

## KUYRUK ROTORU ARIZALI OLAN BİR HELİKOPTERİN UÇUŞ YÖRÜNGESİNİN HESAPLAMASI

Yusuf Onur Arslan<sup>1</sup> ve İlğaz Doğa Okcu<sup>2</sup>  
Türk Havacılık ve Uzay Sanayii, Ankara

İlkay Yavrucuk<sup>3</sup>  
Orta Doğu Teknik Üniversitesi, Ankara

### ÖZET

*Kuyruk rotor arızası helikopterler için yaygın ve tehlikeli bir durumdur. Kuyruk rotor arızası durumunda, helikopteri kontrol etmek ve belirli bir iniş noktasına yönlendirmek oldukça güçtür. Bu çalışmanın amacı, kuyruk rotoru arızalı olan bir helikopteri belirli bir iniş noktasına yönlendirecek en iyi uçuş yörüngesini bulmaktır. FLIGHTLAB yazılımı içerisindeki hazır modelin kuyruk rotoru arızası anahtarı açılarak arızalı model oluşturulmuştur. Böylece, kuyruk rotorunun ürettiği kuvvet ve moment sıfırlanmıştır. Modele göre helikopter, arıza durumunda, yüksek hızlarda seviye uçuşu yapabiliyorken; düşük hızlarda helikopterin otorotasyon yapması gerekmektedir. Aksi durumda, fazla torkun dengelenememesi sebebiyle, helikopter dikey ekseninde dönecektir. Bu çalışma, helikopteri otorotasyondan seviye uçuşuna ve seviye uçuşunda da belirli bir konuma getirecek en iyi uçuş yolunu bulmaya odaklanmıştır. Belirlenen konumun, helikopterin otorotasyon yaparak inebileceği bir nokta olduğu varsayılmıştır. Uçuş yolunu hesaplama işlemi MATLAB ortamında, bir açık-kaynak yazılımı olan OptimTraj ile icra edilmiştir. Sistem dinamiği için, hazır modelin 80 knot seviye uçuşu, 20 derece sağa ve sola yatarak dönüş ve 40 ile 60 knotlardaki otorotasyon koşullarında doğrusallaştırılmasıyla elde edilen modeller kullanılmıştır. Uçuş yörüngeleri farklı senaryolar için hesaplanmıştır.*

### GİRİŞ

Kuyruk rotoru, ana rotorun dönmesinden kaynaklı olarak gereken karşı torku sağlamaktadır. Kuyruk rotorunun kollektifi değiştirilerek karşı tork ayarlanabilir. Böylece, helikopterin baş açısı kontrol edilebilir. Mekanik ya da yapısal bir arıza durumunda veya dinamik bir olgu olan “kuyruk rotoru veriminin kaybı” durumunda, yönelim kontrolü kaybedilebilir. Tüm bu ihtimaller, bu bildiride kuyruk rotor arızası, kısaca KRA, adı altında incelenecektir. 1963 ve 1997 yılları arasında, sivil taşımacılıkta kullanılan helikopterlerde KRA kaynaklı 470 kaza kaydedilmiştir[Harris, Kasper ve Iseler, 2000]. Federal Havacılık İdaresi (FAA)’nin kayıtlarına göre KRA, 1996 ve 2007 yılları arasında yaşanan ölümcül helikopter kazalarının sebepleri arasında üçüncü sıradadır[Garcia ve Brown, 2011].

KRA yaşandığında, acil durum prosedürü otorotasyona girmek ve helikopteri mümkün olduğunca kısa bir sürede güvenli bir alana indirmektir. Otorotasyon koşulunda helikopterin uçuş yolunu bulmak için yapılan çalışmalar mevcuttur. Bir çalışmada, pilot ile uçularak belirlenen en iyi otorotasyon yörüngesini takip eden bir kontrolcü geliştirilmiştir[Abbeel, Coates, Hunter ve Ng, 2008]. Bir AHS bildirisinde, otorotasyon yörüngesi üretilmesi ve takipçi kontrolcünün tasarlanması sunulmuştur[Yomchinda, Horn ve Langelaan, 2012]. Başka bir çalışma, bir model helikopterin otorotasyonu için yörünge planlama ve yörünge takibi gerçekleştirmiştir[Taamallah, Bombois ve

<sup>1</sup> Tasarım Mühendisi, E-posta: yusufonur.arslan@tai.com.tr

<sup>2</sup> Uzman Mühendis, E-posta: iokcu@tai.com.tr

<sup>3</sup> Doç. Dr., Havacılık ve Uzay Müh. Böl., E-posta: yavrucuk@metu.edu.tr

