



Döner Kanatlı İHA'larda İçe Eğimli Yerleştirilmiş Pervanelerin Askıda Kalma Direngenliğine Etkisi

Erol Kayataş¹, Murat Çelik²

¹ Boğaziçi Üniversitesi, Mühendislik Fakültesi, Makine Mühendisliği Bölümü, İstanbul, Türkiye (ORCID: 0000-0002-4626-9406), erol.kayatas@boun.edu.tr

² Boğaziçi Üniversitesi, Mühendislik Fakültesi, Makine Mühendisliği Bölümü, İstanbul, Türkiye, (ORCID: 0000-0002-3133-7656), murat.celik@boun.edu.tr

(İlk Geliş Tarihi 26 Mart 2022 ve Kabul Tarihi 15 Haziran 2022)

(DOI: 10.31590/ejosat.1093737)

ATIF/REFERENCE: Kayataş, E., Çelik, M. (2022). Döner Kanatlı İHA'larda İçe Eğimli Yerleştirilmiş Pervanelerin Askıda Kalma Direngenliğine Etkisi. *Avrupa Bilim ve Teknoloji Dergisi*, (38), 122-129.

Özet

Serbestlik derecesinden (3 açısal hareket, 3 çizgisel hareket; toplamda 6) daha az kontrol girdisine (itki, yunuslama torku, yatış torku ve dönme torku; toplamda 4) sahip döner kanatlı İHA'ların (DKİHA) X-Y düzleminde hareket edebilmeleri; itkilerinin, bir diğer deyişle gövdelerinin açısal pozisyonlanmasına bağlıdır. Rüzgâr gibi dış bozucuların da platformu sürüklemesi, tersi yönde iş yapacak kuvvetin oluşturulmasıyla, açısal pozisyon (yatış, yunuslama) kazanılarak giderilmektedir. Bununla beraber, uçuş düzlemine dik yerleştirilmiş itki vektörlerinin uzayda kesişmemesi, gövdenin dış dönme merkezini sonsuza taşımakta, doğrusal etki eden bozucuların sistemi öteleyerek saptırdıkları yön ile döndürerek saptırdıkları yönün aynı olmasına sebep vermektedir. Bu eşleşme, geometrik merkezin net sapmasının artmasına yol açmaktadır. Pervane yerleşim açılarının küçülmesiyle geometrik merkezin sapmasının azaldığı, sade öteleme eğrisine yakınsandığı görülmüştür. Burada sunulan çalışma ile, küçük açılarla (20 dereceden az) içe eğilen pervanelerin dış bozuculara karşı sistemin askıda kalma direngenliğini nasıl artırdığı analitik olarak modellenmiş ve gösterilmiştir. İleri çalışma konusu olarak da içe eğimli pervanelerin dış dönme merkezi oluşturması sayesinde sistem manevra atikliğini artırabileceği fikri geliştirilmiştir.

Anahtar Kelimeler: Döner Kanatlı İHA, Uçuş Dinamiği, Pervane Yerleşimi, Dış Bozuculara Karşı Platform Direngenliği

The Effects Of Propellers Tilted Inward On Hover Rigidity In Rotary Wing UAVs

Abstract

Rotary Wing UAVs (RWUAV) with control inputs (thrust, pitch torque, roll torque, yaw torque; 4 at total) less than the degree of freedom (3 angular motion, 3 linear motion; 6 at total) can move in the X-Y plane by rotating the thrust vectors, i.e. their bodies. Deflections caused by external disturbances like winds are also eliminated by angular positioning which creates tractions against disruptive drag forces. However, the fact that the thrust vectors (propeller axis) placed perpendicular to the flight plane do not intersect in space carries the outer center of rotation of the platform to infinity, causing linear acting forces to deflect the system in the same direction in both translation and rotation. This coupling leads to an increase in the net deflection of the geometric center. It is observed that the deflection of the geometric center decreased and converged to the pure translation curve as the propeller placement angles decreased. With the study reported here, it has been analytically modeled and demonstrated how inward-tilted propellers increase the hover stiffness of the platform against external disturbances. For future studies, the phenomenon suggesting inward tilted propellers may enhance the platform maneuverability by forming the outer rotation center (thrust vectors' intersection point) is developed.

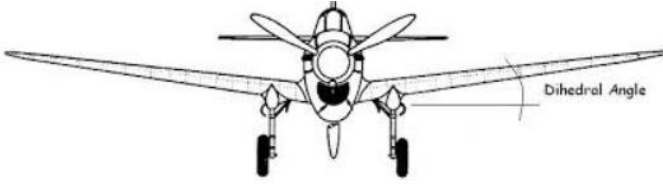
Keywords: Rotary Wing UAV, Flight Dynamics, Propeller Replacement, Dihedral Angle, Platform Stiffness Against External Disturbances

* Sorumlu Yazar: erol.kayatas@boun.edu.tr

1. Giriş

Döner kanatlı insansız hava araçları veya multikopterler, savunma uygulamalarından tıbbi lojistiğe kadar birçok ihtiyaca hizmet eden uçan nesnelere. Çok çeşitli başarımlara sahip modüllerle donatılmış dokuçarlar hayatın her alanında yaygın olarak kullanılmaktadır [1]. Boyutları milimetre ölçeğinden onlarca metreye kadar değişebilen bu cihazlar, birkaç dakikadan birkaç saate varan sürelerde havada kalabilmektedirler. Dronlar yüksek öteleme hızlarında hareket etmek yerine pervanelerini binlerce RPM'de döndürerek itki ürettiğinden, havada asılı kalabilme karakteristik özellikleridir [2]. Ayrıca birinci şahıs görüşlü yarış dokuçarları 100 km/s'lik hızlara iki saniyeden kısa sürelerde ulaşabilecek şekilde çok çevik çizgisel ve rotasyonel yeteneklere sahiptir [3].

