

Muharip Hava Aracı Otomatik İniş Koşusu İçin Güdüm Algoritmalarının Karşılaştırılması

Serdar AVŞAR^{1*}, Emir KUTLUAY²

¹Tasarım Mühendisi, Türk Havacılık ve Uzay Sanayii A.Ş., Ankara, Türkiye

²Makina Mühendisliği, Hacettepe Üniversitesi, Ankara, Türkiye

*¹serdar.avsar@tai.com.tr, ²kutluay@hacettepe.edu.tr

(Geliş/Received:21/12/2022;

Kabul/Accepted:25/02/2023)

Öz: Bu çalışmada muharip bir hava aracının iniş koşusu esnasındaki yanal hareketini belirleyecek güdüm algoritmaları karşılaştırılmıştır. Muharip hava aracı ve yanal ivmeyi tutan iç döngü otopilot beraber birinci derece bir transfer fonksiyonu şeklinde modellenmiştir. Beş farklı güdüm algoritması teklif edilmiştir. Bu algoritmalar modifiye edilmiş orantılı havuç takip, vektör alanı güdüm, kayan kip güdüm, doğrusal kayan kip güdüm ve geometrik öngörülü güdüm algoritmalarıdır. Karşılaştırmalar yapıldıktan sonra literatürdeki bulgularla paralel olarak çizgi takibi açısından vektör alanı güdüm algoritmasının en başarılı olduğu, kontrol eforu açısından değerlendirildiğinde modifiye edilmiş orantılı havuç takip algoritmasının en başarılı olduğu, doğrusal kayan kip güdüm algoritmasının da bu ikisinin arasında sonuç verdiği görülmüştür. Kalan iki algoritmanın ise performanslarına göre çok fazla kontrol eforu gerektirdikleri için bu uygulama için uygun olmadıkları değerlendirilmiştir.

Anahtar kelimeler: Otomatik iniş, güdüm algoritmaları, çizgi takibi, iniş koşusu, seyrüsefer algoritmaları

Comparison of Guidance Algorithms for Autolanding Rollout of a Fighter Aircraft

Abstract: In this work, guidance algorithms which will define the landing ground roll of an aircraft have been compared. The lateral dynamics of the aircraft and the inner feedback control loop which track the lateral acceleration have been modeled as a first order transfer function. Five different guidance algorithms have been proposed. These are; modified proportional carrot chase, vector field guidance, sliding mode guidance, linear sliding mode guidance and geometric predictive guidance. After the comparisons, parallel to the findings in literature vector field guidance algorithm has been found to be the best in terms of line following. If we rate in terms of control effort, modified proportional carrot chase algorithm has been found to be the best. Linear sliding mode guidance algorithm has a performance between these two algorithms in both criteria. The remaining algorithms has been found unpractical for this application since they require too much control effort and they have to be developed further for this application.

Key words: Autolanding, guidance algorithms, line tracking, landing rollout, navigation algorithms

1. Giriş

Bu çalışma kapsamında hava araçlarının otomatik iniş yer koşusu fazında kullanılmak üzere yanal güdüm algoritmaları karşılaştırılmıştır. Otomatik iniş koşusu esnasında bir çizgi takip edildiği için çizgi takip algoritmaları daha çok navigasyon adı altında geçmektedir. Bu navigasyon algoritmalarının bazıları [1] literatürde incelenmiş ve karşılaştırılmıştır. Bu algoritmalarından ilki havuç takip ("*Carrot chase*") algoritmasıdır. Bu algorithmada hava aracından belli bir mesafe ilerideki ve takip edilen patika üzerindeki bir nokta takip edilmektedir. Takip için orantılı güdüm kanunu kullanılmaktadır. İncelenen diğer algoritma ise doğrusal olmayan güdüm kanunu ismiyle geçmektedir [2]. Bu algorithmada da yine çizgi üzerindeki ve belli bir mesafe ilerideki bir nokta takip edilmekle birlikte güdüm kanunu olarak Denklem 1 kullanılmaktadır.

$$a_{y_{ref}} = 2 \frac{V^2}{L_1} \sin \eta \quad (1)$$

Burada $a_{y_{ref}}$ referans ivme, V sürat, L_1 takip edilen noktayla uçak arasındaki mesafe, η ise takip edilen nokta ve uçak üzerinden geçen belli yarıçaplı bir çember yayının açısını vermektedir. Sousa ve arkadaşları [1] tarafından incelenen diğer bir algoritma ise katıksız kovalama ve görüş çizgisi esaslı ("*Pure pursuit and LOS based*")

* Sorumlu yazar: serdar.avsar@hacettepe.edu.tr. Yazarların ORCID Numarası: ¹0000-0002-4502-5354, ²0000-0002-4541-1546

algoritmadır. Bu algoritmada patika üzerinde belirlenmiş yol noktaları (“waypoints”) bulunmaktadır. Bu yol noktaları yakından uzağa W_i ve W_{i+1} şeklinde isimlendirilmektedir. W_i noktası katıksız kovalama algoritması tarafından takip edilirken görüş çizgisi algoritması ise W_i ve W_{i+1} arasındaki çizginin açısıyla hava aracı ve W_i arasındaki çizginin açısını eşitlemeye çalışmaktadır. İncelenen dördüncü algoritma ise vektör alanı algoritmasıdır. Bu algoritmada önceden belirlenmiş vektör alanı hava aracı tarafından takip edilmektedir. Vektör alanındaki vektörlerle aradaki açıyı düzeltmek için çoğunlukla orantılı bir güdüm kanunu kullanılmaktadır. Buradaki önemli nokta bu vektör alanlarının belirlenmesidir. Vektör alanının iki bölümü bulunmaktadır. Uzaktaki bölümde patikaya doğru sabit bir rota açısıyla gelinecek şekilde bir vektör alanı vardır. Yakın kısımda ise bu sabit rota açısıyla çizgi üzerindeki çizgiye paralel rota açısı arasında geçişi sağlayacak şekilde vektörler ayarlanmaktadır. Bu ayarlama için Denklem 2’deki formül kullanılan formüllerden biridir [3].

