

Pasif ve Aktif Olarak Ok Açılı ve Anhedralli Pal Ucu Şekli Başkalaşan Helikopterin Kontrol Sistemi ile Beraber Eş Zamanlı ve Rassal Yeniden Tasarımı

Fırat ŞAL^{1*} 

Öz

Bu araştırma yayınında pal ucundaki ok açısı ve anhedrali uçuş öncesinde pasif, uçuş sırasında ise aktif olarak başkalaşım yeteneğine sahip bir insanlı helikopterin otomatik uçuş kontrolünü sağlayan kontrol sistemi ile biraz önce bahsedilen başkalaşım parametrelerinin başkalaşım mekanizmaları eş zamanlı olarak rassal optimizasyon yöntemi ile yeniden tasarlanmaya çalışılıp en ekonomik bir şekilde otonom uçuşun sağlanması amaçlanmıştır. Bu çalışmada uçuş kontrol sistemi içinde varyans kısıtlı kontrolcüler, spesifik olarak çıkış varyansı kısıtlı kontrolcü kullanılmıştır. Rassal optimizasyon yöntemi olarak SPSA yani eş zamanlı pertürbasyon rassal yaklaşımlar kullanılmıştır. Pale ucu geometrisinin ve helikopter otomatik uçuş kontrol sisteminin eş zamanlı tasarımı sonucunda kontrol çabasından oluşan maliyet fonksiyonunda, pasif ve aktif başkalaşımın beraber ele alındığı durumda bu başkalaşım yöntemlerinin tek tek ele alındığı duruma göre çok daha fazla tasarruf sağlanmıştır.

Anahtar Kelimeler: Helikopter, Rassal optimizasyon, Pale, Ok açısı, Anhedral, Uçuş kontrol sistemi.

Simultaneous and Stochastic Passively and Actively Morphing Swept Anhedral Helicopter Blade Tip Shape and Control-System Redesign

Abstract

In this research article a helicopter having blade tip swept angle and anhedral in both passive before flight and active during flight morphing cases and its automatic flight control system are simultaneously designed with stochastic optimization method and morphing mechanisms of previously mentioned features so that the most economical autonomous flight is satisfied. In this study inside of the flight control system variance constrained controllers specifically output variance constrained controller are used. As a stochastic optimization method SPSA (i.e., simultaneous perturbation stochastic approximation) is used. As a result much more control effort save is obtained when both passive and active morphing approaches are applied with respect the situation that one of these two morphing approaches are applied on simultaneous design of blade tip geometry and helicopter automatic flight control system.

Keywords: Helicopter, Stochastic optimization, Blade, Swept angle, Anhedral, Flight control system.

¹İskenderun Teknik Üniversitesi, Havacılık ve Uzay Bilimleri Fakültesi, Hatay, Türkiye, firat.sal@iste.edu.tr