Rotorları şasesine sabitlenmiş multikopterlerin 4 kontrol girdisi bulunmaktadır: itki, yunuslama torku, yuvarlanma torku ve dönme torku. X-Y düzlemindeki öteleme hareketi, itki ve tork girdileriyle sevk edilir, bu nedenle doğrusal hareket komutu verildiğinde açısal konumlandırma bir ön koşuldur [4][20]. Bir dronun gerekli açısal pozisyonu kazanması için ise şaseye uygun torklar uygulanmalıdır. Pervanelerin farklılaştırılmış RPM'leri, farklı şiddette itki vektörleri yaratır ve gerekli torku indükler [5][21]. Geleneksel multikopterler düşük girdi sayısı ile çalıştıklarından itki vektörlerinin montaj açısal pozisyonları, platformun uçuş kararlılığını ve atikliğini doğrudan etkiler. Pervaneleri bir eğim açısıyla (dihedral açısı) şaseye yerleştirmek, daha dirençli sapma ve daha agresif manevra olanakları sağlayarak platform stabilitesini ve çevikliğini artırabilir [6].



Şekil 1. Sabit kanatlı bir uçak üzerinde pozitif dihedral açısı (Figure 1. Positive dihedral angle on a fixed-wing aircraft) [6]

Dihedral açısı, kanat düzlemi ile yatay düzlem arasındaki pozitif açıdır. Havacılığın ilk günlerinden beri, sabit kanatlı uçaklar için dihedral açısı kullanımı değerlendirilmiştir. Yatış manevrasından sonra alt ve üst kanatlar arasında hücum açısı farklılığının oluşması ile yatış kararlılığının artmasına dihedral etki denir ve bu etki dihedral açısının artmasıyla artar. Güçlü yanal stabilitenin zayıf doğrultu kararlılığıyla eşleşmesinden ortaya çıkan, bir çeşit çok eksenli savrulma hareketi olan "Dutch Roll" tehlikesinin de dihedral etkiyle şiddetinin azaltılabilmesi sabit kanatlı uçaklarda dihedral açısının kullanımını kaçınılmaz hale getirmiştir [6].

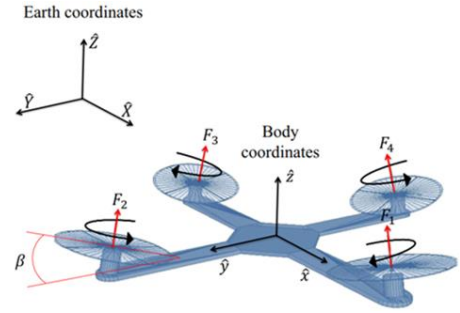
Literatürde, döner kanatlı İHA'lar da pervaneler içe doğru eğimli yerleştirildikten sonra uçuş stabilitesinin arttığını, uçuşun bu durumdan etkilenmediğini ve hatta stabilitenin azaldığını ifade eden çalışmalar bulunmaktadır [7][8][9]. Fark ise her çalışmanın 'stabilite' kavramını farklı tanımlamasıdır. Bu çalışmada ise uçuş stabilitesi yerine platformun dış bozulmalara karşı gösterdiği direnç anlamına gelen "Askıda Kalma Direngenliği" kavramı kullanılacaktır. Askıda kalma direngenliği, "dokuçar havada askıda kalırken darbe aldığı anda platformun geometrik merkezinin ne kadar az saptığı" olarak nicelenmiştir. Bu özgün yaklaşım literatürdeki 'stabilite' karmaşasını gidermiştir. Geliştirilen modele ait matematiksel denklemlerinin çözülmesi, yine,

pervanelerin içe doğru eğimli yerleştirilmesi ile ilgili özgün sonuçlar ortaya koymuştur [10][11].



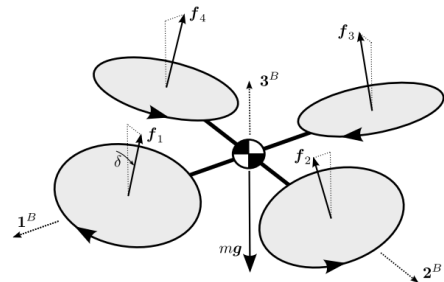
Şekil 2. Eğimli yerleştirilmiş pervaneler ve farklı açılarda eğimli motor yatakları (Figure 2. Tilted propellers and inclined motor bearings at different angles) [7]

Birçok araştırmacı pervaneleri eğimli yerleştirmek için şase kollarını bükmek yerine, Şekil 2'de olduğu gibi motor yataklarını açılı kesmiş ve motorları gösterildiği gibi yerleştirmiştir. İtki vektörlerinin merkeze doğru eğildiği bu açılar, dihedral açıdır. İtki kaybının yüksek olmaması için 10 dereceden büyük eğimler tercih edilmemektedir [7].



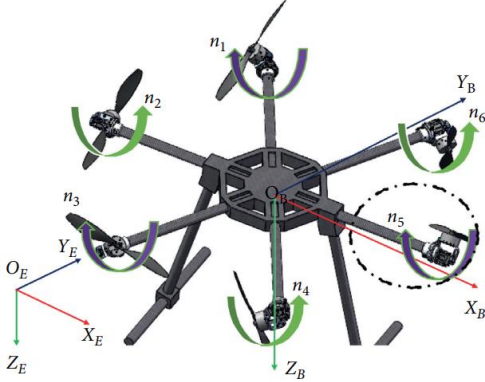
Şekil 3. İçe eğimli pervaneleri olan bir Quadcopter. Dokuçarın yer ve gövde merkezli koordinat sistemleri görselin üstünde ifade edilmiştir (Figure 3. A Quadcopter with tilted propellers. Drone's earth and body centered coordinate systems are expressed on the image.) [8].

İçe eğimli pervane yerleşiminin uçuş stabilitesini nasıl etkilediğinin yanında, platform güç ekonomisinin ve kontrol kanallarının otoritelerinin bu fenomen ile nasıl değiştiği de araştırmacılar tarafından irdelenmiştir. Uçuş kararlılığını artıran dihedral etkinin pervane devirlerindeki dalgalanmayı azaltmasıyla güç verimini yükselttiği, dönme kontrol kanalını itki yatay bileşenleriyle sevk edebilmesiyle de bu kanaldaki otoriteyi iyileştirdiği sonucuna varılmıştır [8].