$$\chi^d(y) = -\chi^\infty \frac{2}{\pi} \tan^{-1}(ky) \quad (2)$$

Burada $\chi^d(y)$ vektör alanındaki vektörlerin rota açısını ve χ^∞ uzak bölgedeki vektörlerin rota açısını ifade etmektedir. Sousa ve arkadaşları [1] tarafından incelenen beşinci algoritma ise doğrusal kuadratik regülatör algoritmasıdır [4]. Optimum güdüm kanunu olarak Denklem 3’teki ifade bulunmuştur.

$$u = \left[\sqrt{\left| \frac{d_b}{d_b-d} \right|} d + \sqrt{2 \sqrt{\left| \frac{d_b}{d_b-d} \right|} + 1} v_d \right] \quad (3)$$

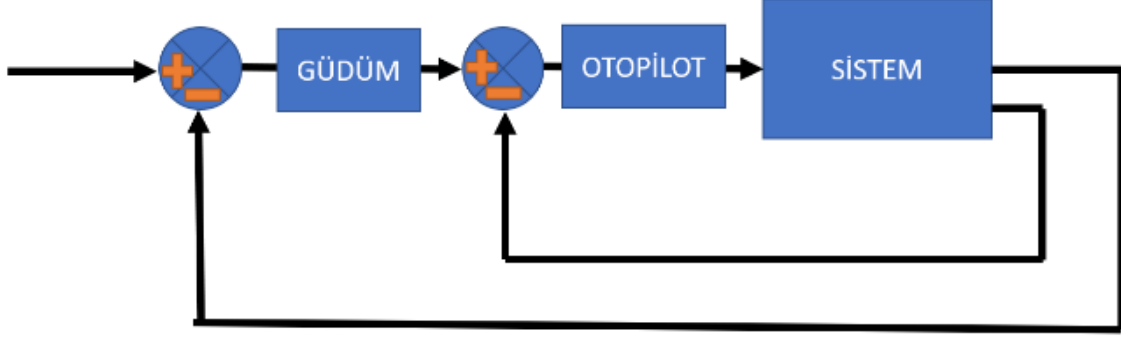
Burada uçağın patikadan uzaklığı d , izin verilen uzaklığı ise d_b olarak isimlendirilmiştir. Patikadan uzaklaşma hızı ise v_d olarak isimlendirilmiştir. Referans ivme ise u olarak isimlendirilmiştir. Karşılaştırma sonucunda patika takibi açısından en başarılı algoritmanın vektör alanı olduğu ancak fazla kontrol eforu gerektirdiği sonucuna varılmıştır.

Literatür genellikle vektör alanı navigasyon algoritmalarına yoğunlaşmıştır. Burada daha önce de söylendiği gibi önemli olan bu vektör alanının nasıl oluşturulduğudur. Literatürde vektör alanının bulunması için kayan kip kontrol kanunu kullanılmıştır [3]. Kayan manifold denkleminde ise $\text{sign}(x)$ fonksiyonu yerine $\text{sat}(x)$ fonksiyonu kullanılmış ve bu fonksiyon x ’in mutlak değeri 1’den küçükken x ’e eşit, diğer durumda $\text{sign}(x)$ ’e eşit olacak şekilde tanımlanmıştır. Bu şekilde gürültünün (“chattering”) önüne geçilmiş ve kontrol eforu azaltılmıştır. Bir başka çalışmada ise bu vektör alanının yakın kısmının oluşturulması amacıyla dört farklı yöntem teklif edilmiştir [5]. Bunlardan üçü iki boyuta uygun bir tanesi de üç boyuta uygun küresel doğrusal interpolasyon (“Spherical linear interpolation, SLERP”) içeren bir fonksiyondur.

Bu çalışma kapsamında beş farklı yöntem seçilmiş ve bunların karşılaştırılması yapılmıştır. Bunlardan ilki [1] tarafından da incelenen havuç takip algoritmasıdır. Bu algoritmanın aslında Δx mesafe ilerideki bir nokta takip edilmektedir. Bu çalışmada ise bu modifiye edilerek $\Delta x + \sqrt{\Delta t}$ şekline getirilmiştir. Bunun sebebi ise iniş koşusu sırasında hızın çok değişken olması ve sadece Δx ilerideki bir nokta kullanılarak başarılı bir takibin yapılamamasıdır. Bir diğer incelenen algoritma ise vektör alanı güdüm algoritmasıdır. Yakın alandaki vektörlerin oluşturulması için basit olması açısından doğrusal bir şekilde açısı değişen vektörler kullanılmıştır. Üçüncü algoritma ise kayan kip güdüm algoritmasıdır. Burada doğrusal olmayan ve $\text{sign}(x)$ içeren bir fonksiyon kullanılmış ve bu şekilde kısıtlı zamanda kayan manifoldun takip edilmesi garanti edilmiştir. Dördüncü algoritma ise doğrusal kayan kip güdüm algoritmasıdır. Burada $\text{sign}(x)$ yerine [3] tarafından da kullanılan $\text{sat}(x)$ fonksiyonu kullanılmıştır. Bu şekilde kısıtlı zamanda kayan manifoldun takibi garanti edilmemekle birlikte algoritma doğrusal olmakta ve takırtıya neden olmamaktadır. İncelenen beşinci algoritma ise geometrik öngörülü güdüm algoritmasıdır. Literatürde benzeri bulunamayan bu güdüm kanunu uçağın gidiş yönüne ve takip edilen çizgiye teğet olarak çizilen iki adet çember kullanılarak uçağın gelecek rotasının basit bir şekilde öngörülmesini sağlamaktadır.

2. Hava Aracı ve İç Döngünün Modellenmesi

Uçağın yanal dinamiğini oluşturan uçak dinamiği ve iç kontrol döngüsü birinci dereceden bir transfer fonksiyonu şeklinde modellenmiştir (Şekil 1). Bu birinci dereceden transfer fonksiyonunun periyodu 0.4s olarak belirlenmiştir. Bu transfer fonksiyonuna benzer şekilde uçağın yanal ivme komutlarını takip edeceği varsayılmıştır.