Van den Hof, 2017]. Bir makalede doğrusal ikinci dereceden kontrol yöntemini kullanarak otorotasyon uçuş yolunun bulunması anlatılmıştır[Bibik ve Narkiewicz, 2012]. Ancak, bu çalışmada, KRA meydana geldiğinde, uygun iniş sahası olmaması sebebiyle pilotun otorotasyon gerçekleştiremeyeceği varsayılmıştır. Bu olay, dikey kuyruğun yeterli karşı torku üretebildiği yüksek hızlı durumlar ve yeterli karşı torkun üretilmediği düşük hızlı durumlar olmak üzere iki olasılık altında incelenmiştir. Yeterli karşı torkun üretilmediği yüksek hızlarda, helikopter irtifa kaybetmeden uçabilir. Ancak, dikeyin kuyruğun gerekli momenti üretebilmesi için kayma açısı normalden çok daha fazla olacaktır. Pedal kontrolü olmamasına rağmen, yönelimsel kontrol yanal saykılık ile girişik dinamikler sebebiyle sağlanabilir. Bu sayede helikopter istenilen noktaya başarıyla ulaşabilir. Düşük hızlarda, KRA durumu için iki seçenek söz konusudur: gerekli karşı torku sifıra indirmek için pilot otorotasyona girer ve seviye uçuşu için gereken ileri hıza ulaşır veya otorotasyona girmediği için helikopter dikey ekseninde döner. Bu çalışma kendi eksenini etrafında döndüğü durumu kapsamamaktadır. Öte yandan, seviye uçuşu yapılabilen kritik hıza ulaşana kadar otorotasyon seçeneği, helikopteri seviye uçuşu durumunda belirli bir noktaya getirme senaryosu ile aynı şekilde ele alınmıştır. İki senaryo da, temelde, helikopteri bir başlangıç durumundan başka bir duruma taşıyan, tanımlanan maliyeti düşürerek ve kısıtlamalara uyarak çözülen birer yörünge bulma problemidir.

Otorotasyon koşulundan ayrı olarak, yörünge bulma problemleri, helikopterlerin gemiye inişi[Zhao, Krishnamurthi, Mishra ve Gandhi, 2018; Hu, Wu, Xu ve Sun, 2018] ve yük taşınması[la Cour-Harbo, ve Bisgaard, 2009] için en iyi uçuş yolunu hesaplamada çalışılmıştır. Aynı problem birçok hava ve uzay aracında da ele alınmıştır[Hehn ve andrea, 2011; Patel ve Goulart, 2011; Açıkmeşe, Aung, Casoliva, Mohan, Johnson, Scharf, Masten, Scotkin, Wolf ve Regehr, 2013]. Hava aracı dinamikleri ve patika kısıtlamaları doğrusal olmayan terimler ve yüksek sayıda durum değişkenleri içerdiği için, bu optimizasyon problemleri analitik olarak çözülememektedir. Bu nedenle, birçok nümerik yöntem geliştirilmiştir[Betts, 1998].

Bu çalışmada, optimizasyon problemini çözmek için, bir açık-kaynak yazılımı olan OptimTraj'dan faydalanılmıştır. OptimTraj kullanımı çok kolaydır ve bir optimizasyon problemi direkt kolokasyon yöntemi ile, amaç fonksiyonu, sistem dinamikleri, patika ve sınır kısıtlamalarının tanımlanmasıyla çözülebilir[Kelly, 2017]. Hesaplama süresini azaltabilmek için, bu çalışma, helikopterin, denge noktasının komşuluğunda olduğunu varsayarak, doğrusal modellerden faydalanmıştır. Doğrusal helikopter modelleri, FLIGHTLAB içerisindeki hazır modelin 80 knot seviye uçuşu, 20 derece sağa ve sola yatarak dönüş ve 40 ile 60 knotlardaki otorotasyon koşullarında doğrusallaştırılmasıyla elde edilmiştir. Konvensiyonel pilot girdilerine ek olarak, ana rotor hızının türevi kontrollere dâhil edilmiştir. Böylece, baş açısı kontrolü artırılmıştır. OptimTraj'a farklı amaç ve kısıtlama fonksiyonları tanıtarak, farklı senaryolar için sonuçlar elde edilmiş ve sunulmuştur.

## Helikopter Modeli

Bu çalışmada, denge konumu ve doğrusal helikopter dinamiklerini üretmek için FLIGHTLAB içerisindeki hazır modelden yararlanılmıştır. Bu hazır model, Sikorsky UH-60A Black Hawk helikopterini temsil eden doğrusal olmayan bir modeldir. Modeli sadeleştirmek ve sadece açık-döngü sisteme odaklanabilmek için yatay kuyruk kontrolcüsü, otopilot ve yunuslama bayas kontrolcüsü kapatılmış ve pilot kontrollerinin mekanik karıştırıcısı var olan modelden atılmıştır. Kuyruk rotor arızası, hazır modeldeki bir anahtar yardımı ile dâhil edilmiş ve kuyruk rotorunun ürettiği tüm kuvvet ve momentler yok edilmiştir. Böylece, arızalı model, gelecek analizler için hazır duruma gelmiştir.

Doğrusal sistem modellerini yaratmadan önce, ilk başta, helikopterin sapmadan uçabileceği en düşük hızı belirleyebilmek için seviye uçuşu denge analizleri gerçekleştirilmiştir. Helikopter, 80 knot ve üstü hızlarda yana kayma açısı eşliğinde seviye uçuşunda dengelenebilmiştir. Bu hızlarda dikey kuyruk yeterli karşı torku sağlamaktadır ve hız arttıkça gereken yana kayma açısı da azalmaktadır.

UH-60A helikopteri için tavsiye edilen otorotasyon hızı 80 knot olduğu için[Shinseki ve Hudson, 1996] ve 80 knot seviye uçuşundan yine 80 knot otorotasyon uçuşuna geçiş yapmak makul olduğu için, seviye uçuşu koşulundaki doğrusallaştırma bu hızda yapılmıştır. Çalışmanın amaçlarından biri, helikopteri belirli bir konuma getirmektir. Helikopterin belirlenen konuma gelebilmesi için dönüş

manevraları yapması beklenmektedir. Bu nedenle 80 knotta 20 derecelik sağa ve sola yatarak dönüş durumları doğrusal modellere dâhil edilmiştir.