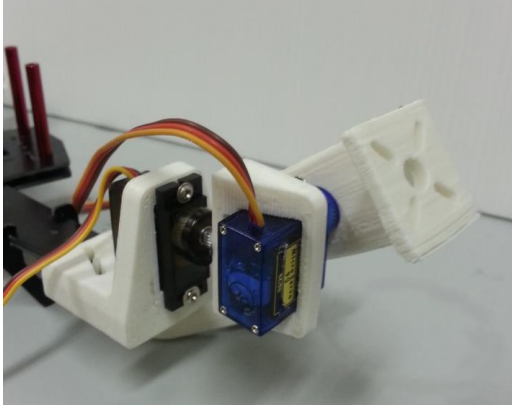
Şekil 4. Farklı dihedral açılarıyla yerleştirilmiş pervane düzeni (Figure 4. Propeller arrangement with different dihedral angles) [9]

Holda ve çalışma arkadaşları [9]; 4 rotorlu dikuçar pervanelerini Şekil 4'teki gibi yerleştirmiş, yönelim kanalı otoritesinin ek yönelim torku (itki yatay bileşenlerinin oluşturduğu tork) oluşturulabilmesiyle iyileştğini göstermiştir. Bu sayede pervane hızlarının daha düşük genliklerle değişmeye başlaması güç verimini de %4 kadar artırmıştır [12].



Şekil 5. Pervanelerinin eğimi birer servo motorla kontrol edilen 6 rotorlu dikuçar (Figure 5. A hexacopter whose propellers' tilt angles are controlled by a servo motor per arm) [13]

Xu ve Yang [13] pervanelerin kol eksenlerindeki eğimlerinin birer servo motorla Şekil 5'teki gibi kontrol edildiğinde, sapmayı toparlayacak kuvvetlerin gövde dönmesi gerekmeden çok daha hızlı üretileceğini, pervane dalgalanma genliğinin düşmesinden dolayı güç veriminin artacağını, sonuç olarak da sistem sürdürülebilirliğinin iyileştğini göstermiştir [14].



Şekil 6. Pervane dönme eksenini dışındaki iki eksende pozisyonlanabilen motor yatağı (Figure 6. A motor bearing that can be positioned about two axes other than the propeller rotation line) [15]

Martini ve arkadaşları [15] raporlarında, motor yatakları 2 eksende açılabilir pozisyonlanabildiğinde duruş değişikliği yaşanmadan öteleme hareketinin gerçekleştirilebileceğini, açıklamıştır. Şekil 6'daki gibi 2 eksende pozisyonlanabilen motorlar, kontrol girdi sayısını artırıp X-Y düzlemindeki hareketi bağımsızlaştırmıştır [16].

Burada sunulan çalışmada; yüksek itki kaybı oluşmaması adına pervaneler; kosinüs değeri küçük olan 90, 89, 85, 80 ve 70 dihedral açılarıyla içe bakacak şekilde eğilmiştir. Quadcopter uçuş düzeni platform örnekleme için kullanılmışsa da iç rotor dinamiklerinin modellenmesine gerek duyulmamıştır, sistem rijit gövde olarak bütüncül modellenmiştir. Dikuçarın geometrik merkezinin dış kuvvet altında beş senaryo için sapma grafikleri de uygun matematiksel model kurulduktan sonra MATLAB

programında çizdirilmiştir. Kontrol yazılımı başarısından ve duyucu donanımlarının kalitesinden bağımsız olarak itki vektörlerinin içe eğilmesinin uçuş stabilitesini artıracak ve sistemi atikleştireceği gösterilmiştir.

2. Materyal ve Metot

2.1. Vektör Notasyonu

“A”, “A” büyüklüğünde ve “ê” birim vektörü doğrultusunda yönlü bir niceliktir [18]. Denklem I ve II'de vektörel gösterim ile vektörlerin skaler büyüklükleri ifade edilmiştir.

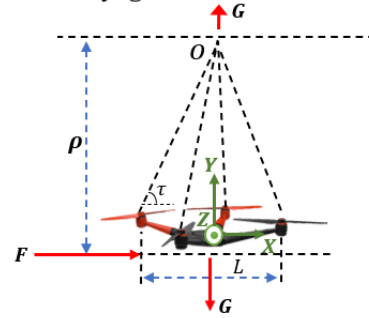
$$A = A\hat{e} \quad (I)$$

$$|A| = A \quad (II)$$

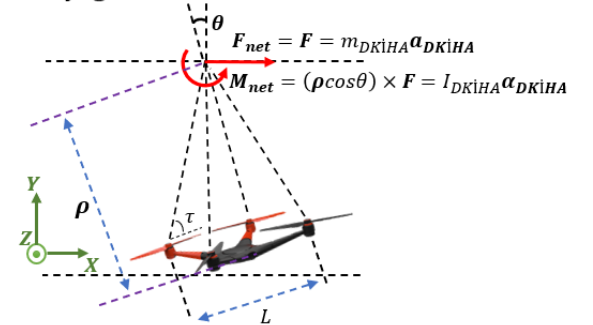
2.2. Dinamik Modelleme

Pervaneleri içe doğru, küçük açıyla eğilmiş bir dik uçarın serbest cisim diyagramı ile kinematik diyagramı Şekil 7'de sunulmuştur. İncelemenin daha anlamlı sürdürülebilmesi için kuvvet ve eşdeğer momenti itki kesişim noktasına taşınmıştır. Kesişme noktası geometrik merkezden uzakta olduğu için dikuçara noktasal obje gibi davranılmış, bu noktaya göre dönme ataleti de noktasal obje ataleti olarak tanımlanmıştır (Denklem 13) [19]. Dik rotor yerleşimli sistemlerden farklı olarak itki vektörleri dihedral açıyla yerleştirilmiş platformların dinamik modelinde; dış dönme merkezi sonsuzda olmaktan çıkmış, sistemin darbe etkisinde öteleme ve dönme süreçlerini etkileyecek yakınlığa gelmiştir. Platformun dış bir merkez etrafında sarkaç hareketi yapabilir hale gelmesi manevra kurgularını da etkilemiştir. Öyle ki, ileri yönlü öteleme hızıyla beraber bir yatış açısı alınırsa, sarkaç hareketi gereği, dikuçar çembersel harekete başlayacaktır. Bu fenomen bir başka makalenin konusu olarak detaylıca incelenecektir.

