



Sabit kanatlı bir İHA'nın model öngörülmesi için döngüde yazılım simülasyonu

Software-in-the-loop simulation of model predictive control applied to a fixed-wing UAV

Zülfü Kuzu^{1,*} , Fatma Yıldız Taşçıkaraoğlu² 

¹ Türk Hava Kurumu Üniversitesi, İzmir Havaçılık Meslek Yüksekokulu, Uçak Teknolojisi Programı, 35920, İzmir Türkiye

² Muğla Sıtkı Koçman Üniversitesi, Elektrik Elektronik Mühendisliği Bölümü, 48000, Muğla Türkiye

Öz

Bu çalışmada, bilgisayar tabanlı bir uçuş simülatörü olan X-Plane ile Simulink ortak çalışması yapılarak bir Cessna 172 uçağının rüzgârlı hava koşulları altında hız kontrolü gerçekleştirilmiştir. Trim koşullarında doğrusallaştırılan model için model öngörülmesi kontrolcü (MPC) geliştirilmiş ve döngüde yazılım (SIL) testleri yapılmıştır. Modele, rüzgâr bozucu etkisi olarak literatürde çok tercih edilen Von Karman rüzgâr türbülans modeli eklenmiştir. Veri iletişimi, gerçek zamanlı bir kullanıcı olan datagram protokolü (UDP) ile sağlanmıştır. Benzetim çalışmalarının sonuçları, literatürdeki PID kontrol tabanlı otopilot geliştirme çalışmalarının sonuçlarıyla karşılaştırılarak incelenmiştir. Buna göre, uçuş kontrol yüzeyleri ve gaz kolu kısıtlarının da dikkate alındığı MPC yöntemiyle kontrol edilen İHA'da, yunuslama stabilitesi korunarak hız referansı değişiklikleri doğru bir şekilde izlenmiştir ve benzeri çalışmalara kıyasla daha başarılı sanal uçuş testleri gerçekleştirildiği görülmüştür.

Anahtar kelimeler: Model Öngörülmesi Kontrol, Döngüde yazılım, X-Plane, İHA.

1 Giriş

Uçuş benzetim yazılımları hava aracı tasarımı, uçuş verisi üretme, pilot eğitimi ve otopilot geliştirme çalışmalarında gerçek uçuş testlerine alternatif olarak ön plana çıkmaktadır. Uçuş testlerindeki zaman kaybı, maliyet ve hayati tehlikeler gibi sebeplerle uçuş simülatorleri tercih edilmektedir ve son yıllarda bu alanda önemli ilerlemeler kaydedilmesiyle birlikte yüksek derecede gerçekçilikle benzetimler yapılabilmektedir. Uçuş simülatorleri, hava araçlarının dinamik davranışlarının incelenmesi, bozucu etki ve parametre belirsizliklerinin eklenmesi ve hava aracının üç boyutlu hareketinin görselleştirilmesi gibi imkanlar sağlamaktadır [1].

Literatürde, özellikle otopilot geliştirme çalışmalarında sıklıkla Flight Gear, Microsoft ve X-Plane uçuş simülatorlerinin yer aldığı görülmektedir [2]. Bu simülatorler incelendiğinde X-Plane uçuş simülatorünün diğerlerine kıyasla daha esnek ve gelişmiş olduğu görülmektedir. X-Plane kullanıcıların ihtiyaçlarına göre

Abstract

In this study, the speed control of a Cessna 172 aircraft is carried out under windy weather conditions by combining X-Plane, which is a computer-based flight simulator, with Simulink. Model predictive controller (MPC) is developed for the model linearized under trim conditions and software-in-the-loop (SIL) tests are performed. Von Karman wind turbulence model, which is widely preferred in the literature as a wind disturbance effect, is added to the model. Data communication is provided through a real-time user datagram protocol (UDP). The results of simulation studies are examined by comparing those of PID control-based autopilot development studies in the literature. Accordingly, in the UAV controlled by the MPC method, which also takes into account flight control surfaces and throttle constraints, the speed reference changes are accurately monitored while maintaining pitch stability, and it is observed that more successful virtual flight tests are carried out compared to the similar studies.

Keywords: Model Predictive Control, Software-in-the-loop, X-Plane, UAV.

özelleştirilmiş hava aracı tasarımına imkân vermektedir. Ayrıca, Federal Havaçılık İdaresi'nden (FAA) sertifika alan tek uçuş simülatorü olması simülasyon sonuçlarını güvenilir kılmaktadır. Cessna, Cirrus ve Boeing gibi çok sayıda şirket ve birçok araştırmacı kontrol yöntemleri geliştirmek ve test etmek için X-Plane'i tercih etmektedir [3].

Hava araçlarının doğrusal olmayan matematiksel modele sahip olması, performanslarının aerodinamik faktörlerle birlikte irtifa, faydalı yük miktarındaki değişim, rüzgâr hızı ve yönü gibi değişikliklerden kolaylıkla etkilenmesi gibi nedenlerle kontrol sistemlerinin tasarımı ve gürbüzlüğü üzerine çalışmalar büyük önem arz etmektedir [4]. Uçuş kontrolünde klasik kontrol algoritmalarından PID, uygulama basitliği ve düşük hesaplama yükü nedeniyle yoğun olarak tercih edilse de PID parametrelerinin rüzgâr ve türbülans gibi bozucu etkilerin varlığında veya faydalı yük özelliklerinin değişmesi durumunda yeniden ayarlanması gerekliliği ve kontrol sistemindeki kısıtların dikkate alınmaması gibi nedenlerle gerçek uygulamalarda bazı problemler

* Sorumlu yazar / Corresponding author, e-posta / e-mail: zkuzu@thk.edu.tr (Z. Kuzu)

Geliş / Received: 21.07.2023 Kabul / Accepted: 11.12.2023 Yayınlanma / Published: 15.01.2024

doi: 10.28948/ngumuh.1331207

oluşmaktadır [5]. Bu dezavantajların üstesinden gelebilmek için kullanılan modern kontrol yöntemleriyle ilgili bir literatür tarama çalışması Michailidis vd. tarafından yapılmıştır [6].