Daha önce de bahsedildiği üzere, otorotasyon ve dikey ekseninde dönme, 80 knot altındaki hızlarda var olan iki ihtimaldir. Bu çalışmada, helikopteri otorotasyon koşulundan seviye uçuşu koşuluna getiren yörünge de incelenmiştir. Bunun için 40 ve 60 kntlardaki otorotasyon modelleri oluşturulmuş ve doğrusal modeller listesine eklenmiştir.

Doğrusal model için, durum değişkenleri ve kontroller şu şekildedir,

$$x = [\Omega \ \phi \ \theta \ u \ v \ w \ p \ q \ r]^T \quad (1)$$

$$u = [\delta_{kol} \ \delta_{boy} \ \delta_{yan} \ \delta_{ped} \ \dot{\Omega}]^T \quad (2)$$

Not edilmelidir ki KRA durumunda pedal kontrolünün bir etkisi bulunmamaktadır. Bu nedenle, helikopterin yön kontrolünü arttırabilmek amacıyla, ana rotor hızının türevi kontrollere ve ana rotor hızı durum değişkenlerine dâhil edilmiştir.

### YÖNTEM

Helikopterin yörünge optimizasyonunu analitik olarak çözmek oldukça zordur. Helikopterin karmaşık karakterinin iyi temsil edilebilmesi için, sistem dinamiği doğrusal olmayan terimler ve birçok durum değişkeni içermektedir. Bu nedenle karmaşık optimizasyon problemlerini çözebilmek için nümerik yöntemler geliştirilmiştir. Direkt kolokasyon, yörünge optimizasyonu problemlerini çözmek için geliştirilen nümerik yöntemlerden biridir.

Yörünge optimizasyonunun genel formülü şu şekilde gösterilebilir,

$$\min_{t_0, t_F, x(t), u(t)} J_B(t_0, t_F, x(t_0), x(t_F)) + \int_{t_0}^{t_F} J_P(\tau, x(\tau), u(\tau)) d\tau \quad (3)$$

Sistem dinamikleri,

$$\dot{x} = f(t, x(t), u(t)) \quad (4)$$

Sınır kısıtlamaları,

$$C_B(t_0, t_F, x(t_0), x(t_F)) \leq 0 \quad (5)$$

Patika kısıtlamaları,

$$C_P(t, x(t), u(t)) \leq 0 \quad (6)$$

Durum değişkenleri, kontroller ve zamandaki sınırlamalar,

$$\begin{aligned} x_l &\leq x(t) \leq x_u \\ u_l &\leq u(t) \leq u_u \\ t_l &\leq t_0 < t_F \leq t_u \end{aligned} \quad (7)$$

Amaç fonksiyonundaki Lagrange teriminin ayrıştırılması ve sistem dinamiklerinin uyumunu belirten kusur teriminin hesabı için Trapezoidal yöntem seçilmiştir.

$$\int_{t_0}^{t_F} J_P(\tau, x(\tau), u(\tau)) d\tau \approx \sum_{k=0}^{N-1} \frac{(J_{P_k} + J_{P_{k+1}})}{2} (t_{k+1} - t_k) \quad (8)$$

$$\zeta_k = x_{k+1} - x_k - \frac{(f_k + f_{k+1})}{2} (t_{k+1} - t_k) \quad (9)$$

Kolokasyon yöntemi, tanımlanan kısıtlamaları ve kusurları aşağıdaki şekilde toplamaktadır,

$$c(x) = [C_{B_0} \zeta_0 C_{P_0} \zeta_1 C_{P_1} \dots \zeta_N C_{P_N} C_{B_F}]^T \quad (10)$$

### Yörünge Optimizasyonu Aracı: OptimTraj

Endüstride optimizasyon problemlerini çözmek için kullanılan birçok ticari ya da açık-kaynak yazılım mevcuttur [Patterson ve Rao, 2014; Andersson, Gillis, Horn, Rawlings ve Diehl, 2019; Moore ve van den Bogert, 2018]. Bu çalışmada ise akademik amaçlı olarak bir açık-kaynak yörünge optimizasyonu aracı olan OptimTraj'dan yararlanılmıştır. OptimTraj bir MATLAB kütüphanesidir ve bir optimizasyon problemi kullanıcı tarafından kolaylıkla tanımlanabilir.

OptimTraj, kolokasyon izgara noktaları boyunca durum değişkenlerinin integralini alabilmek için sistem dinamiği denklemlerine ihtiyaç duymaktadır. Bu çalışmada, sistem dinamikleri, doğrusal modeller arasında geçiş yaparak sağlanmıştır. Her zaman adımında, bir önceki döngüde tahmin edilen durum değişkenlerinin denge noktasındaki değerlerine olan uzaklığı hesaplanmıştır ve doğrusal modeller arasında interpolasyon yapılarak geçerli sistem dinamiği bulunmuştur. Böylece, sistem dinamiği denklemlerinin geçerliliği genişletilmiştir.

OptimTraj'da durum değişkeni sınırlandırmaları tanımlanabilmektedir. Burada sınırlamalar denge noktası etrafındaki komşuluk dikkate alınarak senaryolara göre belirlenmiştir. Daha sık denge noktaları bulunarak komşuluk daraltılabilir ve model geçerliliği artırılabilir.