Serbest Cisim Diyagramı



Kinematik Diyagram



Şekil 7. Tau (τ) açısı kadar pervaneleri eğimli yerleştirilmiş quadcopterin şase uzunluğu (L) ve pervane itki yapılıması (Figure 7. Propeller thrust configuration of a quadcopter with chassis length (L) and tilted propellers as tau (τ) angle)

Dinamik modellemenin ve tezlerin temellendirilebilmesi için takip eden 3 varsayımda bulunulmuştur.

Varsayım 1: İtki vektörlerinin kesişim noktasının dik iz düşümü, şasenin geometrik orta noktasından geçmektedir. Şase X ve Y eksenlerine göre simetriktr.

Varsayım 2: Uçuş kontrolcüsünün dış bozuculara karşı gösterdiği toparlayıcı cevap, itki vektörlerinin kesişim noktasının yatay sapması için sıfırdır, aynı noktanın dikey sapması için idealdir. İtki vektörlerinin kesişim noktası dikeyde sapmayacak ama yatayda engelsiz sapacak şekilde uçuş kontrolcüsü toparlayıcı cevaplar üretmektedir.

Varsayım 3: Bozucu dış kuvvetin zamana bağlı olmayan, sabit bir değeri vardır. Simülasyon için tayin edilen sürenin tamamında bu kuvvet sisteme etki etmektedir.

İtki vektörlerinin kesişim noktasının şase geometrik merkezine olan uzaklığı rho (ρ) Denklem 1'deki gibi hesaplanmıştır. Pervane yerleşim açısı τ (tau) 90 derece olduğunda bu uzaklık sonsuz olmaktadır.

$$\rho = \frac{L}{2} \tan \tau \hat{e}_y \quad (1)$$

Matematiksel modelleme için Lagranj dinamiği yaklaşımı kullanılmıştır (Denklem 2 ve 3) [18]. Geometrik merkezin itme karşısında nasıl sapacağıının, beş örnek senaryo için, detaylı sapma-zaman grafiği çıkarılacaktır.

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial L}{\partial \dot{q}_j} \right) - \frac{\partial L}{\partial q_j} = Q_j \quad (2)$$

$$L = T - V \quad (3)$$

T : Sistemdeki kinetik enerjilerin toplamı

V : Sistemdeki potansiyel enerjilerin toplamı

Potansiyel enerjisi hızının fonksiyonu olan mekanik bir sistem yoktur. Bu sebeple Lagranj eşitliği Denklem 4'e evrilmiştir.

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial T}{\partial \dot{q}_j} \right) - \frac{\partial T}{\partial q_j} + \frac{\partial V}{\partial q_j} = Q_j \quad (4)$$

Lagranj denkleminin koordinat parametreleri Tablo 1'de, aşağıdaki gibi açıklanmıştır [18].

Tablo 1. Denklem 4'te kullanılan Lagranj parametrelerinin açıklanması (Table 1. Explanation of the Lagrangian parameters used in Equation 4)

Notasyon	Açıklama
q_j	j 'ninci genellenmiş koordinatın yer değiştirilmesi
\dot{q}_j	j 'ninci genellenmiş koordinatın yer değiştirme hızı
Q_j	j 'ninci genellenmiş koordinatta mekanik enerji değiştiren kuvvet veya tork

Genellenmiş kuvvet ve eksenler Denklem 5 ve 6'daki gibi ifade edilebilir.

$$q_1 = x \rightarrow Q_1 = F \quad (5)$$

$$q_2 = \theta \rightarrow Q_2 = (\rho \cos \theta) \times F \quad (6)$$

Tanımlan yüklerin altında sistemin kinematik parametreleri Şekil 8'deki gibi olacaktır. Buna göre hareket parametreleri Tablo 2'de açıklanmıştır.

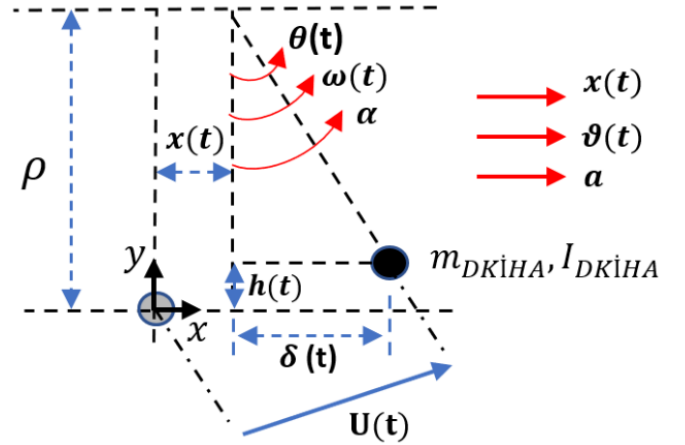
Tablo 2. Geometrik merkezin sapmasını niceleyen hareket parametreleri (Table 2. Motion parameters that quantify the deviation of the geometric center)

Notasyon	Açıklama
x	öteleme nedenli, geometrik merkezin yatay yer değiştirme vektörü
δ	dönme nedenli, geometrik merkezin yatay yer değiştirme vektörü
h	dönme nedenli, geometrik merkezin dikey yer değiştirme vektörü
U	öteleme ve dönme nedenli, geometrik merkezin net sapma vektörü

Denklem 7 ve 8'de kinematik ilişkiler sunulmuştur.

$$\frac{d^2 x}{dt^2} = \frac{d\vartheta}{dt} = a \quad (7)$$

$$\frac{d^2 \theta}{dt^2} = \frac{d\omega}{dt} = \alpha \quad (8)$$



Şekil 8. Geometrik merkezinin hareketini niceleyici kinematik parametreler ve vektörel yönleri (Figure 8. The kinematic parameters and vectorial directions quantifying the motion of the geometric center)