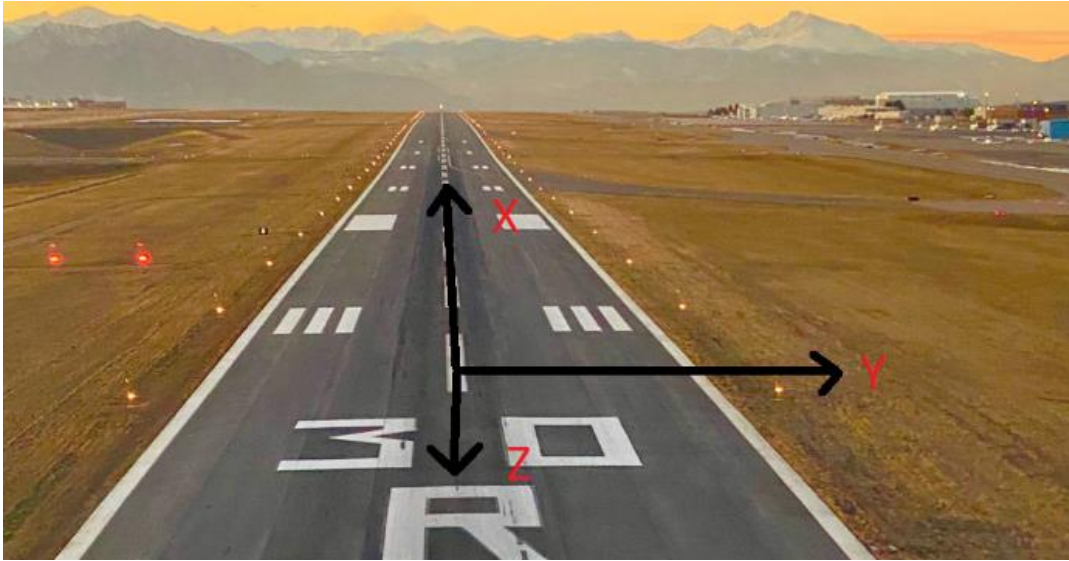
Şekil 1. Dış döngü ve iç döngü

3. Güdüm Algoritmaları

Güdüm algoritmalarını tanıtmadan önce hesaplamada kullanılan koordinat sistemi tanıtılmalıdır.

3.1 Pist Koordinat Sistemi

Uçağın tekerlek koyduğu nokta orijin olarak kabul edilmiştir. Uçağın iniş yaptığı pist yönü x eksenini, aşağı yön z eksenini ve x eksenini z eksenini yönünde 90 derece döndüğü zaman y eksenini olmaktadır (Şekil 2). Bu eksen takımı havacılıkta sıklıkla kullanılan NED eksen takımındaki x ekseninin uçağın iniş yaptığı pist yönüne çevrilmesi şeklinde oluşturulmaktadır.



Şekil 2. Pist koordinat sistemi [6]

3.2 Güdüm Algoritması Başarı Kriteri

Algoritma seçimi yapılmadan önce başarı kriteri belirlenmelidir. İniş esnasında uçaktan beklenen mümkün olduğunca az manevra yaparak düz bir şekilde giderek pist içerisinde kalmasıdır ve eğer mümkünse pisti ortalaması da ekstradan bir artı olarak değerlendirilebilir ancak şart değildir. Önemli olan güvenli bir şekilde pist içerisinde kalmasıdır. Güdüm algoritmalarında referans ivmenin büyüklüğü 1 m/s^2 ile sınırlandırılacaktır. Bu şekilde uçağın sert manevralar yapmasının önüne geçilecektir.

Bütün algoritmalar için orta hat hatasının integrali ve yanal ivmenin integrali alınarak hata ve kontrol eforları hesaplanacak ve karşılaştırılacaktır. Hatanın ve kontrol eforunun ikisinin de düşük olması beklenmektedir.

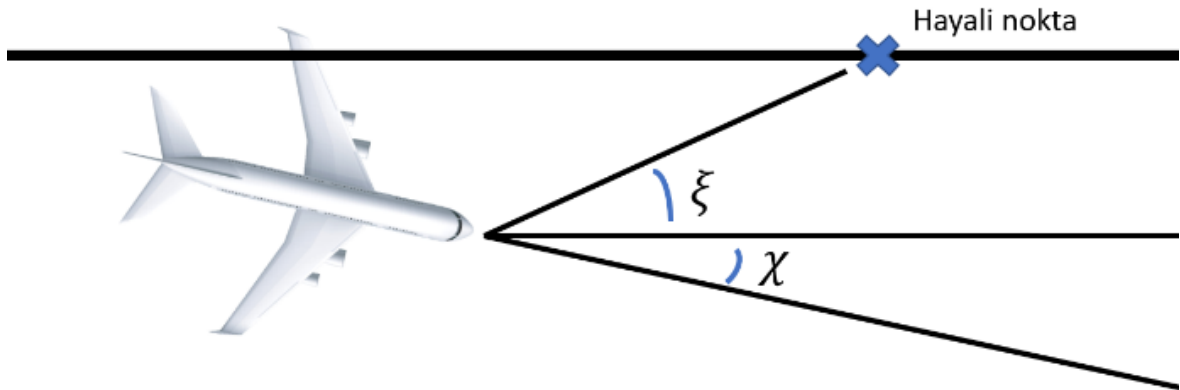
3.3 Modifiye Edilmiş Orantılı Havuç Takip Algoritması

Orantılı güdüme (Denklem 4) bir nokta takip edilmektedir.

$$a_n = N\lambda V \quad (4)$$

Eşitlikteki a_n ivme komutunu, N orantı katsayısını, λ araç ve hedef arasındaki görüş çizgisi açısının değişimini, V araç ve hedef arasındaki bağıl hızın büyüklüğünü göstermektedir.

Burada yapılması gereken çizgi üzerinde hayali bir hedef belirlemektir. Bu çalışmada teklif edilen bu hayali hedef ise uçağın x konumundan $\Delta x + V\Delta t$ ileride ve çizgi üzerinde olan hayali bir hareketli noktadır (Şekil 3). Burada V uçağın yere göre sürati olarak alınmıştır.