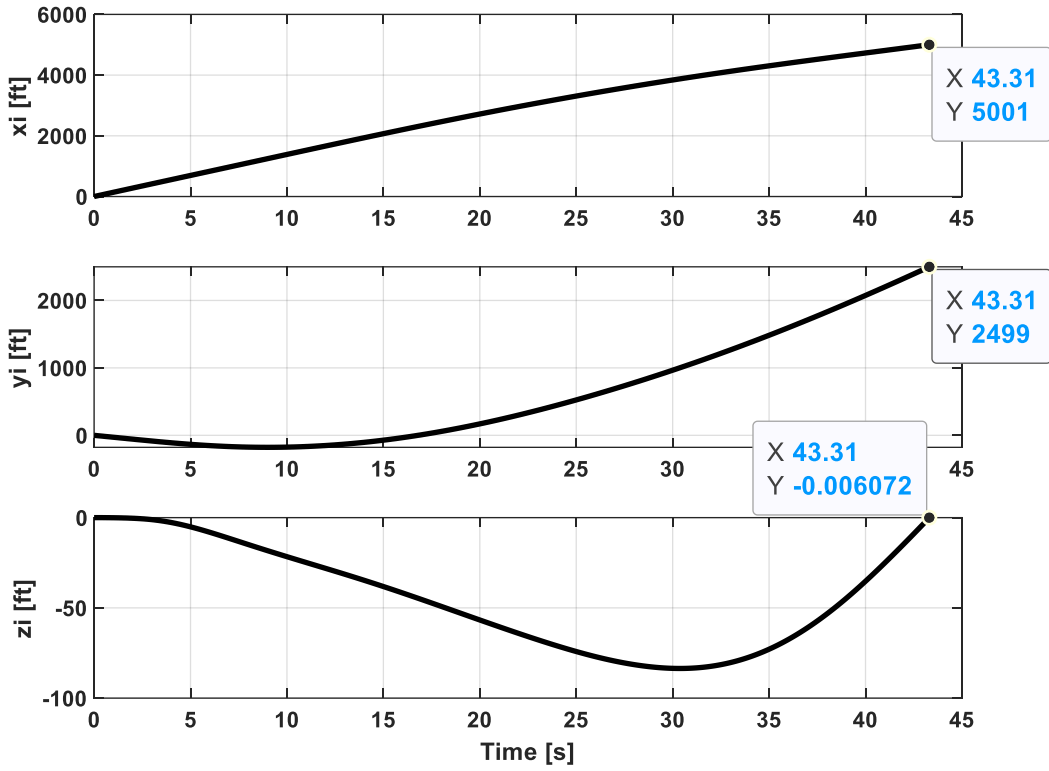
Helikopter konumu bu çalışmada durum değişkeni olarak dâhil edilmemiştir. İlk olarak, konum, katı beden denklemleri kullanılarak beden durum değişkenlerinden hesaplanmıştır. Sonra, helikopterin final konumunun amaçlanan konuma olan uzaklığı cezalandırılmıştır. Bu hesaplama OptimTraj'da kısıtlama olarak fonksiyon şeklinde tanıtılmıştır. Böylece, kabul edilebilir bir çözüm için, helikopterin son konumunun, belirlenen toleranslar çerçevesinde, istenilen nokta olması gerekmektedir.

Seviye uçuşu sırasında konum yönlendirmesi için, amaç fonksiyonu olarak en az kontrol harcaması uygulanmıştır çünkü helikopter bir arıza durumu koşulundadır ve fazla dürtmeler istenmemektedir. Otorotasyondan seviye uçuşuna geçiş için ise, en az çöküş yüksekliği amaç fonksiyonu olarak uygulanmıştır. Bu şekilde helikopterin KRA'dan sıyrılabileceği en düşük yerden yükseklik tahmin edilebilir.