Çizgisel ve açısal kinetik enerji toplamları ile potansiyel enerji 9. ve 10. denklemlerdeki gibi olacaktır.

$$T = \frac{1}{2} m \dot{x}^2 + \frac{1}{2} I \dot{\theta}^2 \quad (9)$$

$$V = G \cdot h = G \rho (1 - \cos \theta) \quad (10)$$

Birinci genellenmiş koordinat için hareket denklemleri, Lagranj eşitliği sadeleştirildiğinde Denklem 11'deki gibi yazılabilir.

$$\frac{d}{dt}(m\dot{x}) = F \rightarrow \ddot{x} = a = \frac{F}{m} \quad (11)$$

İkinci genellenmiş koordinat için de hareket denklemi, Denklem 12'de sunulmuştur.

$$I\ddot{\theta} + G\rho\sin\theta\hat{e}_z = \rho F\cos\theta\hat{e}_z \quad (12)$$

Noktasal obje ataleti yerine yazılıp gerekli basitleştirmeler yapılacak olursa, açısal ivme en sade haliyle Denklem 14'teki gibi olacaktır.

$$I = m\rho^2 \quad (13)$$

$$m\rho^2\ddot{\theta} + G\rho\sin\theta\hat{e}_z = F\rho\cos\theta\hat{e}_z$$

$$\ddot{\theta} = \frac{F\cos\theta - mg\sin\theta}{m\rho}\hat{e}_z \quad (14)$$

Birinci genellenmiş koordinat için zamana bağlı çizgisel pozisyon fonksiyonu başlangıç koşulları sıfır alınarak Denklem 15'teki gibi yazılabilir.

$$x(t) = \frac{F}{2m}t^2 \quad (15)$$

Denklem 14'ü çözmek için lineer olmayan terimler, Taylor dizi açılımındaki ilk terimler alınarak lineer hale getirilebilir [10]. Denklem 16-a-b'de ifade edilen küçük açı varsayımlarında bulunulmuştur. Bu kabul, beş farklı simülasyon kurgusu için "teta (θ) – Zaman" grafiği çizdirilerek, ilgili açının 20 dereceden fazla olmadığı yönünde teyit edilecektir.

$$\sin\theta \approx \theta \quad (16-a)$$

$$\cos\theta \approx 1 \quad (16-b)$$

Sıfır başlangıç koşulları alınmasıyla ikinci genellenmiş koordinat için açısal pozisyonun zamana bağlı fonksiyonu Denklem 17'de ifade edilmiştir.

$$\theta(t) = \frac{F}{mg} \left(1 - \cos \left(\sqrt{\frac{2g}{L\tan\tau}} t \right) \right) \hat{e}_z \quad (17)$$

Buna göre, itki vektörleri şaseye küçük açılarla eğimli yerleştirildiğinde dönme hareketi ve ona bağlı oluşan sapmalar Denklem 18 ve 19'daki gibi sıfırdan farklı olacaktır. Ancak itki vektörlerinin yerleşim açıları 90 derece olduğunda teta (θ) açısı sıfır olarak hesaplanacak, sadece limitsel sonsuz ile sıfırın çarpımına dayanan δ parametresi sıfırdan farklı olacaktır.

$$h(t) = \rho(1 - \cos\theta)\hat{e}_y \quad (18)$$

$$\delta(t) = \rho\sin\theta\hat{e}_x \quad (19)$$

Geometrik merkezin net sapması $U(t)$, Denklem 20'de olduğu gibi skaler hesaplanacaktır. Aşağıda verilen matematiksel ilişkiden çıkarılabileceği üzere, dönme kaynaklı sapma ne kadar düşseyde gerçekleşirse, üçgen eşitsizliğinden dolayı, geometrik merkez nihayetinde o kadar az sapacaktır.

$$U(t) = \sqrt{h_i(t)^2 + (x_i(t) + \delta_i(t))^2} \quad (20)$$

Tanımlanmış hareket parametreleri yerlerine koyulduğunda, pervane yerleşim açısının da bir değişkeni olduğu geometrik merkez sapma fonksiyonu Denklem 21'de çıkarılmıştır.

$$U(\tau, t) = \sqrt{\left(\frac{L}{2}\tan\tau(1 - \cos\theta)\right)^2 + \left(\frac{F}{2m}t^2 + \frac{L}{2}\tan\tau\sin\theta\right)^2} \quad (21)$$

3. Araştırma Sonuçları ve Tartışma

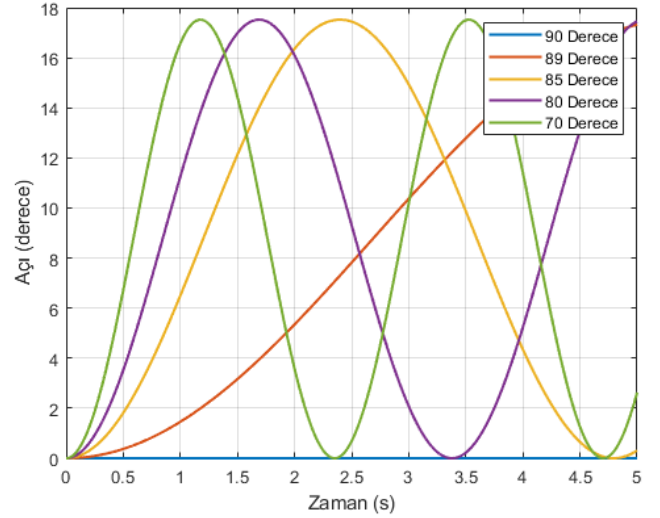
3.1. Küçük Açı Varsayımının Teyit Edilmesi

Pervane yerleşim açısının geometrik merkezin sapması üzerine etkisinin gösterilebilmesi için 90, 89, 85, 80 ve 70 derecelik pervane yerleşim açıları (τ) işlenmiştir. Tanımlanması gereken diğer parametrelerle bu açılar, Tablo 3'te gösterilmiştir.