*Sorumlu Yazar/Corresponding Author

Geliş/Received: 11.04.2024

Kabul/Accepted: 05.06.2024

Yayın/Published: 18.06.2024

1. Giriş

Son yıllarda uçuş kontrol sistemlerinin kontrol çabalarını azaltmak adına yeniden tasarım ve/veya eş zamanlı tasarım yaklaşımlarına başvurmada önemli gelişmeler ve ilerlemeler yaşanmıştır. Helikopterlerde bu yeniden tasarım yaklaşımlarının en önemlilerinden biri hareketli yatay kuyruk takımı kullanmaktır. Bu yaklaşımda yatay kuyruk helikopter uzunlamasına eksenine göre kolektif ve diferansiyel sapmalar yapmakla beraber, helikopter uzunlamasına ekseninde ileri/geri hareketlerde gerçekleştirilmektedir (bknz. Sherry, 1953; Stuart, 1961; Howlett, 1981; Bluman ve Gandhi, 2011; Oktay ve Şal, 2015; Oktay ve Sultan, 2013a). Bir diğer tasarım yaklaşımı helikopter ana rotor palelerinin bazı özelliklerini yeniden tasarlamaktır. Bu özelliklerden bazıları pale uzunluğu, pale veter uzunluğu, ana rotor açısız hızı ve pale burulma açısıdır. Bu değişimler uçuş öncesinde gerçekleşiyor ise bu durum literatürde pasif başkalaşım olarak adlandırılmaktadır. Eğer ki biraz önce bahsedilen özellikler uçuş sırasında sürekli bir şekilde değiştirilebiliyor ise bu durum literatürde aktif başkalaşım olarak adlandırılmaktadır. Örneğin Oktay ve Sultan, 2014’de spesifik bir helikopter olan Puma SA 330 modeli için kontrol çabasını azaltmakta pasif başkalaşım yöntemi çok başarılı bulunmuştur. İlgili bu araştırma makalesinde pasif olarak başkalaşan özellikler ana rotor pale uzunluğu, pale veter uzunluğu, açısız hızı, pale burulması, pale doğrusal kütle yoğunluğu ve pale çarpınma yayı esnekliğidir. Biraz önce bahsedilen yenilikçi pasif başkalaşım yaklaşımını kullanarak helikopter uçuş kontrol sisteminin kontrol çabasında 40 kt’lık düz seviye uçuşu durumunda yaklaşık %33’lük kazanç elde edilmiştir. Ayrıca Ganguli, 2002’de yine özel bir helikopter olan Puma SA 330 modeli için kontrol çabasını düşürmekte aktif başkalaşım yöntemi yine oldukça başarılı bulunmuştur. Bu araştırma makalesinde ise aktif olarak başkalaşan özellikler ana rotor pale uzunluğu, pale veter uzunluğu, açısız hızı ve pale burulmasıdır. Az önce bahsedilen yenilikçi aktif başkalaşım yaklaşımını kullanarak helikopter uçuş kontrol sisteminin kontrol çabasında 40 kt’lık düz seviye uçuşu durumunda yaklaşık %85’lik bir kazanç sağlanmıştır. Farklı yeniden tasarım ve/veya eş zamanlı tasarım yaklaşımları ve pasif ve/veya aktif başkalaşım uygulamaları için ayrıca Referanslar Fusato ve Celi, 2006; Hodges ve ark. 2008; Kang ve ark., 2010; Barbarino ve ark., 2011; Vu ve ark., 2013; Kambampati ve Ganguli, 2016; Stalewski ve Zalewski, 2019; Shahmiri ve ark., 2019; Şal, 2020; Desopper ve ark., 1987; Marques ve ark., 2013; Brocklehurst ve Barakos, 2013 ziyaret edilebilir.

Helikopter ana rotoru pale ucu ok açısı ve pale ucu anhedrali üzerine helikopter literatüründe son zamanlarda farklı amaçları gözeterek çok sayıda araştırma gerçekleştirilmiştir. Bu akademik makale çalışmasında az önce bahsedilen helikopter ana rotoru pale ucu ok açısı ve pale ucu anhedrali hem pasif hem de aktif başkalaşım durumlarının bir arada olduğu durumda ele alınmıştır. Örneğin Referans Xie ve ark., 2017’de ok açılı ve anhedralli pale ucu geometrisi bir helikopterde düz seviye uçuşu esnasında helikopter performansını iyileştirmek adına araştırılmıştır. Bu ilgili çalışmada