Tadeo vd. doğrusal ve doğrusal olmayan kontrol yöntemlerini minyatür bir uçak üzerinde gerçek zamanlı olarak test ettikleri çalışmalarında, PID, doğrusal karesel regülatör (LQR), Ayırık Zamanlı Kalman filtresi ve doğrusal karesel regülatör (AZF-LQR) ve geri anahtarlama kontrolör yöntemlerini uygulamalı olarak çalışarak LQR ile daha iyi sonuçlar elde ettiklerini göstermişlerdir [7]. Wang vd. ise gürültü, zaman gecikmeleri ve diğer pratik çalışmalardan kaynaklanan problemleri çözmek için kararlı bir doğrusal filtre ve artımlı bir geri adımlamalı kontrolör tasarlamışlardır [8]. Önerilen kontrol yönteminin bu problemlerin üstesinden gelebildiği çalışmada gösterilmiştir.

Alexandru vd. yaptıkları çalışmada sabit kanatlı bir hava aracının yörünge takibi için uyarlanabilir bir geri-anahtarlama kontrolör yöntemi tasarlamışlardır [9]. Bu çalışmada, kontrolör benzetim çalışmaları sadece yanal eksen için kötü hava koşulları gibi bozucu etkiler sisteme dahil edilerek gerçekleştirilmiştir. Arturo vd. ise yaptıkları çalışmada klasik kayan kipli kontrol (SMC), ikinci dereceden SMC ve yüksek dereceden SMC'yi karşılaştırmışlardır [10]. Bu çalışmada simülasyon çalışmalarına bozucu etkiler eklendiğinde yüksek dereceli SMC'nin daha iyi sonuçlar verdiği belirtilmiştir.

Hava araçlarının rüzgâr ve türbülans gibi bozucu etkilere karşı tepkisi doğrusal olmayan denklemler kullanılarak modellenenmektedir. İHA'ların doğrusal olmayan hareket denklemleri trim şartlarında doğrusal denklemlere dönüştürülebilmekte ve doğrusal kontrol yöntemleri uygulanabilmektedir [11]. SMC, Model Öngörülü Kontrol (MPC), H_∞ ve LQR gibi kontrol yöntemlerinin literatürde doğrusal hareket denklemlerine uygulandığı çalışmalar mevcuttur [12-15].

Sabit kanatlı hava araçları üç eksenindeki hareketin kontrolünü ve kararlılığını sağlamak için kontrol girişi olarak uçuş kontrol yüzeyleri ve gaz kolunu kullanmaktadır. Uçuş kontrol yüzeyleri ve gaz kolunun çeşitli fiziksel işlem kısıtları bulunmaktadır. Klasik kontrol yöntemleri ile yapılan çalışmalarda bu kısıtlar dikkate alınmamaktadır ve bu testler başarılı sonuçlar vermemektedir. Hem simülasyon hem de gerçek zamanlı uygulamalarda başarılı sonuçlar elde etmek için tasarlanan kontrolörde fiziksel işlem kısıtları dikkate alınmalıdır. Ayrıca hava araçlarının rüzgâr ve türbülans gibi bozucu etkilerden olumsuz etkilenmesi nedeniyle tasarlanan kontrolörün bu bozucuları bastırarak yetenekte olması gerekmektedir. MPC, sistemin matematiksel modelini ve fiziksel işlem kısıtlarını ve bozucu etkileri dikkate alan optimizasyon temelli çevrim içi bir kontrol yöntemidir [16]. Hakan vd. tarafından MPC yönteminin 3 farklı test senaryosu ile sabit kanatlı bir hava aracı için uygulandığı çalışmada sisteme etki eden bozucu parametrelere rağmen başarılı sonuçlar elde edildiği gösterilmiştir. [17]. Ayrıca bu yöntemin gerçek zamanlı uygulamalarda uygulanabileceği ve başarılı olacağı bu çalışmada belirtilmiştir.

Hava araçları için tasarlanan kontrol sistemlerinin gerçek zamanlı uygulamalarda başarı göstermesi için rüzgâr,

türbülans ve gürültü gibi gerçek zamanlı uçuşlarda uçuş dinamiğine etki edecek bozucu parametrelerin dikkate alınarak matematiksel modelin oluşturulduğu çeşitli çalışmalar literatürde bulunmaktadır. Bu çalışmalarda özellikle Von Karman ve Dryden türbülans modellerinin yoğun olarak kullanıldığı görülmektedir [18]. Von Karman türbülans modeli doğal ortamdaki rüzgârın en iyi temsil edildiği modeldir ve ABD savunma sanayisinde uçak tasarım ve simülasyon uygulamalarında tercih edilmektedir. Simülasyon ve kontrol çalışmalarında rüzgâr bozucu etkisi içeren yöntemlere son yıllarda da literatürde yer verilmektedir [19, 20]. Fan vd.'nin dikey kalkış ve iniş yapabilen hava aracı üzerindeki çalışmalarında Von Karman türbülans modeli sisteme dahil edilerek çeşitli rüzgâr hızlarında ve açılarında irtifa kontrolü gerçekleştirilmiştir [20].