Tablo 3. MATLAB Simülasyon parametreleri (Table 3. MATLAB Simulation Parameters)

Parametre	Değer
F	5 N
m_{DKIHA}	2 kg
L	1 m
τ	90-89-85-80-70 derece
Süre	5 s

Her beş pervane yerleşim açısı τ (tau) için "teta (θ) – Zaman" grafikleri çizdirilmiştir (Şekil 9).



Şekil 9. Beş pervane yerleşim açısına denk gelen teta açılarının zaman grafikleri (Figure 9. Time plots of theta angles corresponding to five different propellers placement angles)

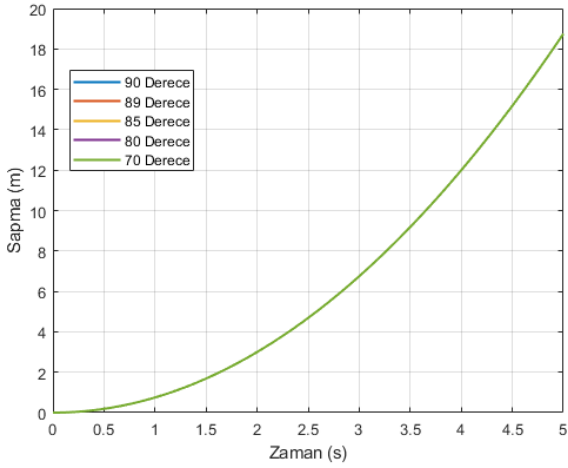
Teta açılarının pervane yerleşim açısı düştükçe daha yüksek frekanslarla salınım yaptığı ve hepsinin en çok, 20 dereceden küçük bir açiya ulaştığı görülmüştür.

$$\frac{\pi - \sin\frac{\pi}{9}}{\sin\frac{\pi}{9}} * 100 = \%2.06 \quad (22)$$

Denklem 22'de gösterildiği üzere, %2.06 hata üst limiti ile küçük açı varsayımı tutarlıdır. Öte taraftan, sonsuz yarıçaplı salınıma sahip 90 derecelik yerleşimde açı kazanılmadığı ancak 1 derecelik eğimde dahi sistemin salınıma başladığı anlaşılmıştır. Her ne kadar salınımların genlikleri aynı olsa da periyotlarının farklı olması, bu salınımların geometrik merkezin net sapmasına farklı etki etmesine sebebiyet vermiştir.

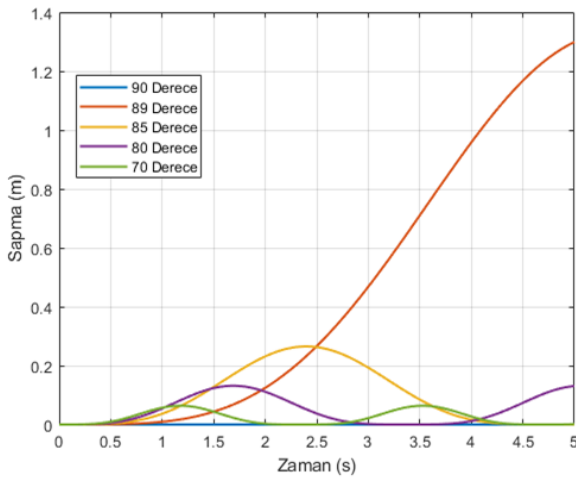
3.2. Sapma Grafikleri

Öteleme hareketinde, farklı eğim açıları için çakışık grafikler elde edilmiştir (Şekil 10). Bu hareket parametresinde, salınım açısının değişken olarak formüle girmemesi grafikte verilen sonucu doğurmuştur. Öyle ki çizilen grafik, harici kuvvetin eşit kütleli rijit gövdeleri zamana göre eşit ötelemesini yansıtmaktadır. Farklı diedral açılarındaki sistemlerin geometrik merkezlerinin net sapmalarının farklı olması tamamen dış merkez etrafında gerçekleştirilen salınımların farklı tavırlarda olması sebebiyledir, öteleme kanalı bu bağlamda etkisizdir.



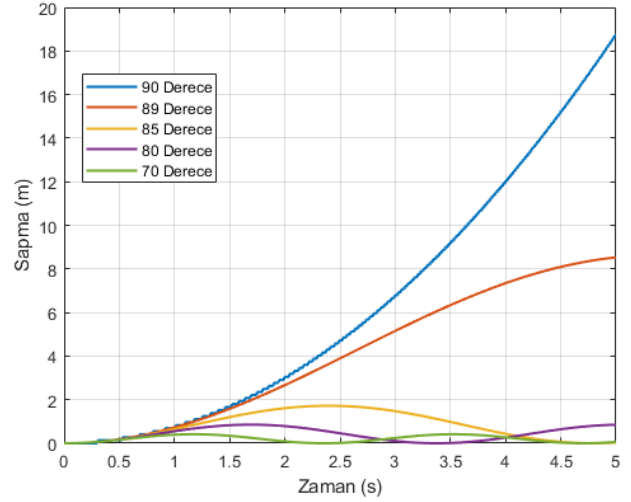
Şekil 10. Beş pervane yerleşim açısına denk gelen öteleme sapma zaman grafiği (Figure 10. Translational deviation time graph corresponding to five propeller placement angles)

Şekil 11’de dönme kaynaklı düşey sapma grafikleri gösterilmiştir. Buna göre 90 derecelik pervane yerleşiminde dönme hareketi açısal değişime sebep vermediği için yükselme de olmayacaktır. Bir diğer deyişle, bu pervane konfigürasyonunda öteleme ve dönme hareketlerinin sapma doğrultuları çakışıktır. Sonsuz yarıçaplı salınımda sonsuz yer değiştirme fiziksel olarak mümkün olmadığı için düşey pozisyon değiştirilememiştir. Pervane eğim açısı düştükçe de teta açısının salınım genliği aynı kalırken rho mesafesinin düşmesi, dönme ile alınan düşey mesafenin azalmasını sağlamıştır.