aerodinamik ve akustik sonuçlar hem teorik hem de deneysel olarak bulunmuştur. Sonuç olarak helikopter rotorunu çalıştırmak adına gereken güçte sırası ile askıda kalma ve düz seviye uçuşları esnasında neredeyse % 7 lik ve %10 luk azalmalar elde edilmiştir. Ayrıca 1 dB derecelerinde bir gürültü oranında azalma ok açılı ve anhedralli pale ucu geometrisi sayesinde elde edilmiştir. Bunun dışında bir diğer çalışmada Referans Imiela, 2012’de Tunus menşeli bir havacılık teknolojileri ve endüstrileri firması tarafından geliştirilen Jihni askeri döner kanat İHA’sının aerodinamik performansını optimize etmek adına ok açılı ve anhedralli pale ucu geometrisi değerlendirilmiştir. Ok açılı ana rotor pale ucu geometrisi düz seviye uçuşu esnasında sıkıştırılabilirlik etkilerini azaltmak adına faydalanılmıştır. Öte yandan ilave olarak anhedralli ana rotor pale ucu geometrisi kontrol yüklerini azaltmakta fayda sağlayan yunuslama momentini değiştirmek adına faydalanılmıştır. Aerodinamik performans açısından ok açılı ve anhedralli ana rotor pale ucu geometrisi kullanımı oldukça faydalı bulunmuştur. Bir diğer inceleme makalesinde ise Referans Droandi ve Gibertini, 2015’de ok açılı ve anhedralli ana rotor pale ucu geometrisini de içeren helikopter ana rotor pale ucu şekilleri yeni pale ucu tasarımlarının performans üzerindeki etkilerini değerlendirmek üzere incelenmiştir. Bu çalışmada ok açılı ve anhedralli ana rotor pale ucu geometrisi kullanımı aerodinamik, yapısal ve akustik yönlerden oldukça faydalı bulunmuştur. Bunların dışında farklı bir araştırma makalesinde ise Referans Garipova, 2016’da helikopter askıda uçuş ve düz seviye uçuşu esnaslarında, ok açılı ve anhedralli ana rotor pale ucu şekillerini de kapsayan birçok pale tasarımı özelliğini aerodinamik performansı iyileştirmek adına bir küresel optimum zarf yöntemi geliştirilmiştir. Bu çalışmada ok açılı ve anhedralli ana rotor pale ucu geometrisi kullanılarak aerodinamik performansta kayda değer önemli iyileşmeler elde edilmiştir. Örneğin, ok açılı ve anhedralli ana rotor pale ucu geometrisi kullanıldığında havada ana rotoru döndürmek adına harcanan güç sarfiyatında yaklaşık %7,2 dolaylarında bir düşüş elde edilmiştir (farklı maksatlarla ok açılı ve anhedralli ana rotor pale ucu geometrisi uygulamaları için ayrıca Referanslar Imiela, 2012; Droandi ve Gibertini, 2015; Garipova, 2016; Baily ve ark., 2017 ziyaret edilebilir).

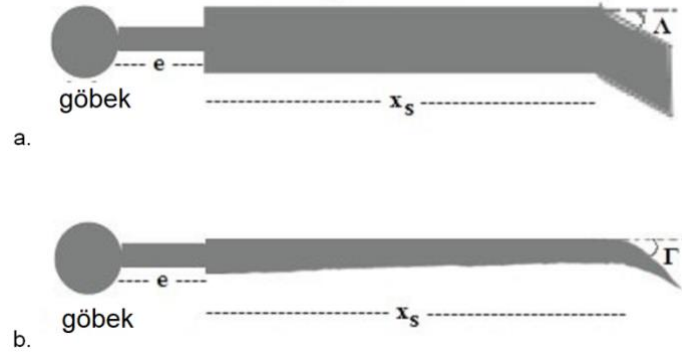
Son zamanlarda ilgili literatürde helikopter uçuş kontrol sistemleri adına çok sayıda farklı kontrol tekniği uygulanmıştır. Varyans kısıtlı kontrolcüler bu kontrol tekniklerinden bazılarıdır (detaylar için Referans Oktay ve Sultan, 2013b ziyaret edilebilir) ve bu tipteki kontrolcüler bu araştırma makalesi kapsamında kendi helikopter uçuş kontrol sistemimize uygulanmıştır. Bu tip kontrol sistemleri kontrol teorisi literatüründe var olan diğer mevcut popüler kontrol tekniklerine göre birçok avantaja sahiptirler. İlk olarak varyans kısıtlı kontrolcüler iyileştirilmiş LQG kontrol sistemleridir ve durum kestirimcisi olarak Kalman filtreleri kullanırlar. İkinci olarak ikinci dereceden bilgi ortaya koyarlar ve bu tarz bilgi çok değişkenli kontrol sistemi tasarımında oldukça pratiktir çünkü bütün kararlı hale getirici kontrol sistemleri fiziksel olarak anlamlı durum kovaryans matrisine göre parametrize edilmişlerdir (ikinci derece bilgi için Referanslar Skelton ve Lorenzo, 1985; Skelton

ve Sultan, 1997 ziyaret edilebilir). Son olarak büyük ve güçlü bir şekilde akuple çok-giriş çok-çıkışlı (ÇGÇÇ) sistemlerde örneğin helikopter uçuş kontrol sistemlerinin içinde olduğu gibi, bu tip varyans kısıtlı kontrolcüler bağımsız değişkenlerin anlık davranışının güvencesini bu değişkenlerin varyansları üzerinde üst limitler uygulayarak tahsis eder. Bu araştırma makalesinde spesifik olarak kullanılan varyans kısıtlı kontrolcü OVC'dir (çıkış varyansı kısıtlı kontrolcü) ve helikopter uçuş kontrol sistemi üzerine bu çeşitli avantajlarından dolayı uygulanmıştır.