Bu çalışmada, Cessna 172 hava aracı için hız kontrolcüsü tasarlanmıştır ve MATLAB/Simulink ve X-Plane uçuş simülatörü kullanılarak döngüde yazılım (SIL) çalışmaları gerçekleştirilmiştir. MATLAB/Simulink 'airlib' kütüphanesinde bulunan Cessna 172 hava aracının doğrusal olmayan matematiksel modeli doğrusal hale dönüştürülmüştür. Daha önce Yasemin vd. tarafından Cessna 172 doğrusal modeli için PID denetleyici SIL çalışmaları gerçekleştirilmiştir [21]. Ancak bu çalışmada hava araçlarının uçuş kontrol yüzeyleri ve gaz kolundaki sapma değerleri ve bozucu etkiler dikkate alınmamıştır. Hava araçları türbülans ve rüzgâr gibi bozucu etkilere maruz kaldığında tasarlanan kontrolörün bu bozuculara karşı dayanıklı olması beklenmektedir. Bu çalışmada, sisteme Von Karman Türbülans modeli dahil edilerek ve gaz kolundaki sapma değerine fiziksel kısıt eklenerek MPC hız kontrolcüsü geliştirilmiş ve test edilmiştir. Bu amaçla geliştirilen MPC ve PID hız kontrolcüleri SIL benzetim ortamında Cessna 172 hava aracı için karşılaştırılmıştır. Bu amaçla tasarlanan kontrolörlerin benzetim çalışmalarına bozucu etki ve fiziksel kısıtlar dahil edildiğinde referans takibinde MPC'nin literatürdeki çalışmalara göre daha başarılı olduğu sonuçlar bölümünde sunulmuştur.

2 Materyal ve metot

2.1 Cessna 172 matematiksel modeli

MATLAB ve X-Plane uçuş simülatörleri Cessna 172 hava aracı ile test yapılmasına olanak sağlamaktadır. "Flight Dynamics and Control" araç kutusunun "Airlib" kütüphanesi içerisinde Cessna 172 hava aracının modeli mevcuttur.

Hava aracının uçuş anındaki hareket ve kontrolünü sağlamak için kullanılan uçuş kontrol yüzeyleri ve gaz kolunun hareketleri fiziksel bazı kısıtlara sahiptir. Cessna 172'ye ait eyleyici fiziksel sınırları Tablo 1'de verilmiştir.

Matematiksel modelin elde edilmesi için öncelikle doğrusal olmayan model bir trim noktasında doğrusal modele dönüştürülmektedir. Bu amaçla ilk olarak bu çalışmada kullanılan hava aracının, yükseklik 5000 ft. ve hız 122 knot trim noktası için hesaplanan parametre değerleri Tablo 2'de verilmiştir [22].

Hava aracına 3 eksen üzerinde kuvvet etki etmektedir. Uçak matematiksel modeli doğrusal hale getirildiğinde dikey eksenindeki kuvvetlerin etkilerinin düşük olması sebebiyle

ihmal edilmektedir. Doğrusal matematiksel modelin denklemleri uzunlamasına eksen ve yanlamasına eksen için dikkate alınmaktadır. Doğrusal hareket denklemlerinin durum uzay modelleri uzunlamasına eksen için **Denklem (1)** ve yanlamasına eksen için **Denklem (2)** 'de verilmiştir [23].

$$\begin{bmatrix} \dot{\beta} \\ \dot{p} \\ \dot{r} \\ \dot{\emptyset} \end{bmatrix} = A_{lat} \begin{bmatrix} V \\ \alpha \\ r \\ \emptyset \end{bmatrix} + B_{lat} \begin{bmatrix} \delta_a \\ \delta_r \end{bmatrix} + B_{gust} \begin{bmatrix} u_g \\ w_g \\ q_g \end{bmatrix} \quad (2)$$

Tablo 1. Eyleyici fiziksel sınır değerleri

Eyleyici ismi	Alt limit	Üst limit
İtke Kuvveti	0	1300(N)
İstikamet Dümeni	-17°	17°
Kanatçık Dümeni	-15°	15°
Yükseliş Dümeni	-24°	24°

Tablo 2. 5000 ft yükseklik için parametre değerleri

Değişken	Değeri	Birimi
V	122	knot
h	5000	ft
α	-0.0204	rad
β	2.0767e-04	rad
θ	-0.0204	rad
φ	0.0103	rad
ψ	1.4776	rad
p	0.0106	rad/s
q	3.4859e-05	rad/s
r	0.0016	rad/s
δ_e	-0.0096	rad
δ_a	0.0029	rad
δ_r	0.0030	rad
δ_{th}	94.90	%

$$\begin{bmatrix} \dot{V} \\ \dot{\alpha} \\ \dot{q} \\ \dot{\emptyset} \\ \dot{h} \end{bmatrix} = A_{long} \begin{bmatrix} V \\ \alpha \\ q \\ \emptyset \\ h \end{bmatrix} + B_{long} \begin{bmatrix} \delta_e \\ \delta_r \end{bmatrix} + B_{gust} \begin{bmatrix} u_g \\ w_g \\ q_g \end{bmatrix} \quad (1)$$

Burada A_{long} ve B_{lat} sistem matrislerini, B_{long} ve B_{lat} giriş matrislerini, B_{gust} Von Karman türbülans modelinden elde edilen bozucu giriş matrisini temsil etmektedir. u_g, w_g, q_g ise üç ekseninde etki eden rüzgâr hızlarının değerlerini göstermektedir.