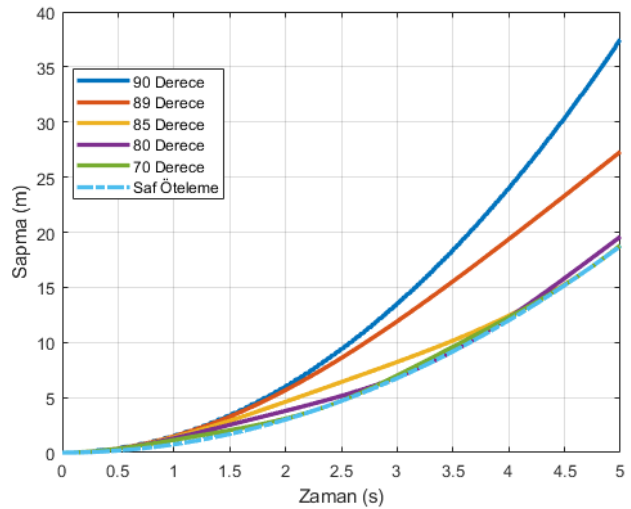
Şekil 11. Beş pervane yerleşim açısına denk gelen dönme kaynaklı düşey sapma zaman grafikleri (Figure 11. Vertical deviation time graphs due to rotation corresponding to five propeller placement angles)

90 derecelik pervane yerleşim senaryosunda, dönme sebebiyle hareketin sapması tamamen yatay doğrultuda olmuştur (Şekil 12). Öteleme hareketiyle eşleşecek bu sapmanın geometrik merkezi en çok saptıracak pervane yerleşimi olduğu Şekil 13’te de gösterilmiştir. Pervane yerleşim açısının düşmesiyle dış merkezin yarıçapı düşmüş ve sapmalar azalan açılarla orantılı olarak azalmıştır. 5 derecelik eğimden sonra sapmalardaki azalmaların şiddetini kaybettiği de görülmüştür.



Şekil 12. Beş pervane yerleşim açısına denk gelen dönme kaynaklı yatay sapma zaman grafikleri (Figure 12. Rotation induced horizontal deviation time graphs corresponding to five propeller placement angle)

90 derecelik pervane yerleşim senaryosunda, dönme sebebiyle hareketin sapması ile öteleme hareketi sapmasının tamamen aynı doğrultuda olması, geometrik merkezin en çok bu kurguda yer değiştirmesine sebep olmuştur (Şekil 13). 90 dereceden küçük pervane yerleşim açılarındaki dönme hareketi sonucu oluşan sapmaların bir kısmının öteleme hareketiyle oluşan sapmaya dik olması geometrik merkezin sapmasını orantılı olarak azaltmıştır. Yine, 5 dereceden sonra kazanılan pozisyon tutarlılığının önceki kazançlara göre çok azaldığı grafikte görülmüştür.



Şekil 13. Beş pervane yerleşim açısına denk gelen geometrik merkez net sapma zaman grafikleri (Figure 13. Geometric center net deviation time graphs corresponding to five propeller placement angles)

Tanımlı pervane yerleşim açıları ve platform parametreleriyle, geometrik merkezlerin sade ötelemeye göre kaç kat saptıklarının oranları Tablo 4'te, sunulmuştur. Bu oranlara göre, askıda kalma direngenliği, itki kaybını en aza indirmek şartıyla, 85 derecede optimum değerini bulmuştur. Simülasyon süresi düşüldükçe pervane yerleşim açısının azalmasında fayda olduğu da bu müdahale ile itkide ciddi kayıplar yaşanacağı da bir gerçektir. O halde, dış bozucuların değişken şiddetine göre diedral açısı anlık belirlenebilen itki elemanlarına sahip platformlar ciddi avantajlara sahip olacaktır.

Tablo 4. Geometrik merkez sapmalarının saf öteleme sapmasına göre katları (Table 4. Multiples of geometric center deviations relative to pure translational deviation)

Geometrik Merkez	Görelî Sapma Katı
U_{90}	1.995
U_{89}	1.455
U_{85}	1.045
U_{80}	1.003
U_{70}	1.001

Espinoza ve çalışma arkadaşları [7]; 0, 5 ve 10 derecelik diedral açılarıyla deneysel stabilite testleri gerçekleştirmiştir. Dihedral açısı arttıkça geometrik merkezin, havada askıda kalma anında, saptasının azaldığı ancak bu azalma oranının en çok 5 derecede gerçekleştiği ölçülmüştür. Bu bulgu, Tablo 4 ile büyük uyum içerisindedir. Efraim ve çalışma arkadaşlarının [8] bir başarı yüzdesi belirtmeden pervanelerin eğimli yerleştirilmesini sistem kararlılığı yönünden başarılı bulması da burada ulaşılan sonuçlarla uzlaşır içerisindedir.

4. Sonuç

Döner kanatlı İHA'lara etkiyen bozucu dış kuvvetlerin sistemi ötelemesi ile dış bir merkez etrafında döndürmesinin pervane yerleşim açısı ile ilişkisi incelenmiştir. Öteleme hareketi için pervane yerleşim açısının bir değişken olmadığı anlaşılmış ancak dönme hareketi için bu açının önemli etkilerinin olduğu görülmüştür. 90 derecelik pervane yerleşimlerinde, diğer yerleşimlerin aksine, dönme sebepli geometrik merkez sapması ile öteleme sebepli geometrik merkez sapması aynı yönde olmuştur. Bu eşleşme, pervaneleri 90 dereceyle yerleştirilmiş dokuçukları dış bozuculara karşı en savunmasız sistemler haline getirmiştir. 89, 85, 80 ve 70 derecelik pervane yerleşimlerinde dış merkez etrafında yapılan salınım açılarının, hep aynı üst açı sınırı ile sıfır arasında farklı periyotlar da olduğu görülmüştür. Platformun dış merkez etrafında dönmesi esnasında ağırlıkların pozisyona bağlı ters moment üretmesi tarif edilen salınımına neden olmuştur. Tarif edilen üst açı sınırının sadece platform ağırlığı ve dış kuvvet oranına bağlı olmasından dolayı da aynı çıktığı açıktır. Dış merkez yarıçapının pervane yerleşim açısıyla değişmesinden dolayı da açı üst limitine farklı zamanlarda ulaşılması, salınımların periyotlarını da farklılaştırmıştır. Buna göre, azalan pervane yerleşim açılarıyla orantılı azalan dönme kaynaklı sapmalar, bu açı azalımı devam ettikçe, dönme merkezi ile dış kuvvet aynı düşeye geldiğinde, sıfırlanacak ve geometrik merkezin sapması sadece öteleme sebepli olacaktır. Tüm sapma eğrilerinin öteleme eğrisine yakınsaması da bu nedenledir. Ne var

