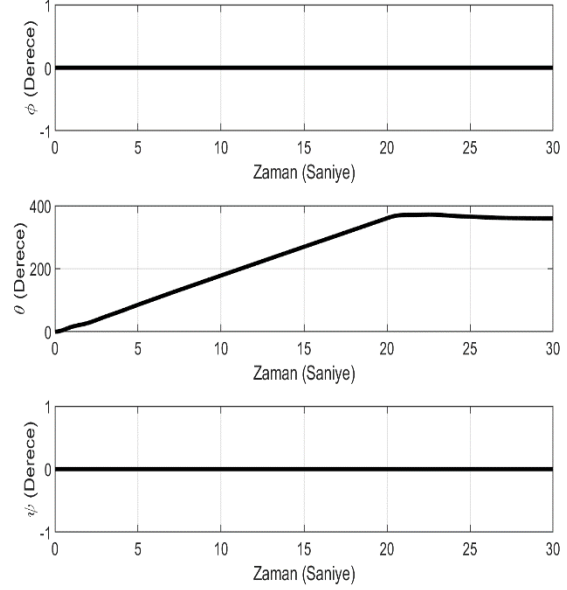


Şekil 9: Loop Manevrası Kontrolcüsü ve Modellemesi

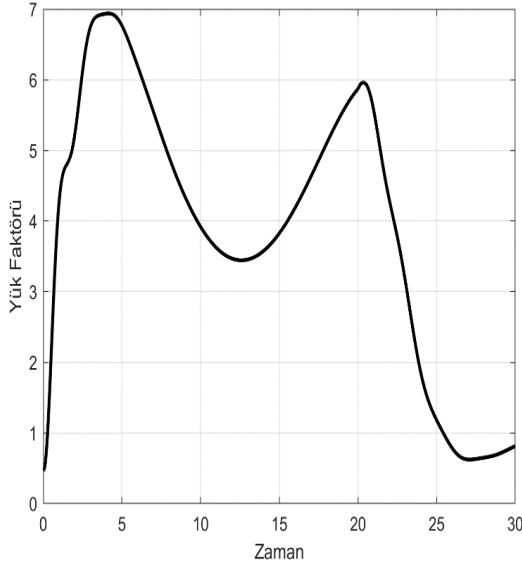
Şekil 12’de görüldüğü üzere manevra boyunca uçak maksimum 7 g’lık bir kuvvete maruz kalır. Bu kuvvet, manevra esnasında hava aracının yapısal sınırlarının içinde kaldığını gösterir. Manevranın tamamlanmış halinin yörüngesi ise Şekil 13’teki gibidir.



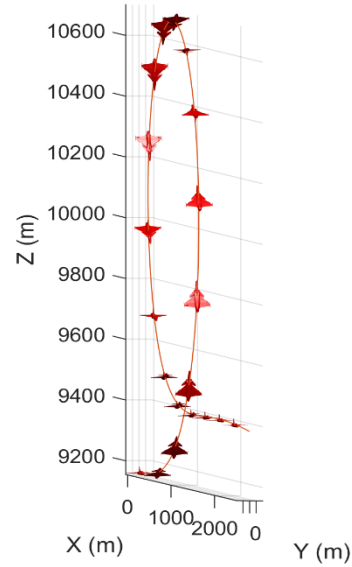
Şekil 10: İrtifa Dümeni Sapması



Şekil 11: Loop Manevrası Esnasında Oluşan Yunuslama, Yuvarlanma ve Yalpa Açıkları



Şekil 12: Loop Manevrasında Uçağın Maruz Kaldığı Yük Kuvveti



Şekil 13: Loop Yörüngesi

SONUÇ

Doğrusal olmayan sistemlerin kontrolü, doğrusal sistemlere göre daha zordur. Bu sebeple kontrolcü tasarımı sırasında daha fazla dikkat ve özen gerekmektedir. PID kontrolcülerin, özellikle doğrusal olmayan sistemlerde, her bir manevra ve trim noktası için ayrı ayrı ayarlanması gerekmesi, zaman alıcı ve karmaşık olabilir. Bu sebeplerden dolayı kayan mod kontrolü (sliding mode control), geri adım kontrolü (backstepping) ve model predictive control (MPC) gibi doğrusal olmayan kontrol yöntemleri önerilir. Benzeşime dayalı sanal ve gerçek dünya arasında farklar

olabilir. Model doğruluğunun artırılması, kontrolcü performansını doğrudan etkiler. Sistemin dinamikleri değişikçe kontrol parametrelerini otomatik olarak ayarlayan uyarlanmış kontrol teknikleri kullanılabilir. Makine öğrenimi ve veri tabanlı modelleme tekniklerini kullanarak, sistemin dinamikleri daha iyi anlaşılabilir ve kontrol edilebilir. Gelecek çalışmalarda doğrusal olmayan kontrolcülerini araştırarak ve uygulayarak, mevcut projedeki zorlukları aşmak hedeflenmektedir.

Kaynaklar

- [1] Cavcar, M. (2000). *The international standard atmosphere (ISA)*. Anadolu University, Turkey, 30(9), 1-6.
- [2] Chiang, R. Y., Safonov, M. G., Haiges, K., Madden, K., & Tekawy, J. (1993). *A fixed h controller for a supermaneuverable fighter performing the herbst maneuver*. *Automatica*, 29(1), 111-127.
- [3] Krstic, M., Kanellakopoulos, I., & Kokotovic, P. V. (1995). *Nonlinear and adaptive control design*. Wiley.
- [4] Moghadam, M., Ure, N. K., & Inalhan, G. (2018). *Autonomous execution of aircraft supermaneuvers with switching nonlinear backstepping control*. In 2018 AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference (p. 1594).
- [5] Napolitano, M. (2011). *Aircraft Dynamics: From Modeling to Simulation*. Wiley Global Education, Cilt.1, s.586-589.
- [6] Nelson, R. C. (1997). *Flight Stability and Automatic Control*. McGraw Hill, New York, Cilt. 2, s.235-28.
- [7] Nichols, R. A., Reichert, R. T., & Rugh, W. J. (1993). *Gain scheduling for h-infinity controllers: A flight control example*. *IEEE Transactions on Control systems technology*, 1(2), 69-79.
- [8] Utkin, V. I. (2013). *Sliding modes in control and optimization*. Springer Science & Business Media.