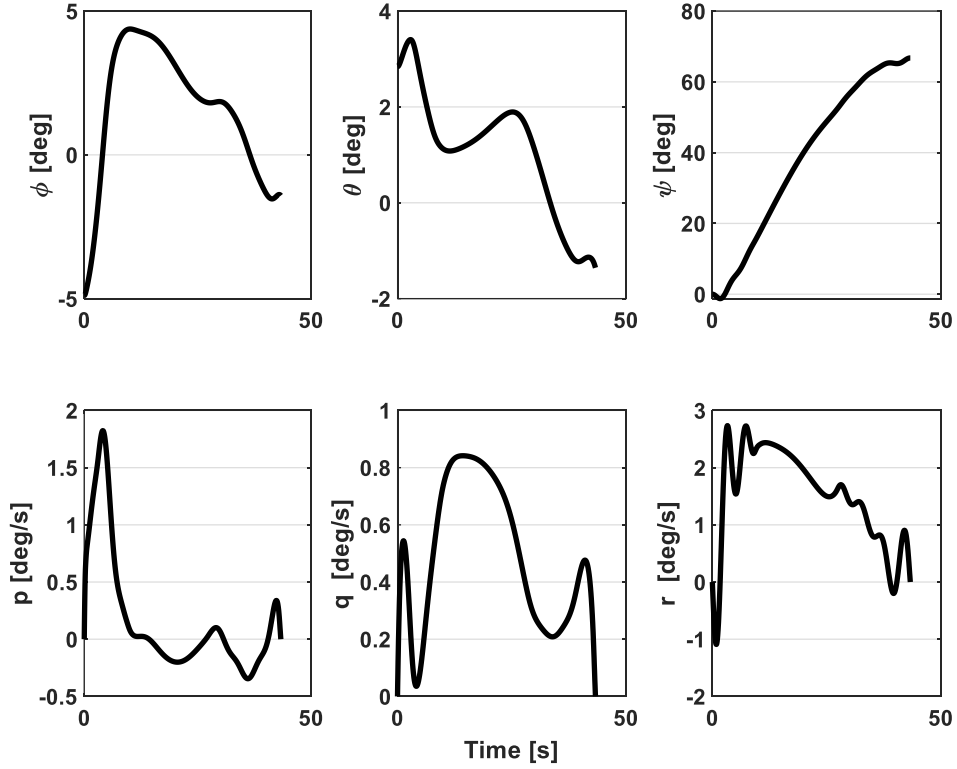
### UYGULAMALAR VE DEĞERLENDİRME

Ele alınan ilk durum, kontrol harcaması en aza indirilirken, helikopterin 80 knot seviye uçuşunda konum yönlendirmesidir. Bu senaryoda, sabit dünya koordinat sisteminde [5000, 2500, 0] ft olarak nihai konum belirtilmiştir. İstenilen konum sağa dönüş gerektirdiği için başlangıçta seviye uçuşu durumunda olan sistem, uçuş sırasında sağa dönüş modeline yaklaşmıştır.

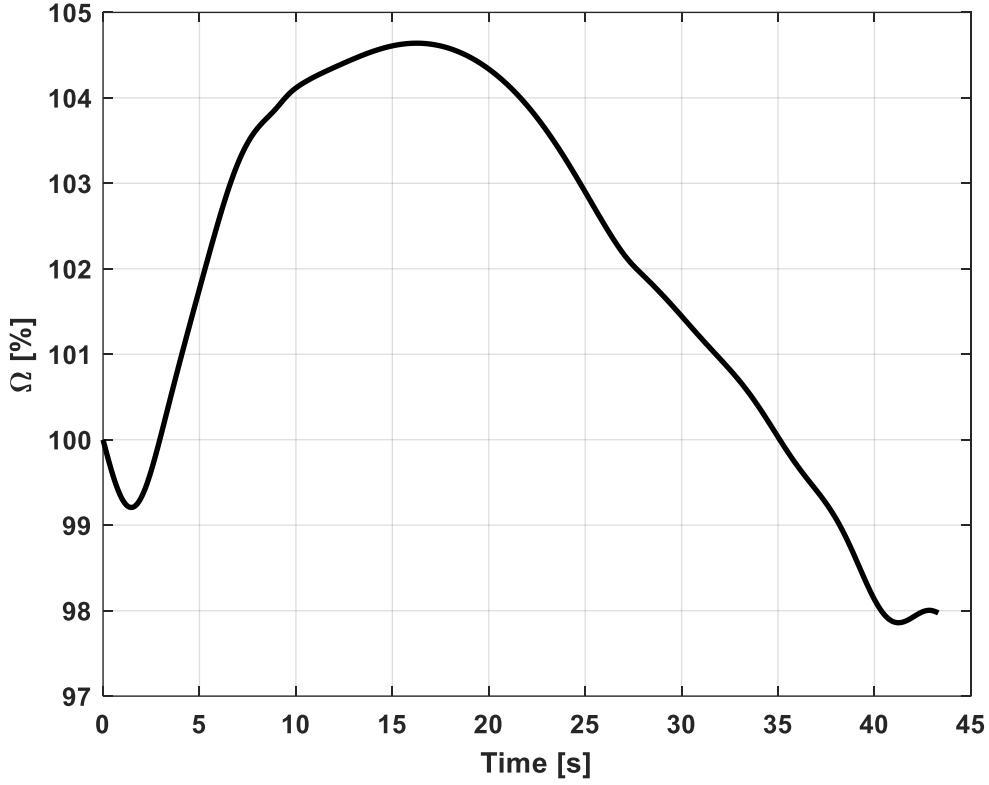
Başlangıç noktası orijin kabul edilerek, pozisyon yörüngesinin çözümü gösterilmiştir (Şekil 1). Şekil üzerinde son andaki değerlerin belirtildiği ve helikopterin istenilen noktaya çok yakın olduğu fark edilmelidir. Yörünge hemen başında helikopterin yuvarlanma hareketi yaptığını ve pozitif yuvarlanma açısında bir süre kaldığını görülmektedir (Şekil 2). Daha sonra tekrar negatif açıya gelmiş ve başlangıçtaki durum değişkenlerine yaklaşarak uçuş yolunu tamamlamıştır. Yörünge boyunca ana rotor hızı grafiği sunulmuştur (Şekil 3). İstenilen noktaya varabilmek için algoritmanın rotor hızını değiştirmeye ihtiyaç duyduğu söylenebilir. Son olarak, bu senaryo, en az kontrol harcaması probleminin çözümü olduğu için kontrol grafikleri de çizilmiştir (Şekil 4). Helikopterin bu denli az pilot girdisi ile istenilen noktaya varması ilginç bir sonuç olarak ortaya çıkmıştır.