Şekil 3. Modifiye edilmiş orantılı güdüme algoritması

Burada tanımlanması gereken iki adet açı vardır. Bunlardan χ uçağın hız vektörünün pist eksenine göre açısıdır. ξ ise hayali hedef noktasının uçağa göre pist eksenindeki açısıdır (Şekil 3). Bu açıların toplamı uçağın hız vektörünün hayali hedef noktasıyla yaptığı açıyı göstermektedir. χ ile X ve Y pozisyonları arasındaki ilişki Denklem 5 ve 6'da gösterilmiştir. χ ile yanal ivme a_y arasındaki ilişki Denklem 7'de gösterilmiştir.

$$\dot{X} = V \cos \chi \quad (5)$$

$$\dot{Y} = V \sin \chi \quad (6)$$

$$\dot{\chi} = a_y / V \quad (7)$$

ξ açısının hız ve pozisyonla ilişkisi Denklem 8 ve 9'da gösterilmiştir. Eşitlik 8'in zamana göre türevi alınarak Denklem 9 elde edilmiştir.

$$\xi = -\tan^{-1}\left(\frac{Y}{V\Delta t + \Delta x}\right) \quad (8)$$

$$\dot{\xi} = -\left(\frac{1}{1+\left(\frac{Y}{V\Delta t + \Delta x}\right)^2}\right)\frac{\dot{Y}(V\Delta t + \Delta x) - Y\dot{V}\Delta t}{(V\Delta t + \Delta x)^2} \quad (9)$$

a_y ile $a_{y_{ref}}$ arasındaki ilişki Denklem 10'da verilmiştir.

$$\dot{a}_y = (a_{y_{ref}} - a_y)\frac{1}{T_{a_y}} \quad (10)$$

Güdümlü kanunu Denklem 11'de verilmiştir.

$$a_{y_{ref}} = N(\dot{\xi} - \dot{\chi})V \quad (11)$$

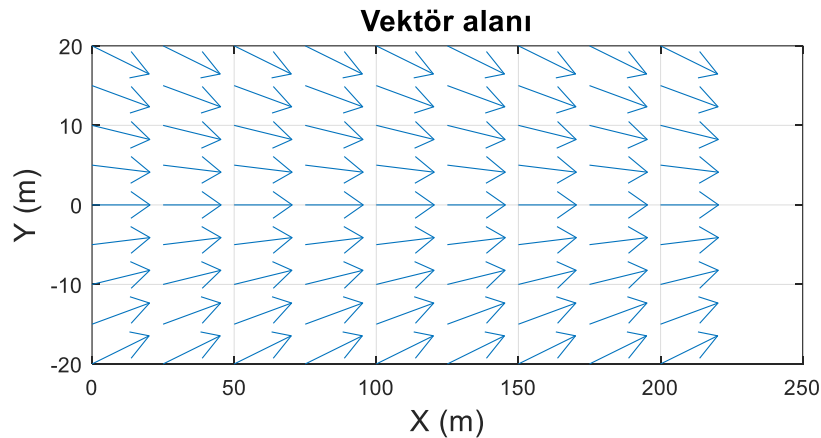
Hava aracının sabit -4 m/s^2 ivme ile yavaşladığı varsayılmıştır. Modellemede kullanılan durumlar Tablo 1'de verilmiştir.

Tablo 1. Modifiye Edilmiş Orantılı Güdümlü Algoritması Simülasyon Durumları

Durum Simgesi	Durum Adı
X	X pozisyonu
Y	Y pozisyonu
V	Hava aracı yere göre sürati
χ	Hava aracı rota açısı
a_y	Hava aracı yanal ivmesi

3.4 Vektör Alanı Güdümlü Algoritması

Bu güdümlü algoritmasında önceden belirlenmiş bir vektör alanı vardır. Bu çalışmada kullanılan vektör alanı Şekil 4'te gösterilmiştir. Vektör alanında farklı Y konumuna bağlı olarak uçağın takip etmesi istenen χ açısı gösterilmiştir. Bu alan doğrusal olarak Y konumuyla orantılı olarak değişecek şekilde belirlenmiştir.



Şekil 4. Pist üzerindeki vektör alanları

Denklem 5, 6, 7 ve 10 bu algorithmada da geçerlidir. Güdümlü kanunu Denklem 12'de verilmiştir. Referans χ değerinin takip edilmesi için orantılı güdümlü kanunundan yararlanılmıştır. Süratteki değişime göre bir ayarlama

yapılması için V_{ref} adında yeni bir terim eklenmiştir. Orantılı güdüm belirlenmiş bir referans hıza göre ayarlanıp diğer hızlara göre düzenlenmektedir. Sıfıra yakın hızlarda sorun yaşanmaması amacıyla 10 m/s altındaki hızlarda 10 m/s'ye göre ayarlama yapılmaktadır.

$$a_{y_{ref}} = N(\chi_{ref} - \chi) \frac{V_{ref}}{\max([V, 10])} \quad (12)$$

3.5 Kayan Kip GÜDÜM Algoritması

Bu algoritmada yanal pozisyon ve yanal hızın belli bir kayan manifoldu takip etmesi gerekmektedir. Bu manifoldun iki tarafı için algoritma farklı komutlar verecektir. Bu manifoldu ve komutları gösteren ilişkiler Denklem 13'te verilmiştir.

$$a_{y_{ref}} = \begin{cases} 1, & \dot{Y} \leq -0.1 \text{ sign } Y Y^2 \\ -1, & \dot{Y} > -0.1 \text{ sign } Y Y^2 \end{cases} \quad (13)$$

Bu algoritmanın simülasyonunda da 5, 6, 7 ve 10 numaralı denklemler geçerlidir.

3.6 Doğrusal Kayan Kip GÜDÜM Algoritması

Kayan kip güdüm algoritmasının doğrusal hale getirilmesi için manifold denkleminin doğrusal olması ve manifoldun iki tarafındaki geçişin de doğrusal bir şekilde yapılması gerekmektedir.