Bu araştırma makalesi kapsamında sadece pasif veya sadece aktif başkalaşımı kullanmak yerine hem pasif hem de aktif başkalaşımı bir arada kullanma yoluna gidilmiştir. Pasif başkalaşım helikopter tasarım özelliklerinin sadece uçuş öncesinde ayarlanmasına müsaade eder iken, aktif başkalaşım ilgili bu özelliklerin uçuş esnasında sürekli bir şekilde değişimine imkân tanımaktadır. Bu araştırma makalesi kapsamında literatürde ilk defa ok açılı ve anhedralli ana rotor pale ucu geometrisine sahip helikopterlerde pasif ve aktif başkalaşım bir arada, bu başkalaşım yaklaşımlarının sadece birinin kullanıldığı duruma göre daha fazla kontrol çabası tasarrufu sağlamak adına ilk defa uygulanmıştır. Ayrıca uygun değer kontrol çabasını saptama adına rassal bir optimizasyon yöntemi eş zamanlı pertürbasyon rassal yaklaşım (genel olarak bilinen adı SPSA) literatürde ilk defa uygulanmıştır.

2. Kullanılan Helikopter Modelleri ve Pal Tasarım Parametreleri

Bu araştırma makalesinde faydalanılan helikopter modellerinin özellikleri ile defa Referanslar Oktay ve Sultan, 2014 ve Ganguli, 2002'de sunulmuştur. Bu modellerin temel özellikleri kısaca şu şekilde özetlenebilir: Bu modeller temel fizik prensiplerini içermektedir ve modelleme sonucunda sonlu sayıda adi diferansiyel denklemlerden oluşan dinamik modeller elde edilmektedir. Biraz önce bahsedilen helikopter modelleri, gövde, kuyruk takımı, tam menteşeli dört paleli bir ana rotor, ana rotor aşağı saptırması ve kuyruk rotorunu içermektedir. Sonuç olarak 29 adet dinamik denklemden oluşan oldukça komplike bir model elde edilir (ayrıca Referanslar Oktay ve Sultan; 2013c; Oktay ve Sultan, 2013d; Oktay ve Sultan, 2015; Oktay ve Şal, 2015; Oktay ve Şal, 2016; Oktay ve Şal, 2017 detaylar için ziyaret edilebilir). Aşağıdaki şekilde ok açılı ve anhedralli bir helikopter ana rotor palesi görselleştirilerek sunulmuştur. Bu çalışmada helikopter literatüründe ilk defa hem pasif hem de aktif başkalaşım durumunda ok açılı ve anhedralli ana rotor pale ucu ile OVC kontrolcünden oluşan helikopter uçuş kontrol sistemi eş zamanlı olarak kontrol çabasını minimize etmek adına ilk defa uygulanmıştır.



Şekil 1. Ok açılı ve anhedralli ana rotor pale ucu geometrisi görselleştirilmesi.
(a) Üstten görünüm (b) Yandan görünüm
(Λ: ok açısı, Γ: anhedral açısı)

3. Kullanılan Helikopter Uçuş Kontrol Sistemleri

Bu araştırma makalesinde helikopter uçuş kontrol sistemi olarak spesifik bir varyans kısıtlı kontrolcü olan çıkış varyansı kısıtlı kontrolcü yani OVC kullanılmıştır. OVC kontrolcülerini derinlemesine analizleri ve mevcut diğer kontrolcülere göre avantajları Referanslar Skelton ve Lorenzo, 1985; Skelton ve Sultan, 1997’de bulunabilir. Bu kontrolcülerin kısa bir tanımı şu şekilde yapılabilir: Verilen bir doğrusal, zamandan bağımsız, kararlı hale getirilebilir ve saptanabilir sistem için pozitif tanımlı bir giriş ceza matrisi mevcut iken tam dereceli dinamik bir kontrolcü aşağıdaki şekilde bulunmalıdır:

$$\min_{A_c, F, G} J = E_{\infty} u_p^T R u_p = tr(RGX_c G^T) \quad (1)$$

Ayrıca bu esnada çıkışlar üzerinde varyans kısıtlamaları da mevcuttur:

$$E_{\infty} y_i^2 \leq \sigma_i^2, \quad i = 1, \dots, n_y \quad (2)$$

4. Yeniden Tasarımda Kullanılan Optimizasyon Algoritması

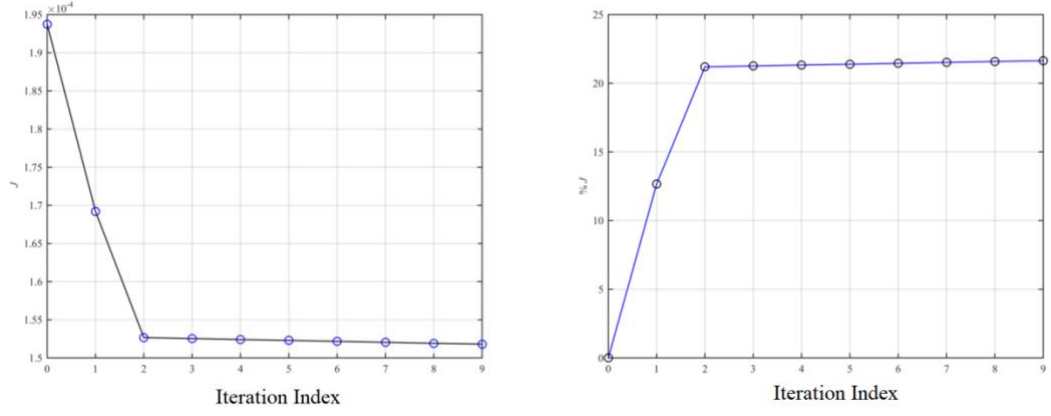
Pal ucundaki ok açısı ve anhedrali uçuş öncesinde pasif uçuş sırasında ise aktif olarak başkalaşım yeteneğine sahip bir insanlı helikopterin otomatik uçuş kontrolünü sağlayan kontrol sistemi ile biraz önce bahsedilen başkalaşım parametrelerinin başkalaşım mekanizmaları eş zamanlı olarak tasarımı kontrol çabasını minimize ederken ki matematiksel durum aşağıda özetlenmiştir:

$$\min_{A_c, F, G, \Psi_t} J = E_{\infty} u_p^T R u_p \quad (3)$$

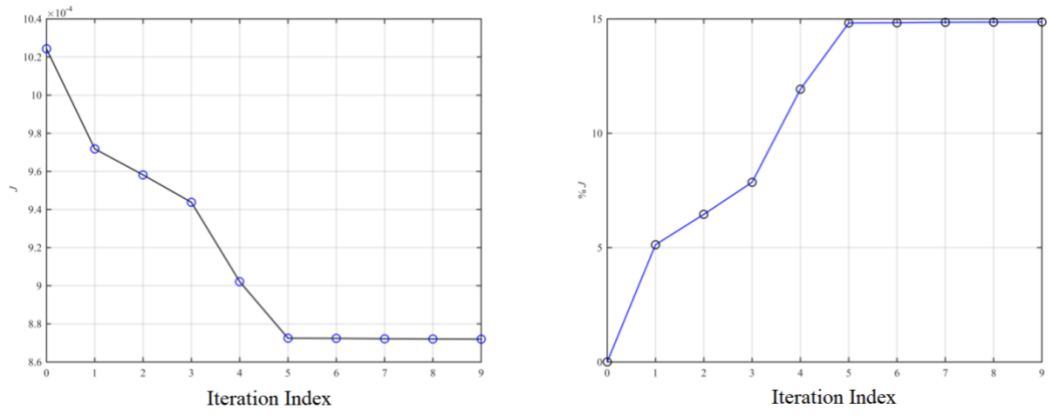
Bu esnada çıkışlar üzerinde Denklem (2) deki gibi kısıtlamalar mevcuttur. Ayrıca helikopter yapısal tasarım parametreleri pasif ve aktif durumlarda şu şekildedir: $\Psi_t = \{\Lambda, \Gamma\}$. Ayrıca bu parametreler üzerinde eş zamanlı tasarım sırasında şu şekilde kısıtlamalar da mevcuttur: $\Psi_{t_{min}} \leq \Psi_{t_i} \leq \Psi_{t_{max}}$. Bu karmaşık problem çözme adına bu makale çalışmasında rassal bir optimizasyon yöntemi olan SPSA yani eş zamanlı pertürbasyon rassal yaklaşımları kullanılmıştır (detayları için Referanslar Sadegh ve Spall, 1998; He ve ark., 2003 ziyaret edilebilir).