δ_T ve δ_e sırasıyla itke ve yükseliş dümeni değerleri uzunlamasına eksen etrafındaki hareket için kontrol girişlerini temsil eder. V uzunlamasına eksenindeki hızı, α hücum açısını, θ yunuslama açısını, h yüksekliği, q ise yanlamasına eksenindeki açısal hız değişim oranını gösteren sistem durumlarıdır.

δ_a ve δ_r ise yanlamasına eksen için kanatçık dümeni ve istikamet dümeni kontrol girişlerini göstermektedir. β yana kayma açısını, p uzunlamasına eksenindeki açısal hız değişim oranını, r dikey eksenindeki açısal hız değişim oranını ve \emptyset yanlamasına eksenindeki açı değişimini gösteren sistem durumlarıdır.

2.2 X-Plane uçuş simülatörü

X-Plane, Laminar Research tarafından geliştirilmiş, Windows, Linux veya Mac OS işletim sistemlerine sahip bilgisayarlara kurulabilen, ticari olarak temin edilebilen bir uçuş simülatörüdür. Profesyonel pilotlar, havacılık mühendisleri ve eğitim kurumları tarafından eğitim, uçuş testleri ve uçuş simülasyonları için kullanılır. Kullanıcılar, gerçek dünya uçuş senaryolarını taklit edebilir ve farklı hava koşullarında uçuş deneyimleyebilirler. Gerçek dünya ile bilgi alışverişi yapılmasına imkân veren X-Plane, gerçek uçuş deneyimine en yakın simülasyonlarından biri olarak kabul edilmektedir ve havacılık endüstrisinde geniş bir kabul görmektedir. C/C++, MATLAB/Simulink ve Phyton gibi programlama dillerine uyumludur ve veri alma ve gönderme işlemleri UDP vasıtasıyla sağlanmaktadır [24].

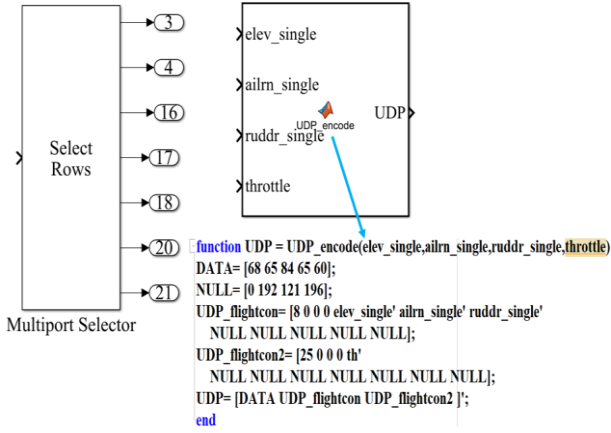
X-Plane ayarlarını yapmak için öncelikle gönderilmek veya alınmak istenen verilerin X-Plane uçuş simülatöründe ve Simulink'te belirtilmesi gerekmektedir. Simülasyon ortamında kullanılan alıcı ve verici fonksiyon blokları ve seçilen veriler **Şekil 1**'de gösterilmiştir.

Şekil 2'de gösterildiği gibi verilerin Simulink ortamına aktarılabilmesi için X-Plane uçuş simülatöründe IP numarası ve port değerleri ayarlanmalıdır.

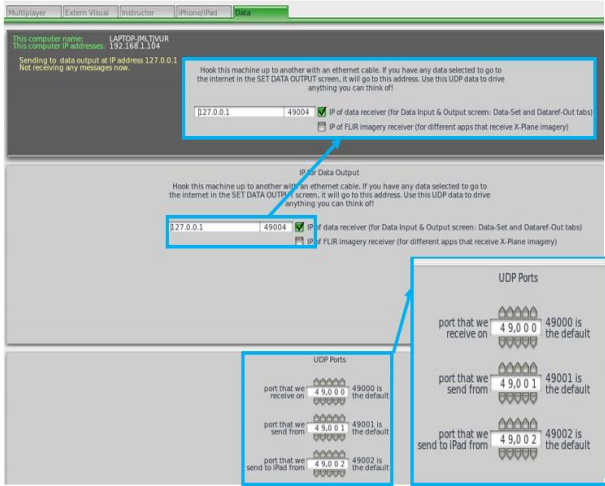
Verilerin UDP üzerinden gönderilmesi için yapılması gereken ayarlar **Şekil 3**'te gösterilmektedir. Veri giriş/çıkış sekmesi, 133 farklı verinin Simulink üzerine UDP aracılığıyla aktarılmasına izin vermektedir. Her verinin yanında dört adet kutucuk bulunmaktadır ve dördüncüsü verileri UDP aracılığıyla aktarmak için kullanılmaktadır. Seçilen parametrelerin, **Şekil 1**'deki değerlerle aynı olması gerekmektedir.

Şekil 4'te X-Plane'in rüzgâr hızı, yönü ve türbülans gibi meteorolojik parametrelerin değiştirilmesine izin verdiği atmosfer özellikleri sayfası görülmektedir. Bu sayfa, uçuşun gerçekleştirileceği yükseklik değerine bağlı olarak rüzgâr

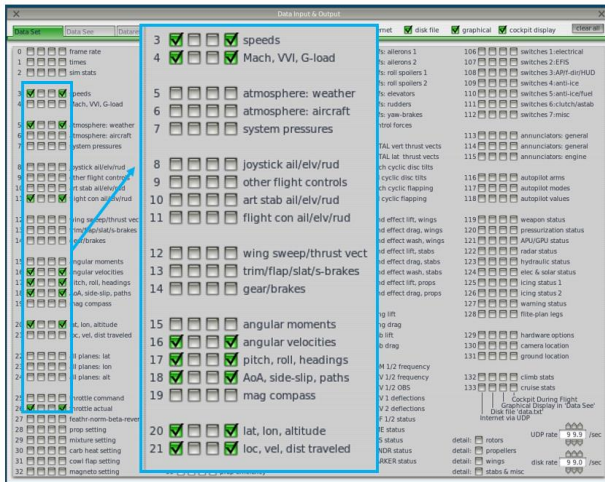
hızı, yönü ve türbülans değerlerini ayarlamaya olanak tanımaktadır.