Doğrusal manifold denklemi Denklem 14'te verilmiştir. Kayan manifoldun zaman sabiti uçağın iç döngüsünden daha yavaş olacak şekilde mantıklı bir değer seçilmiştir.

$$\dot{Y} = -0.3Y \quad (14)$$

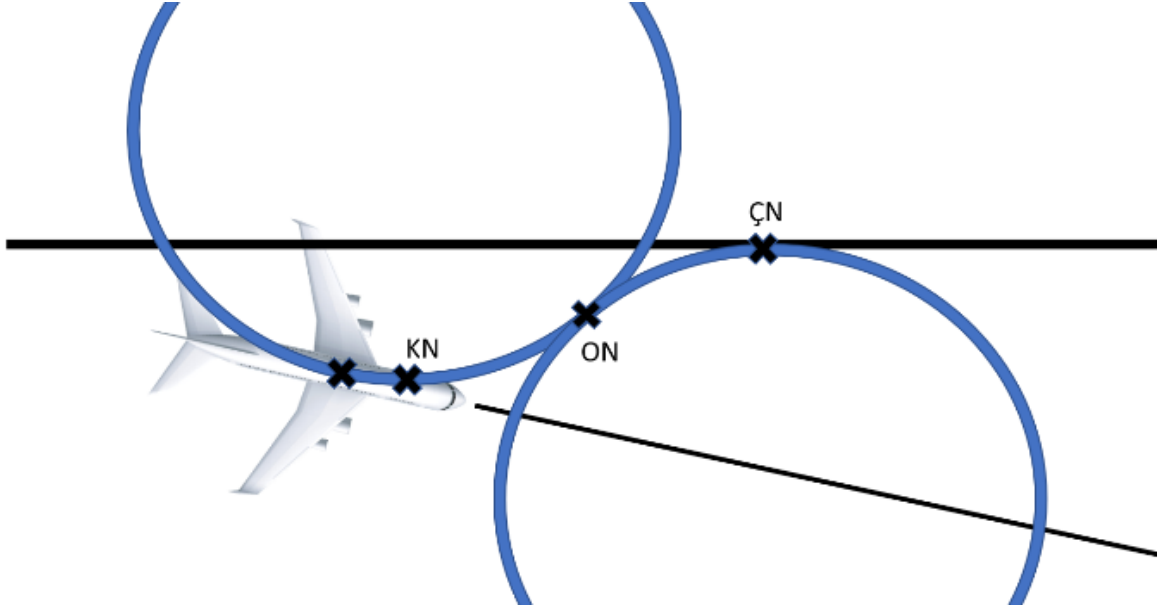
Manifoldun iki tarafındaki geçişin doğrusal olarak yapılabilmesi için güdüm kanunu Denklem 15'te verilmiştir.

$$a_{y_{ref}} = (\dot{Y} - (-0.3Y)) * (-3) \quad (15)$$

$a_{y_{ref}}$ değeri -1 ile 1 arasında kalacak şekilde sınırlandırılmaktadır. Bu iki değer arasındayken de Denklem 15'teki kanuna göre doğrusal bir şekilde değişmektedir.

3.7 Geometrik Öngörülü GÜDÜM

Bu algoritmada uçağın hız vektörüne göre maksimum yanal ivmeye göre çizilen iki adet minimum yarıçaptaki çembere göre geometrik bir çözüm yapıлып ona göre manevranın yönü belirlenir [7]. Bu çemberler ve bu çemberlerdeki kritik nokta (KN), orta nokta (ON), çizgi noktası (ÇN) noktaları Şekil 5'te verilmiştir. KN uçağın hız vektörünün orta hatla paralele hale geleceği yerdeki noktadır. ÇN orta hatta teğet çemberin geçtiği noktadır. ON ise iki çemberin teğet olduğu noktadır. Geometrik hesaplamalar sonucunda KN ve ON noktaları arasındaki ve ON ve ÇN noktaları arasındaki X ve Y yönündeki mesafelerin eşit olduğu bulunabilir. Yani ON noktasının Y koordinatı KN noktasının Y koordinatının yarısıdır. Bu geometrik bilgi sonraki hesaplamalarda kullanılmaktadır.



Şekil 5. Geometrik öngörülü güdüm

Şekil 5'teki noktaların koordinatlarının bulunması için öncelikle çember yarıçapı hesaplanmalıdır (Denklem 16). Bu eşitlikte a_y değeri 1 m/s^2 alınmıştır.

$$r = \frac{v^2}{a_y} \quad (16)$$

Güdüm kanunu Denklem 17'de verilmiştir. KN ve ON koordinatları hesaplanır. Eğer uçak KN'ye henüz gelmediyse ON'ye doğru maksimum yanıl ivme komutu verilir, eğer uçak KN ile ON arasındaysa yine aynı şekilde ON'ye doğru maksimum ivme komutu verilir, eğer uçak ON'yi geçmiş ise tam tersi yönde maksimum ivme komutu verilir.