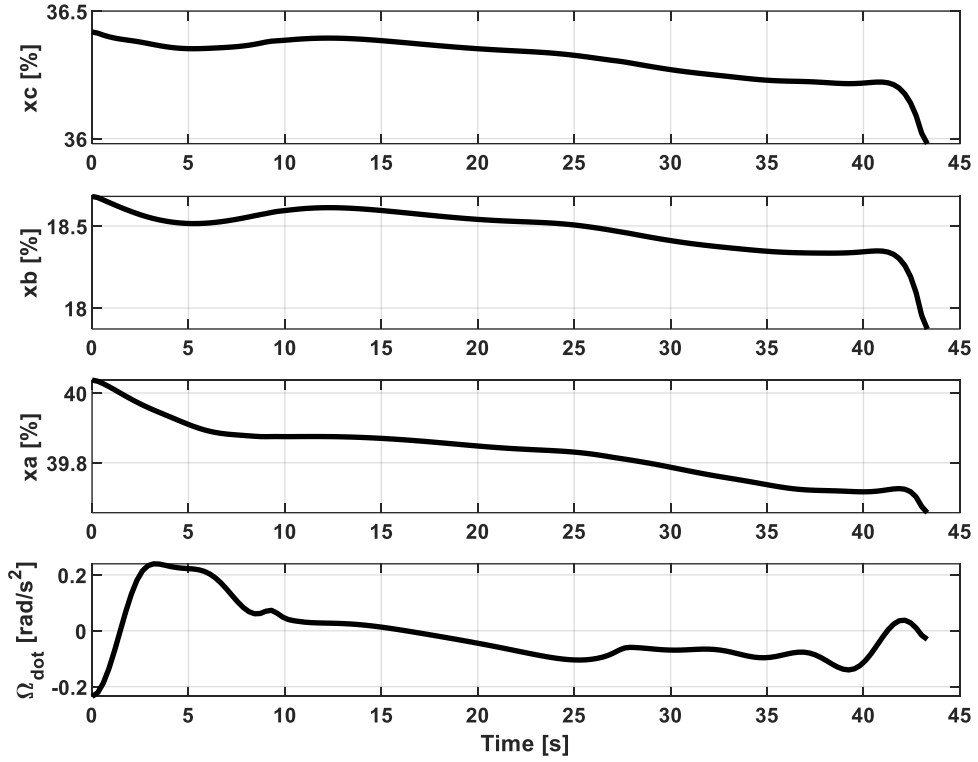
Şekil 1: Durum 1 – Sabit Dünya Koordinat Sistemindeki Pozisyon