ki, pervaneleri 75 derece gibi açı değerlerinin altında yerleştirmek ciddi itki kayıplarına sebebiyet verecektir. O halde itkinin ve sapmaya karşı direngenliğin birlikte en yüksek olduğu optimum yerleşim açısı seçilmelidir. Grafiklerin incelenmesi sonucunda bu kritik pervane yerleşim açısının 85 derece olduğu görülmüştür. Gelecek çalışmalara temel olması adına da içe eğimli pervanelerin, rijit cisim dönüşünü kolaylaştırdığının görülmesi, bu teknik kullanılarak manevra kabiliyetlerinin artırılıp kontrol yükünün düşürebileceği fikrini doğurmuştur.

5. Teşekkür

Bu çalışmadaki birinci yazar; Türkiye Bilimsel ve Teknolojik Araştırma Kurumunun "Uçan Robotlar İçin Radar Destekli Veri Toplama ve Haritalama" başlıklı, 119E203 numaralı projesinden ve Boğaziçi Üniversitesi araştırma fonu tarafından desteklenen "Radarlar ve Hassas Yükler İçin Ağır Yük İHA Tasarım ve Prototipleme" başlıklı, 19002 numaralı projesinden destek almıştır.

Kaynakça

- [1] Salazar, S., Romero, H., Lozano, R., Castillo, P. (2009). Modeling and Real-Time Stabilization of an Aircraft Having Eight Rotors. *J Intell Robot Syst*, (54), 455–470.
- [2] Rajappa, S., Ryll, M., Bülthoff H., Franchi, A. (2015). Modeling, Control and Design Optimization for a Fully-actuated Hexarotor Aerial Vehicle with Tilted Propellers. 2015 IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA), 4006-4013.
- [3] (2022, May 13). Retrieved from <https://www.dji.com/dji-fpv/specs>
- [4] Holda, C., Ghalamchi, B., Mueller, M. (2018). Tilting Multicopter Rotors for Increased Power Efficiency and Yaw Authority. 2018 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS), 143-148.
- [5] Kose, O., Oktay, T. (2021). Hexarotor Longitudinal Flight Control with Deep Neural Network, PID Algorithm, and Morphing. *Avrupa Bilim ve Teknoloji Dergisi*, (27), 115-124.
- [6] Gudmundsson, S. (2013). *General Aviation Aircraft Design*. Butterworth-Heinemann, 1-32.
- [7] Albert, A., Katherine, V. (2020). The Effects of UAV Quadcopter Propeller Tilt Angle on Flight Stability. 18th LACCEI International Multi-Conference for Engineering.
- [8] Efraim, H., Shapiro, A., Weiss, G. (2015). Quadrotor with a Dihedral Angle: on the Effects of Tilting the Rotors Inwards. *J Intell Robot Syst*, (80), 313–324.
- [9] Diogenes, B., Davi, S. (2016). Modeling, Design, and Simulation of a Quadrotor with Tilting Rotors Actuated by a Memory Shape Wire. *National Congress of Mechanical Engineering, (CONEM)*.
- [10] Taner, M., Chingiz, H. (2014). Flight Tests, Data Collection, System Identification, Performance Analysis of Multicopter Vehicle. 6th International Conference on Electronics, Computers and Artificial Intelligence (ECAI), 19-26.
- [11] Dongjie, S., Xunhua, D., Quan, Q., Xiaowei, Z. (2017). A Practical Performance Evaluation Method for Electric Multicopters. *IEEE/ASME Transactions on Mechatronics*, (22/3), 1337-1348.
- [12] Franck, C., Kelly, C., Manish, K., (2020). Multi-rotor Platform Based UAV Systems. *ISTE*, 45-62.

- [13] Xu, H., Yang, Z., Lu, K., Zhang, Q. (2020). Control of a Tilting Hexacopter under Wind Disturbance. *Mathematical Problems in Engineering*, IF1.43.
- [14] Verbeke, J., Hulens, D., Ramon, H., Goedemé, T., De Schutter, J. (2014). The Design and Construction of a High Endurance Hexacopter Suited for Narrow Corridors. *2014 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS)*, 543-551.
- [15] Martini, D., Gramazio, G., Bertini, A., Rottenbacher, C. (2017). Design and Modeling of a Quadcopter with Double Axis Tilting Rotors. *Unmanned Systems*, (5), 1-12.
- [16] Mostafa M., Adil S., Medromi, H. (2015). Dynamic Modeling and Control of a HexaRotor using Linear and Nonlinear Methods. *International Journal of Applied Information Systems*, (9), 9-17.
- [17] Kim, J., Kang, M., Park, S. (2010). Accurate Modeling and Robust Hovering Control for a Quad-Rotor VTOL Aircraft. *J Intell Robot Syst*, (57), 9.
- [18] Rached D., Ahmad H. (2013). Dynamic Modelling of Differential-Drive Mobile Robots Using Lagrange and Newton-Euler Methodologies: A Unified Framework. *Advances in Robotics & Automation*, 2.
- [19] Ruihang, J., Ma, J., Shuzhi G. (2020). Modeling and Control of a Tilting Quadcopter. *IEEE Transactions and Aerospace and Electronic Systems*, (56/4), 2823-2834.
- [20] Kose O., Oktay T. (2021). Combined Quadrotor Autopilot System and Differential Morphing System Design. *Journal of Aviation*, (5/2), 64–71.
- [21] Kose O., Oktay T. (2020). Simultaneous Quadrotor Autopilot System and Collective Morphing System Design. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, (92/7), 1093–1100.