$Y \leq 0 \Rightarrow$

$$X_{kn} = X - r \sin \chi$$

$$Y_{kn} = Y - r \sin \chi \sin \chi$$

$$Y_{on} = Y_{kn}/2$$

$$X_{kn} > X \Rightarrow$$

$$a_{y_{ref}} = 1$$

$$X_{kn} \leq X \Rightarrow$$

$$\frac{Y}{Y_{on}} < 1 \Rightarrow$$

$$a_{y_{ref}} = -1$$

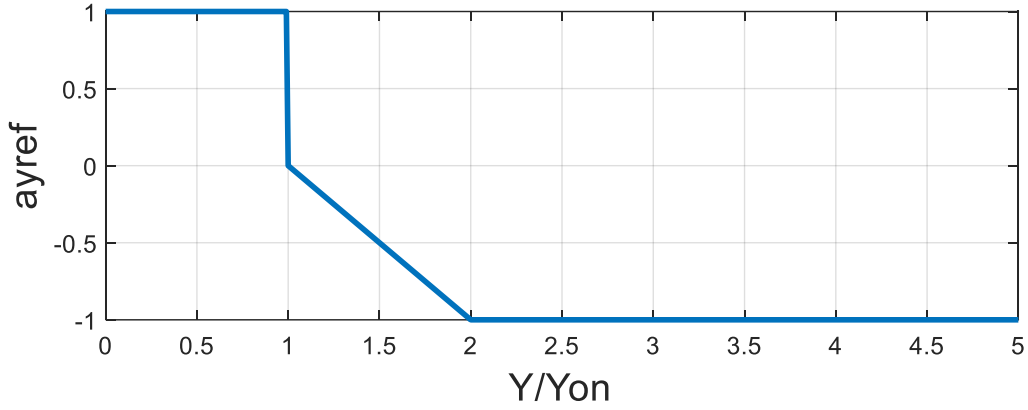
$$\frac{Y}{Y_{on}} \geq 1 \Rightarrow$$

$$a_{y_{ref}} = 1$$

$Y > 0 \Rightarrow$

$$\begin{aligned}
X_{kn} &= X + r \sin \chi \\
Y_{kn} &= Y + r \sin \chi \sin \chi \\
Y_{on} &= Y_{kn}/2 \\
X_{kn} > X &\Rightarrow \\
&\quad a_{y_{ref}} = -1 \\
X_{kn} \leq X &\Rightarrow \\
&\quad \frac{Y}{Y_{on}} < 1 \Rightarrow \\
&\quad \quad a_{y_{ref}} = 1 \\
&\quad \frac{Y}{Y_{on}} \geq 1 \Rightarrow \\
&\quad \quad a_{y_{ref}} = -1
\end{aligned} \tag{17}$$

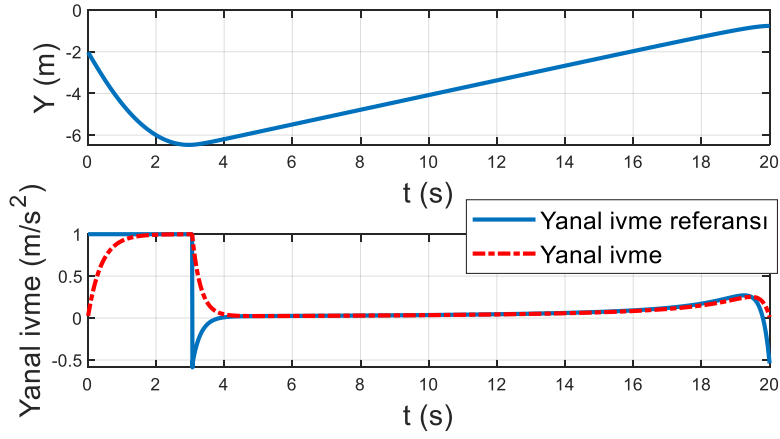
Güdüm kanunundaki KN ile ON arasındaki bölümde maksimum komut verilirse en kısa sürede orta hatta ulaşılır ancak buna gerek yoktur. Bu bölümü yumuşatmak için güdüm kanununda bir ayarlama yapılabilir. Örnek bir ayarlama Şekil 6'da verilmiştir.



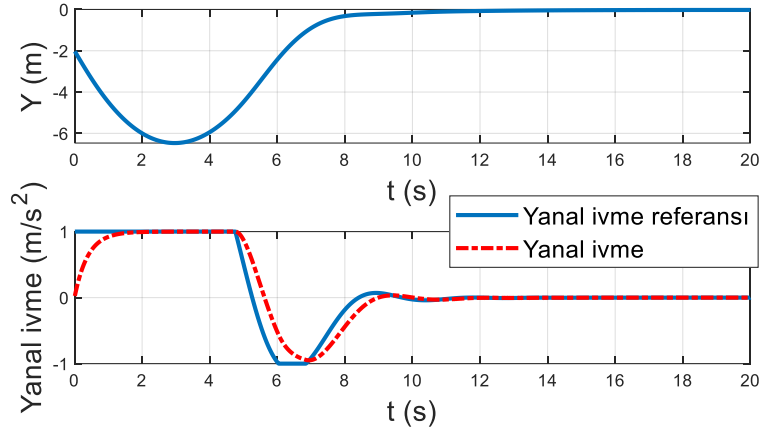
Şekil 6. $Y > 0$ için örnek bir referans ivme ayarlaması

4. Sonuç

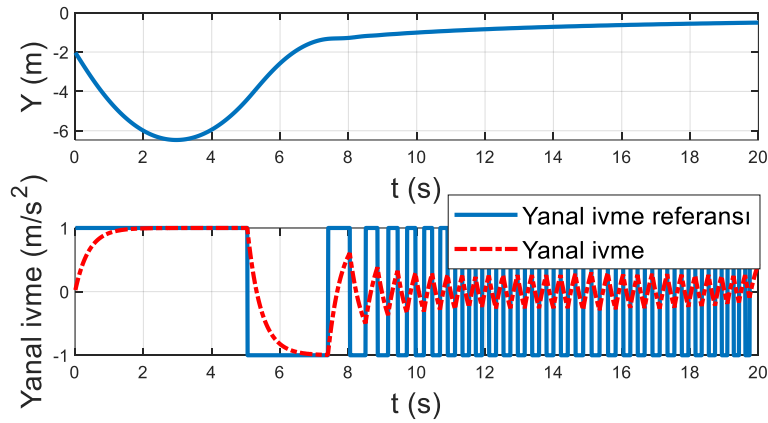
Hava aracı 80 m/s hızla -2 metre Y konumundan -2° ve 2° rota açılarıyla başlatılmıştır. Şekil 7,8,9,10 ve 11'de -2° rota açısı için ve Şekil 12,13,14,15 ve 16'da ise 2° rota açısı için güdüm algoritması simülasyonlarının sonuçları gösterilmiştir.