Şekil 2: Durum 1 – Beden Açılıarı ve Beden Açısal Hızları



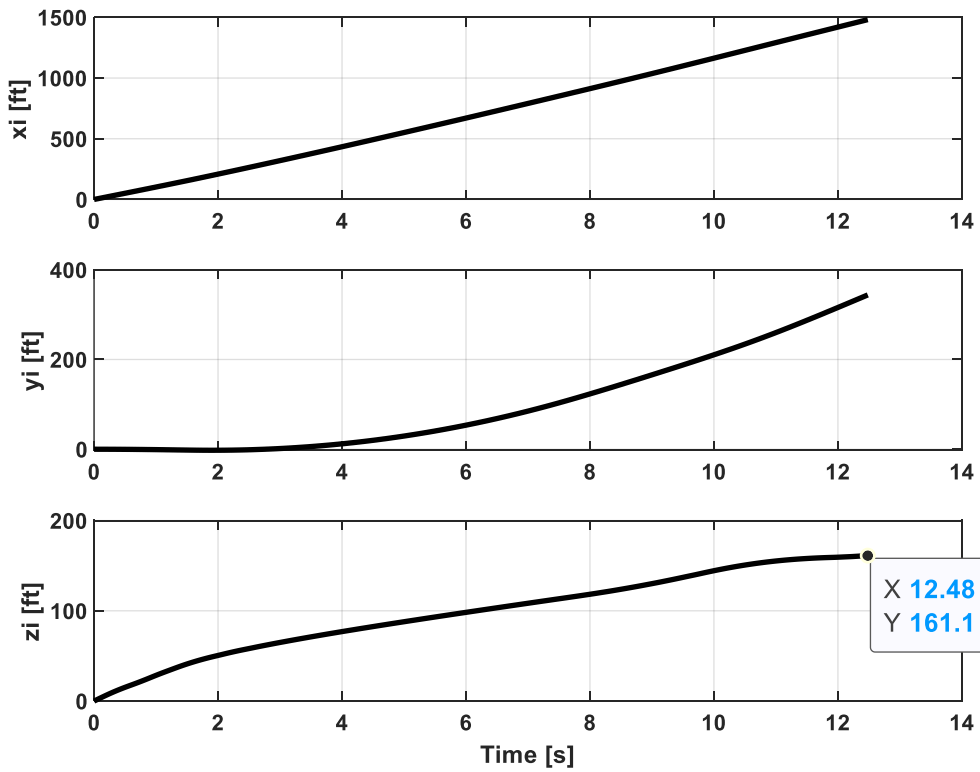
Şekil 3: Durum 1 – Ana Rotor Hızı



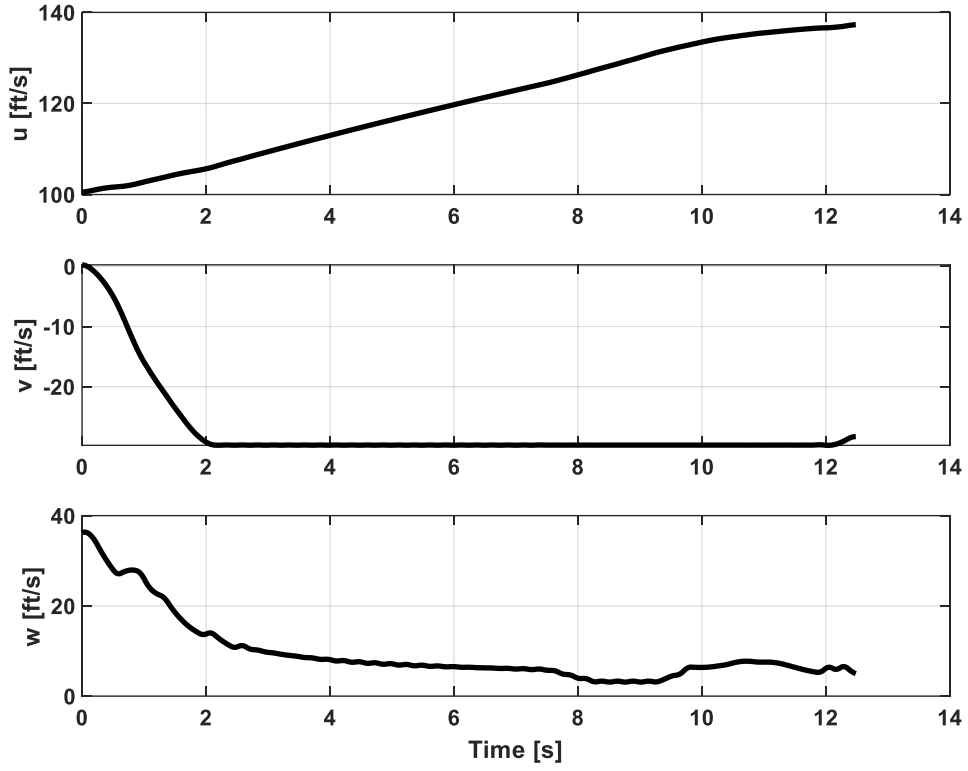
Şekil 4: Durum 1 – Kontrol Girdileri (Yukarıdan aşağıya: Kollektif, Boylamsal saykılık, Yanal Saykılık, Ana Rotor Hızının Türevi)

İkinci durumda ise, helikopter 60 knot otorotasyon koşulundan 80 knot seviye uçuşu koşuluna, çöküş yüksekliği en aza indirilerek getirilmiştir. Burada başlangıç durum değişkenlerinin değerleri otorotasyon denge noktasına aitken, sondaki durum değişkenlerinin değerleri seviye uçuşu denge noktasına aittir. Bu şekilde modelin, seviye uçuşu denge durumuna yaklaştığında, seviye uçuşu modeline geçiş yapması sağlanmıştır.

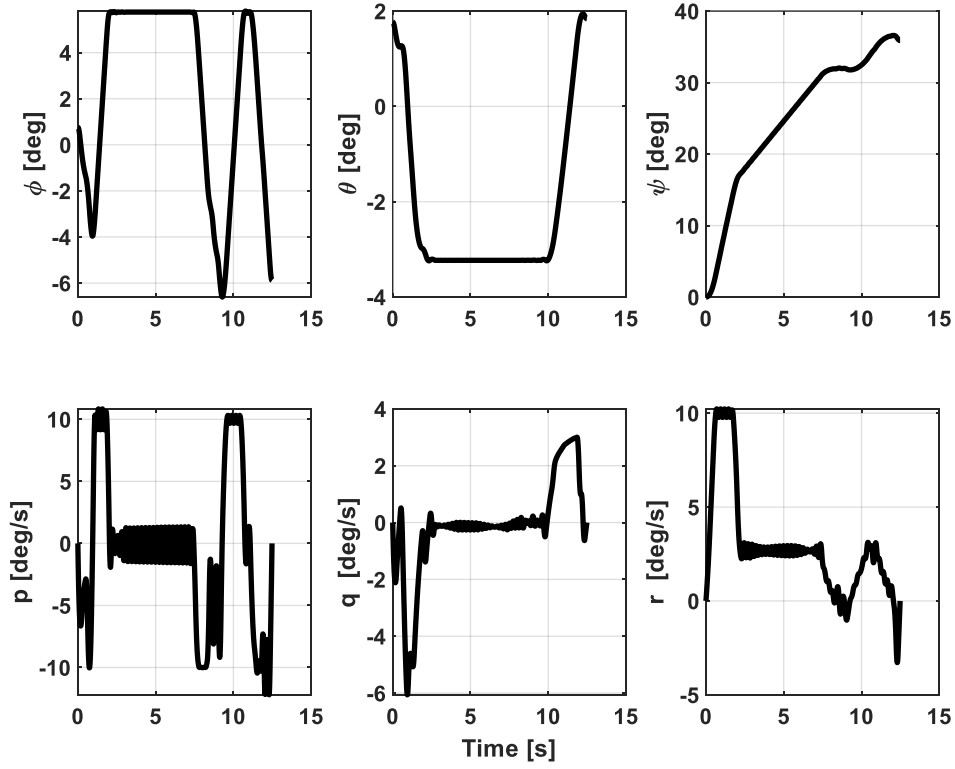
Bu durum için elde edilen helikopterin pozisyon yörüngesi gösterilmiştir; başlangıç noktası orijindedir (Şekil 5). Problemin, en az çöküş için çözüldüğü ve KRA durumunda 60 knot otorotasyonundan seviye uçuşuna geçiş için yaklaşık 160 ft kadar irtifa gerektiğine dikkat edilmelidir. Helikopterin hız (Şekil 6) ve beden açısı ile beden açısal hızları (Şekil 7) sunulmuştur. Fark edilmelidir ki manevra, helikopterin burnunun aşağı verilmesi ile başlatılmış ve ileri hız artışı sağlanmıştır. İleri hız arttıkça çöküş hızı azalmış ve helikopter, yana kayma açısı anlamı da ifade eden, yanıl hız elde etmiştir.