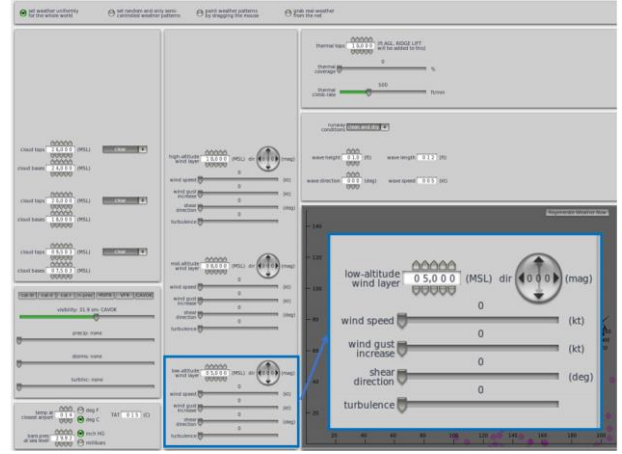
Şekil 1. MATLAB/Simulink alıcı/verici blok



Şekil 2. X-Plane UDP port ayarı



Şekil 3. X-Plane gönderilecek veri ayarı



Şekil 4. X-Plane atmosferik özellikler

2.3 Model öngörülü kontrol (MPC)

Model öngörülü kontrol, model tabanlı olarak geliştirilen, sistemi çevrimiçi bir optimizasyon problemi olarak ele alan ve sistemin gelecek cevaplarını ve kontrol girişlerini sistemin modeline ve performans ölçütlerine göre tahmin eden kontrol yöntemidir [25]. Optimizasyon temelli yöntemler kullanılarak belirlenen kısıtlar dâhilinde maliyet fonksiyonunun minimum değerinde tutulması amaçlanır [26].

Sistemin ayrık zamanlı durum uzay modeli aşağıdaki gibidir.

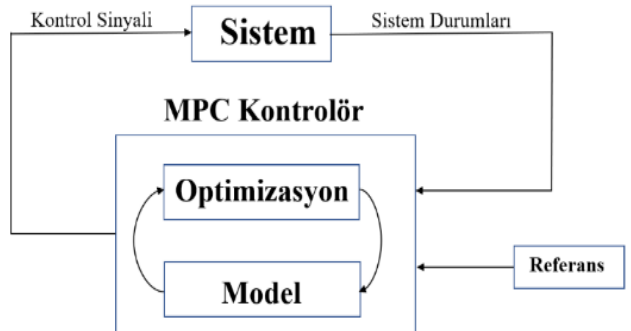
$$\begin{aligned} x(k+1) &= A_d x(k) + B_d u(k) + B_{gust} d(k) \\ y(k+1) &= C_d x(k) \end{aligned} \quad (3)$$

Burada A_d ve B_d Denklem (3)'te verilen A_{long} ve B_{long} matrisleridir. Sisteme bozucu eklenerek oluşturulmuş durum uzay modeli (4)'te verilmiştir.

$$x(k+1) = \begin{bmatrix} A_d & B_{gust} \\ 0 & I \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x(k) \\ d(k) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} B_d \\ 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u(k) \\ 0 \end{bmatrix} \quad (4)$$

$$y(k+1) = \begin{bmatrix} C_d & I \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x(k) \\ d(k) \end{bmatrix}$$

MPC formülasyonu için düzenlenmiş genel durum uzay modeli (4)'te verildiği gibidir.



Şekil 5. MPC sisteminin blok diyagram

Ayrık zamanlı durum uzay modelinin tahmin ufku (N) değerine göre düzenlenmiş durum uzay modeli (5)'de verilmiştir.

$$X_{dev} = \hat{A}x_0 + \hat{B}u_{ref} - x_{ref} \quad (5)$$

Burada \hat{A} ve \hat{B} değerleri (6) ve (7)'de gösterildiği şekilde hesaplanmaktadır.

$$\hat{A} = \begin{pmatrix} A \\ A^2 \\ \vdots \\ A^{N-1} \\ A^N \end{pmatrix} \quad (6)$$

$$\hat{B} = \begin{pmatrix} B & 0 & \dots & 0 & 0 \\ AB & B & \dots & \vdots & \vdots \\ \vdots & \dots & \ddots & 0 & 0 \\ A^{N-2}B & A^{N-3}B & \dots & B & 0 \\ A^{N-1}B & A^{N-2}B & \dots & AB & B \end{pmatrix} \quad (7)$$

Tahmin ufku boyunca oluşturulan durum uzay modeline bağlı maliyet fonksiyonu (8)'de verilmiştir.

$$J = 2X_{dev}^T \hat{Q}_x + X_v^T \hat{Q}_x X_v + u^T \hat{Q}_u u \quad (8)$$

Burada $X_{dev} = x_i - x_{ref,i}$ sistem durumları hatasını ve u kontrol sinyalinin göstermektedir. Referans durumlar x_{ref} (9)'da gösterildiği gibidir.

$$x_{ref} = \begin{pmatrix} x_{ref,0} \\ x_{ref,1} \\ \vdots \\ x_{ref,N-1} \end{pmatrix} \quad (9)$$

Durum ağırlık matrisleri $Q_x \geq 0, Q_u > 0$ ve $S > 0$ pozitif tanımlı olmak üzere (10) ve (11)'de verilmiştir.