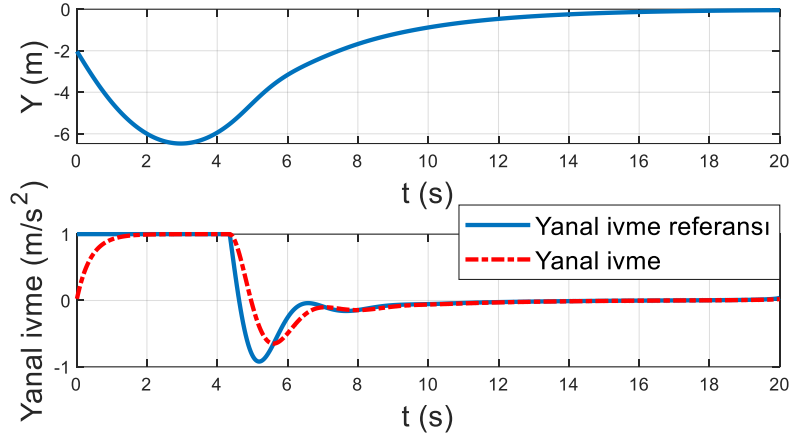
Şekil 7. Modifiye edilmiş orantılı havuç takip güdüm algoritması performansı



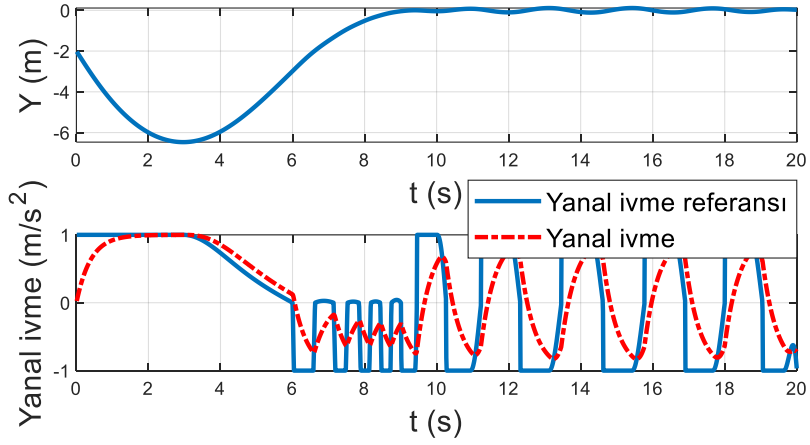
Şekil 8. Vektör alanı güdüm algoritması performansı



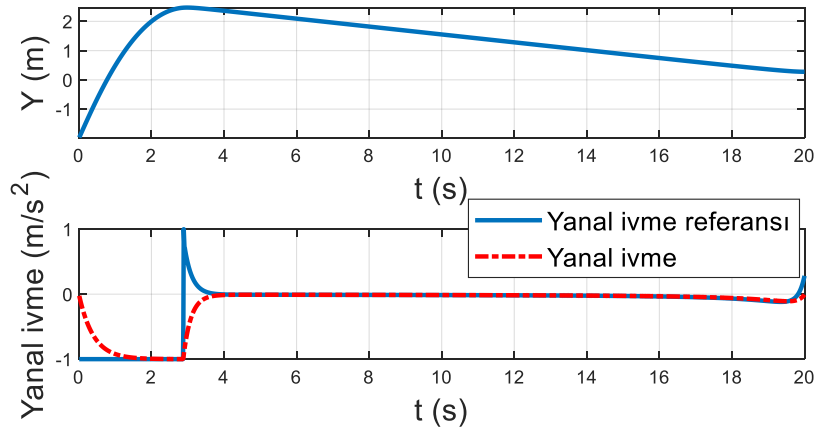
Şekil 9. Kayan kip güdüm performansı



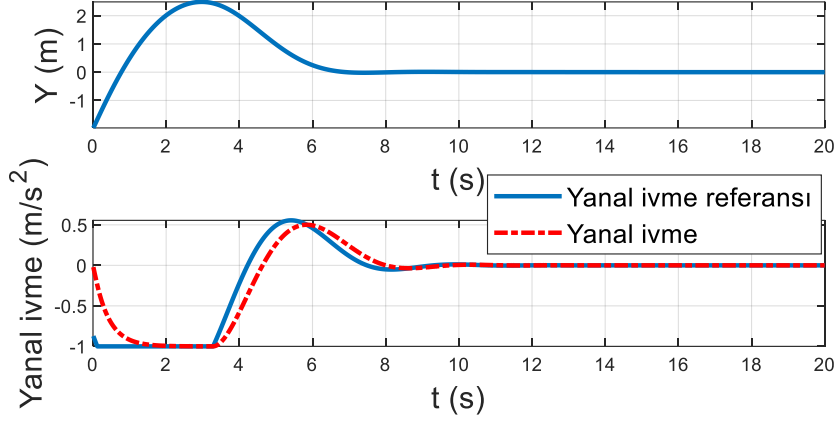
Şekil 10. Doğrusal kayan kip güdüm performansı



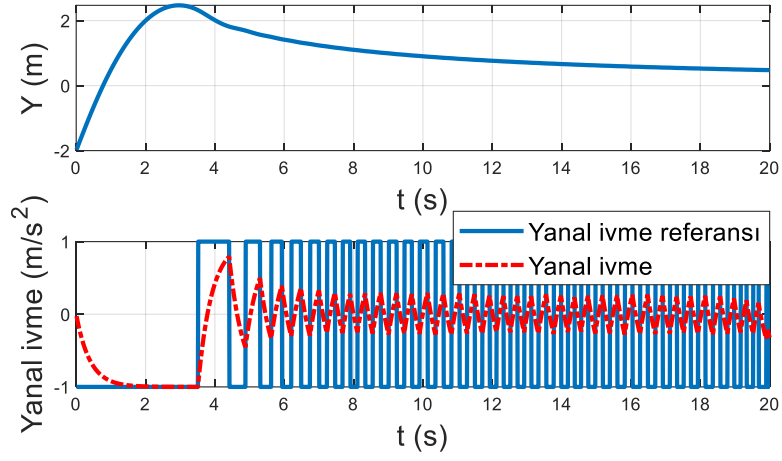
Şekil 11. Geometrik öngörülü güdüm performansı