Şekil 5: Durum 2 – Sabit Dünya Koordinat Sistemindeki Pozisyon



Şekil 6: Durum 2 – Beden Hızları



Şekil 7: Durum 2 – Beden Açılı ve Beden Açıl Hızları



## SONUÇ

Bu çalışmada, KRA durumundaki bir helikopterin uçuş yolunun bulunması icra edilmiştir. Pilotun, uygun iniş alanı olmaması sebebiyle, otorotasyon ile acilen iniş yapamayacağı kurgulanmıştır. Helikopter yeterli ileri hıza sahipse, seviye uçuşu yapabileceği gösterilmiştir. Bu senaryoda, helikopterin yönlendirilmesi için uzaydaki bir nokta belirlenmiş ve bu noktaya olan uçuş yörüngesi en az pilot girdisi ile elde edilmiştir. Öte yandan, eğer hız 80 knotın altındaysa, helikopteri otorotasyondan seviye uçuşuna getirecek yörünge elde edilmiştir. Bu senaryoda ise en az çöküş amaçlanmıştır. Seviye uçuşunda yönlendirme ve otorotasyondan seviye uçuşuna geçiş durumlarının çözümü birer örnek ile sunulmuştur. Çalışmada kullanılan doğrusal helikopter modelleri, FLIGHTLAB içerisindeki hazır model yardımı ile oluşturulmuştur. Optimizasyon probleminin çözümünde ise OptimTraj'dan yararlanılmış ve OptimTraj'in ihtiyaç duyduğu sistem dinamikleri doğrusal modellerin interpolasyonu ile sağlanmıştır.

## Kaynaklar

- Abbeel, P., Coates, A., Hunter, T., ve Ng, A. Y., 2008. *Autonomous autorotation of an RC helicopter*, ISER, Athens, Greece, 13-16 Temmuz.
- Açıkmeşe, B., Aung, M., Casoliva, J., Mohan, S., Johnson, A., Scharf, D., Masten, D., Scotkin, J., Wolf, A. ve Regehr, M.W., 2013. *Flight testing of trajectories computed by G-FOLD: fuel optimal large divert guidance algorithm for planetary landing*, Advances in the Astronautical Sciences. 148.
- Andersson, J., Gillis, J., Horn, G., Rawlings, J.B., ve Diehl, M., 2019. *CasADi: a software framework for nonlinear optimization and optimal control*. Mathematical Programming Computation, 11, 1-36.
- Betts, J.T., 1998. *Survey of numerical methods for trajectory optimization*, Journal of Guidance Control and Dynamics, 21, 193-207.
- Bibik, P. ve Narkiewicz, J., 2012. *Helicopter optimal control after power failure using comprehensive dynamic model*, Journal of Guidance, Control, and Dynamics. 35. 1354-1362. 10.2514/1.51371.
- Garcia, R. D. ve Brown, A., 2011. *Control and limitations of navigating a tail rotor/actuator failed unmanned helicopter*, Journal of Intelligent & Robotic Systems. 61. 5-13.
- Harris, F. D., Kasper, E. F., ve Iseler, L. E., 2016. *U.S. civil rotorcraft accidents, 1963 through 1997*, NASA/TM-2000-209597, s.5.
- Hehn, M. ve andrea, R., 2011. *Quadrocopter trajectory generation and control*, IFAC Proceedings Volumes (IFAC-PapersOnline), 18. 10.3182/20110828-6-IT-1002.03178.
- Hu, H., Wu, Y., Xu, J. ve Sun, Q., 2018. *Path Planning for Autonomous Landing of Helicopter on the Aircraft Carrier*, Mathematics. 6. 178. 10.3390/math6100178.
- Kelly, M., 2017. *An introduction to trajectory optimization: how to do your own direct collocation*, SIAM Review. 59. 849-904. 10.1137/16M1062569.
- la Cour-Harbo, A. ve Bisgaard, M., 2009. *State-control trajectory generation for helicopter slung load system using optimal control*, AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit. 10.2514/6.2009-6296.
- Moore, J. ve van den Bogert, A., 2018. *opty: Software for trajectory optimization and parameter identification using direct collocation*. The Journal of Open Source Software. 3. 300. 10.21105/joss.00300.
- Patel, R. ve Goulart, P., 2011. *Trajectory generation for aircraft avoidance maneuvers using online optimization*, Journal of Guidance, Control, and Dynamics. 34. 218-230. 10.2514/1.49518.
- Patterson, M. ve Rao, A., 2014. *GPOPS-II: A MATLAB software for solving multiple-phase optimal control problems using hp-adaptive gaussian quadrature collocation methods and sparse nonlinear programming*. ACM Transactions on Mathematical Software. 41. 1-37. 10.1145/2558904.
- Shinseki, E. ve Hudson, J., 1996. *Operator's manual for UH-60A helicopter, UH-60L helicopter, EH-60A helicopter*, Department of the Army, Washington DC.
- Taamallah, S., Bombois, X. ve Van den Hof, P., 2017. *Trajectory planning and trajectory tracking for a small-scale helicopter in autorotation*, Control Engineering Practice. 58. 88-106. 10.1016/j.conengprac.2016.08.009.

- Yomchinda, T., Horn, J. ve Langelaan, J., 2012. *Autonomous control and path planning for autorotation of unmanned helicopters*, AHS, Fort Worth, Texas, Mayıs.
- Zhao, D., Krishnamurthi, J., Mishra, S. ve Gandhi, F., 2018. *A trajectory generation method for time-optimal helicopter shipboard landing*, AHS, Phoenix, Arizona, Haziran