$$\hat{Q}_x = \begin{pmatrix} Q_x & 0 & \dots & 0 & 0 \\ 0 & Q_x & \dots & \vdots & \vdots \\ \vdots & \dots & \ddots & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \dots & Q_x & 0 \\ 0 & 0 & \dots & 0 & S \end{pmatrix} \quad (10)$$

$$\hat{Q}_u = \begin{pmatrix} Q_u & 0 & \dots & 0 & 0 \\ 0 & Q_u & \dots & \vdots & \vdots \\ \vdots & \dots & \ddots & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \dots & Q_u & 0 \\ 0 & 0 & \dots & 0 & Q_u \end{pmatrix} \quad (11)$$

Denklem (8)'de yer alan maliyet fonksiyonu $X_v = \hat{B}v$ olacak şekilde Denklem (12)'teki gibi kuadratik biçime dönüştürülmektedir.

$$\begin{aligned} \min_v J &= v^T H v + h^T v \\ \text{s. t.} & (5) \\ & L v \leq b \end{aligned} \quad (12)$$

Denklem (12)'de yer alan matrisler $H = \hat{B}^T \hat{Q}_x \hat{B} + \hat{Q}_u$ ve $h = X_{dev}^T \hat{Q}_x \hat{B}$ olmaktadır.

3 Bulgular ve tartışma

Bu çalışmada, Cessna 172 uçağının PID ve MPC ile hız kontrolü uygulaması SIL benzetim ortamında MATLAB/Simulink ve X-Plane 10 uçuş simülatör platformları kullanılarak incelenmiştir. Cessna 172 hava aracının doğrusal olmayan modeli, yükseklik 5000 ft ve hız değeri 80 knot olarak belirlenen trim noktasına göre doğrusal bir modele dönüştürülmüştür. Hız kontrolörü tasarımı uzunlamasına eksende gerçekleştirildiği için hava aracının 5000 ft yükseklikte düz uçuş yaptığı varsayımı yapılmıştır. Hız kontrolcüsünün girişi hava aracının hızını kontrol etmek için kullanılan motor gaz kolundaki sapmadır. Cessna 172'nin hızının 80 knot, rüzgâr hızının 0 knot ve yüksekliğini 5000 ft olduğu koşullarda X-Plane uçuş simülatöründeki görseli Şekil 6' da verilmiştir. Tasarlanan kontrolörler, öncelikle rüzgârsız, ardından rüzgârlı atmosferik koşullar altında test edilmiştir.

MPC kontrolde Cessna 172 uçağının uzunlamasına eksen matematiksel modeli kullanılmıştır. Sistemin giriş ve çıkışındaki fiziksel kısıtlar dikkate alınarak oluşturulan çevrimiçi optimizasyon probleminin çözümü için quadprog, MpcActiveSet, qp-OASES, CasADi ve CVX gibi solverlar kullanılmaktadır. Çevrimiçi olarak gerçekleştirilmesi gereken SIL ve gerçek zamanlı uygulamalarda CVX, qp-OASES ve CasADi uygun olmamakta veya hız açısından yetersiz kalmaktadır. Bu sebeple bu çalışmada quadprog tercih edilmiştir.

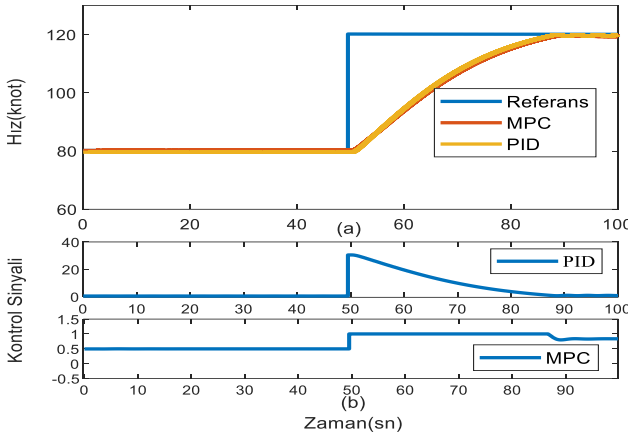


Şekil 6. X-Plane Cessna 172 görüntüsü

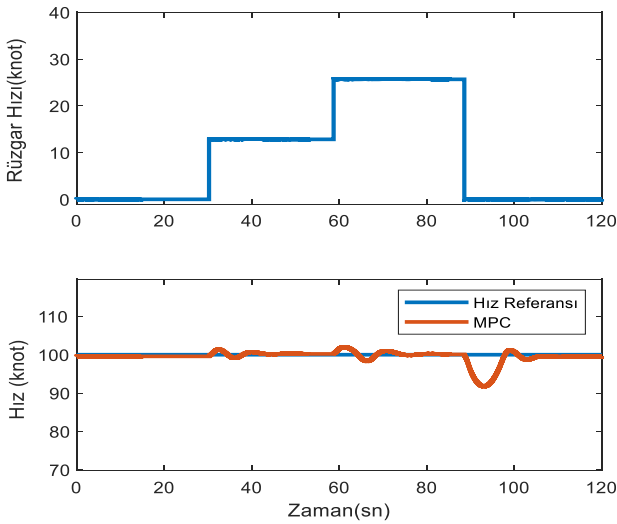
Bu çalışmada, tahmin ufku değeri 20 olarak belirlenmiştir ve gaz kolundaki sapmanın hız kontrolcüsünde 0 ile 1 arasında değişmesi gerekmektedir. Bu gereksinim, MPC maliyet fonksiyonuna giriş kısıtı olarak dahil edilmiştir. Tasarlanan hız kontrolcülerinin verilen referansı takip etme sonuçları Şekil 7' de gösterilmektedir. Simülasyonda Cessna 172 hava aracı için hız referansı 50. saniyede 80 knot'tan 120 knot'a yükseltilmiştir. MPC, kontrol sinyalinin başarılı bir şekilde 0 ile 1 arasında tutarken PID kontrolcüsünün hız referansı değiştiğinde, gaz kolundaki sapmanın değerini kısıtlar içinde tutma konusunda başarılı olamadığı görülmektedir.