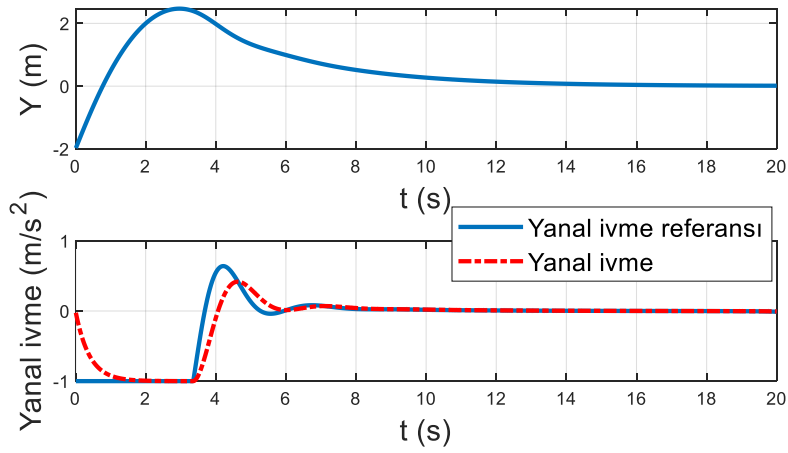
Şekil 12. Modifiye edilmiş orantılı havuç takip güdüm algoritması performansı



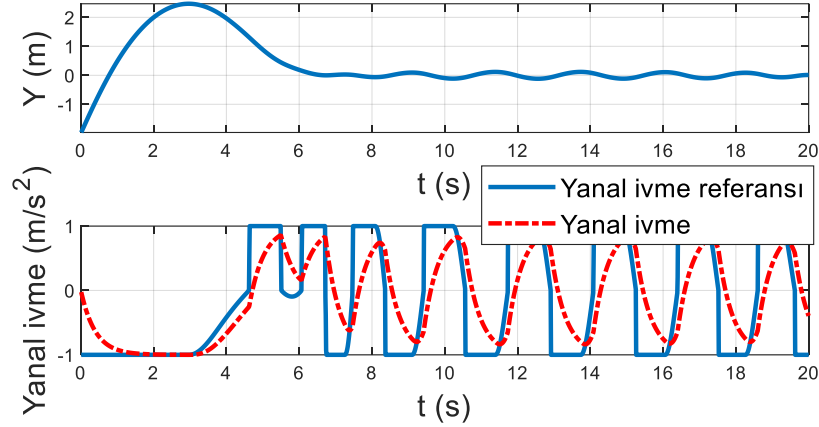
Şekil 13. Vektör alanı güdüm algoritması performansı



Şekil 14. Kayan kip güdüm algoritması performansı



Şekil 15. Doğrusal kayan kip güdüm algoritması performansı



Şekil 16. Geometrik öngörülü güdüm algoritması performansı

İki farklı başlangıç koşulu için hata ve kontrol eforları Tablo 2’de görülmektedir. Literatürdeki bulgularla paralel olarak çizgi takibi hatası en düşük olan yaklaşımın vektör alanı güdüm algoritması olduğu, en düşük kontrol eforuna sahip yaklaşımın modifiye edilmiş orantılı havuç takip algoritması olduğu, doğrusal kayan kip güdüm algoritmasının ise bu ikisinin arasında sonuç verdiği görülmüştür. Kalan iki algoritma için ise çok fazla kontrol eforu gerektirdiklerinden bu uygulama için pratik olmadıkları söylenebilir.

Tablo 2. Algoritmaların çizgi takibi performansı ve kontrol eforu değerleri

Algoritma	Pozisyon hata integrali (Çizgi takibi)		Yanal ivme integrali (Kontrol eforu)	
	-2	2	-2	2
Rota açısı (derece)				
Modifiye edilmiş orantılı havuç takip algoritması	75.48	27.46	4.03	3.14
Vektör alanı güdüm algoritması	33.07	8.98	6.80	4.68
Kayan kip güdüm algoritması	42.55	20.99	42.98	21.31
Doğrusal kayan kip güdüm algoritması	40.15	12.57	5.56	4.00
Geometrik öngörülü güdüm algoritması	34.45	9.52	11.55	11.73

Gelecek çalışmalarda iniş takımı modeli de olan bir uçak modeli ve iç kontrol döngüsü kullanılarak seçilmiş olan üç algoritmanın daha detaylı karşılaştırılması planlanmaktadır.

Kaynaklar

- [1] P.B. Sujit, S. Saripalli ve J.B. Sousa, “An Evaluation of UAV Path Following Algorithms”, European Control Conference, Zurich, Switzerland, s:3332-3337, 2013.
- [2] S. Park, J. Deyst ve J.P. How “Performance and Lyapunov Stability of a Non-Linear Path Following Guidance Method” Journal of Guidance, Control and Dynamics, Cilt: 30, No: 6, s:1718-1728, 2007.
- [3] D.R. Nelson, D.B. Barber, T.W. McLain ve R.W. Beard “Vector Field Path Following for Miniature Air Vehicles” IEEE Trans. on Robotics, Cilt: 23, No: 3, s:519-529, 2007.
- [4] A. Ratnoo, P.B. Sujit ve M. Kothari, “Adaptive Optimal Path Following for High Wind Flights”, IFAC World Congress, Milano, Italy, s: 12985-12990, 2011.
- [5] H. Tiftikci, “Vektör Alanı ile Eğrilerin Takibi ve Seyrüsefer”, 6. Ulusal Havacılık ve Uzay Konferansı, Ondokuz Mayıs Üniversitesi, Samsun, 2018.
- [6] S. Martin, “Runway Stripes and Markings, Explained”, 29/03/2022, url: <https://www.boldmethod.com/learn-to-fly/regulations/runway-markings-and-spacing-fly-better-patterns-to-landing-explained/>
- [7] E. Hatipoglu ve E. Kutluay, “Geometric Path Planning for Parallel Parking and Relevant Parameters” Advances in Automotive Engineering, Cilt: 2, No: 1, s:1-14, 2021.