Rüzgârlı ve türbülanslı hava koşullarında gerçekleşen uçuşlarda, tasarlanan kontrolcü sisteminin bu etkilere karşı dayanıklı olması gerekmektedir. 12 knot ve 25 knot rüzgâr hızıyla yapılan simülasyon çalışmalarının sonuçları Şekil 8'de sunulmuştur. Sistemde rüzgâr bozucu etkisi varlığına rağmen, MPC'nin başarılı bir şekilde hız referansını takip ettiği görülmektedir.

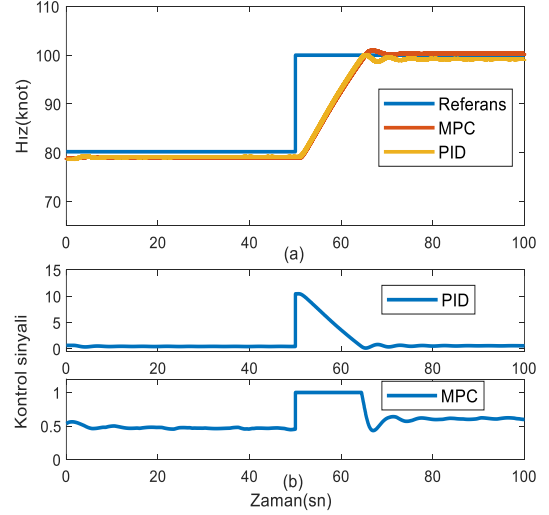
Şekil 9'da ise 5 knot rüzgâr hızı etkisi altında MPC ve PID sonuçları karşılaştırmalı olarak gösterilmiştir. Hava aracı 80 knot hız ile başlamıştır ve 50. saniyede hız referansı 100 knot değerine çıkarılmıştır. Şekilden de görüldüğü üzere 5 knot rüzgâr hızı bozucusu etkisi altında MPC hız referansı takibinde daha iyi sonuçlar vermiştir.



Şekil 7. (a) Hız referansı takibi (b) Kontrol sinyali



Şekil 8. Çeşitli rüzgâr hızlarında simülasyon sonuçları



Şekil 9. 5 knot rüzgâr etkisinde a) Hız referansı takibi b) Kontrol sinyali

4 Sonuçlar

Bu çalışmada, Cessna 172 hava aracı için MATLAB/Simulink ve X-Plane uçuş simülatörü kullanılarak SIL benzetim ortamında hız kontrolcüsü çalışmaları gerçekleştirilmiştir. SIL ortamında gerçekleştirilen önceki çalışmalardan farklı olarak bu çalışmada hız kontrolünde rüzgâr bozucu etkisi altında MPC kontrolcü uygulanmıştır. Doğrusal matematiksel model kullanılarak gerçekleştirilen MPC, PID kontrolcüyle karşılaştırıldığında, MPC'nin giriş kısıtı olarak uygulanan gaz kolundaki sapma değerinin limitleri arasında bir kontrol sinyali ile daha başarılı bir şekilde referans takibi yapabildiği görülmüştür. Ayrıca, çevrimiçi bir yöntem olmasının avantajı olarak bozucu etkilerin üstesinden gelme konusunda da üstün olduğu sonuçlarda gösterilmiştir.

Teşekkür

Bu makale, birinci yazarın doktora tezinden üretilmiştir.

Çıkar çatışması

Yazarlar çıkar çatışması olmadığını beyan etmektedir.

Benzerlik oranı (iThenticate): % 11

Kaynaklar

- [1] A. Kaviyarasu, A. Saravanakumar and M. Logavenkatesh, Software in Loop Simulation based Waypoint Navigation for Fixed Wing UAV, Defence Science Journal, 71 (4), pp. 448-455, 2021. <https://doi.org/10.14429/dsj.71.16164>
- [2] M. A. Tahir, I. Mir and T. U. Islam, A review of UAV platforms for autonomous applications: comprehensive analysis and future directions, IEEE Access, 11, pp. 52540-52554, 2023. [doi:10.1109/ACCESS.2023.3273780](https://doi.org/10.1109/ACCESS.2023.3273780).
- [3] L. Yu, G. He, S. Zhao, X. Wang and L. Shen, Design and Implementation of a Hardware-in-the-Loop Simulation System for a Tilt Trirotor UAV, Journal of

- AdvancedTransportation, 2020. <https://doi.org/10.1155/2020/4305742>
- [4] K. P. Valavanis and G. J. Vachtsevanos Introduction Handbook of Unmanned Aerial Vehicles 2015.
- [5] D. Sartori, F. Quagliotti, M. J. Rutherford and K.P. Valavanis, Design and development of a backstepping controller autopilot for fixed-wing UAVs, The Aeronautical Journal, 125 (1294), pp. 2087-2113, 2021. [doi:10.1017/aer.2021.53](https://doi.org/10.1017/aer.2021.53)
- [6] M. G. Michailidis, M. J. Rutherford and Kç P. Valavanis, A Survey of Controller Designs for New Generation UAVs: The Challenge of Uncertain Aerodynamic Parameters, International Journal of Control, Automation and Systems, pp. 1-16, 2019. <https://doi.org/10.1007/s12555-018-0489-8>
- [7] T.E.Fraire, A. Dzul, F. C.Martínez, and W. Giernacki, Real-time Implementation and Flight Tests using Linear and Nonlinear Controllers for a Fixed-wing Miniature Aerial Vehicle (MAV). Int. J. Control Autom. Syst., 16, 392–396, 2018. <https://doi.org/10.1007/s12555-016-0590-9>
- [8] Y. C. Wang, W. S. Chen, S. X. Zhang, J. W. Zhu and L. J. Cao, Command-filtered incremental backstepping controller for small unmanned aerial vehicles. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 41 (4), 954-967, 2018. <https://doi.org/10.2514/1.G003001>
- [9] A. Brezoescu, T. Espinoza, P. Castillo and R. Lozano, Adaptive Trajectory Following for a Fixed-Wing UAV in Presence of Crosswind, J Intell Robot Syst, 69:257–271,2013. <https://doi.org/10.1007/s10846-012-9756-8>
- [10] A.T. E. Fraire, Y. Chen, A. Dzul and R. Lozano, Fixed-wing MAV adaptive PD control based on a modified MIT rule with sliding-mode control, International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS), pp. 1647-1656, Miami, FL, USA, 2017
- [11] Z. Latif, A. Shahzad, A. I. Bhatti, J. F. Whidborne and R. Samar, Autonomous Landing of an UAV Using H ∞ Based Model Predictive Control, Drones 6, 2022. <https://doi.org/10.3390/drones6120416>
- [12] H. Zhuang , Q. Sun, Z. Chen and X. Zeng , Robust adaptive sliding mode attitude control for aircraft systems based on back-stepping method, Aerospace Science and Technology, 118, 1-18, 2021. <https://doi.org/10.1016/j.ast.2021.107069>
- [13] U. Gunes, A. Sel, C. Kasnakoglu and U. Kaynak, Output Feedback Sliding Mode Control of a Fixed-Wing UAV Under Rudder Loss, AIAA Scitech 2019. <https://doi.org/10.2514/6.2019-0911>
- [14] L. Cavanini,G. Ippoliti and E. F. Camacho, Model Predictive Control for a Linear Parameter Varying Model of an UAV, Journal of Intelligent & Robotic Systems,101:57,2022. <https://doi.org/10.1007/s10846-021-01337-x>
- [15] S. R. Movahhed and M. A. Hamed, Output tracking of a 6-DOF flying wing UAV in longitudinal motion using LQR optimized sliding mode control with integral action,7th International Conference on Control, Instrumentation and Automation (ICCIA), pp. 1-5,2022. [doi: 10.1109/ICCIA52082.2021.9403604](https://doi.org/10.1109/ICCIA52082.2021.9403604)
- [16] M. Mammarella and E. Capello, A Robust MPC-based autopilot for mini UAVs, International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS), pp. 1227–1235, 2018.<https://doi.org/10.1109/ICUAS.2018.8453290>
- [17] H. Ülker, C. Baykara and C. Özsoy, Design of MPCs for a fixed wing UAV, Aircraft Engineering and Aerospace Technology, 89(6), pp.893901, 2017. <https://doi.org/10.1108/AEAT-08-2015-0198>
- [18] Nelson, R. C. (2007). Flight Stability and Automatic Control, 2nd ed., McGrawHill, New York
- [19] Chen, P.; Zhang, G.; Li, J.; Chang, Z.; Yan, Q. Path-Following Control of Small Fixed-Wing UAVs under Wind Disturbance. Drones, 7,253,2017. <https://doi.org/10.3390/drones7040253>
- [20] Li, F.; Song, W.P.; Song, B.F.; Jiao, J. Dynamic Simulation and Conceptual Layout Study on a Quad-Plane in VTOL Mode in Wind Disturbance Environment. Int. J. Aerosp. Eng., 2022, 5867825.
- [21] Y. Çantaş and A. Akbulut, Sabit kanatlı hava araçları için otopilot tasarımı ve benzetimi, Politeknik Dergisi, 25(4), 1523-1534, 2021. [doi:10.2339/politeknik.894796](https://doi.org/10.2339/politeknik.894796)
- [22] E. Çetin, System identification and control of a fixed wing aircraft by using flight data obtained from x-plane flight simulator, The Degree of Master of Science, The Graduate School of Natural and Applied Sciences of Middle East Technical University, Türkiye, 2018.
- [23] J. Smith, J. Su, J. C. Liu and W. H. Chen, Disturbance observer based control with anti-windup applied to a small fixed wing UAV for disturbance rejection, Journal of Intelligent & Robotic Systems, 88, pp. 329-346, 2017. <https://doi.org/10.1007/s10846-017-0534-5>
- [24] E. Ersoy and M. K. Yalçın , Designing autopilot system for fixed-wing flight mode of a tilt-rotor UAV in a virtual environment: X-Plane, International Advanced Researches and Engineering Journal, 2 (1),33-42, 2018.
- [25] S. Mathisen, K. Gryte, S. Gros, et al. Precision Deep-Stall Landing of Fixed-Wing UAVs Using Nonlinear Model Predictive Control. J Intell Robot Syst 101 (24), 2021. <https://doi.org/10.1007/s10846-020-01264-3>
- [26] U. Dursun, F. Y. Taşçıkaraoğlu and İ. Üstoğlu, An algebraic and suboptimal solution of constrained model predictive control via tangent hyperbolic function. Asian Journal of Control, 23 (5), 2420–2430, 2021. <https://doi.org/10.1002/asjc.2357>