5. Pasif ve Aktif Başkalaşımın Birlikte Kullanımının Kontrol Çabasına Etkisi

Bu bölümde pal ucundaki ok açısı ve anhedrali uçuş öncesinde pasif uçuş sırasında ise aktif olarak başkalaşım yeteneğine sahip bir insanlı helikopterin, helikopter uçuş kontrol sistemi kontrol çabası üzerindeki etkileri araştırılmıştır. Bu amaçla karmaşık ve kontrol amaçlı doğrusal helikopter modellerinden faydalanılmıştır (Referanslar Oktay ve Sultan; 2013c; Oktay ve Sultan, 2013d; Oktay ve Sultan, 2015; Oktay ve Şal, 2015; Oktay ve Şal, 2016; Oktay ve Şal, 2017 ziyaret ediniz) ve 80 knot'lık düz seviye uçuşu ele alınmıştır. Helikopter uçuş kontrol sistemi olarak OVC kontrolcüsünden faydalanılmıştır. Varyans kısıtı olarak helikopter Euler açıları üzerinde yani yuvarlanma, yunuslama ve sapma açıları üzerinde 10^{-4} lük bir varyans kısıtı mevcuttur. Bu sırada girişler ise klasik 4 helikopter kontrolcüsüdür. Gürültü seviyeleri ise $W=10^{-7}$ ve $V=10^{-7}$ olarak seçilmiştir. Pale ucu ok açısı ve anhedral açısının başlangıç trim değerleri 20 derecedir. Ayrıca ok açılı ve anhedralli pale ucu başlangıçta palenin %75 inden sonra başlamaktadır. Bu üç pale ucu parametresi üzerindeki alt ve üst sınırlar ise alt={10 derece, 10 derece, $0,7 \cdot R$ } and üst={30derece, 30 derece, $0,9 \cdot R$ } dir. Şekil 3'de pal ucundaki ok açısı ve anhedrali uçuş öncesinde pasif uçuş sırasında ise aktif olarak başkalaşım yeteneğine sahip bir insanlı helikopterin, helikopter uçuş kontrol sistemi kontrol çabası üzerindeki etkileri hem toplam hem de izafi olarak Şekil 3'de gösterilmiştir. Ayrıca optimum değerler olarak $\Lambda_t=20.1018$ derece (ok açısı trim değeri), $\Gamma_t=19.8968$ derece (anhedral açısı trim değeri), $x_s=0.7146 \cdot R$. Bu çalışmada izafi enerji tasarrufu ilişkisi kullanılarak bulunmuştur. Enerji tasarrufu değeri sadece pasif başkalaşımın kullanıldığı durumda $\%J=\%21,6$ (bkz. Şal, 2022), sadece aktif başkalaşımın kullanıldığı durumda ise $\%J=\%85$ 'dir (bkz. Şal, 2024). Fakat bu makale çalışmasında olduğu gibi pal ucundaki ok açısı ve anhedrali uçuş öncesinde pasif uçuş sırasında ise aktif olarak başkalaşım yeteneğine sahip bir insanlı helikopterin kontrol sistemi ile beraber eş zamanlı tasarımı sayesinde $\%J=\%87,8$ 'lik bir enerji tasarrufu sağlanabilmiştir. Görüldüğü üzere en yüksek enerji tasarrufu hem pasif hem de aktif başkalaşımın bir arada kullanıldığı durumda elde edilmiştir.



a.

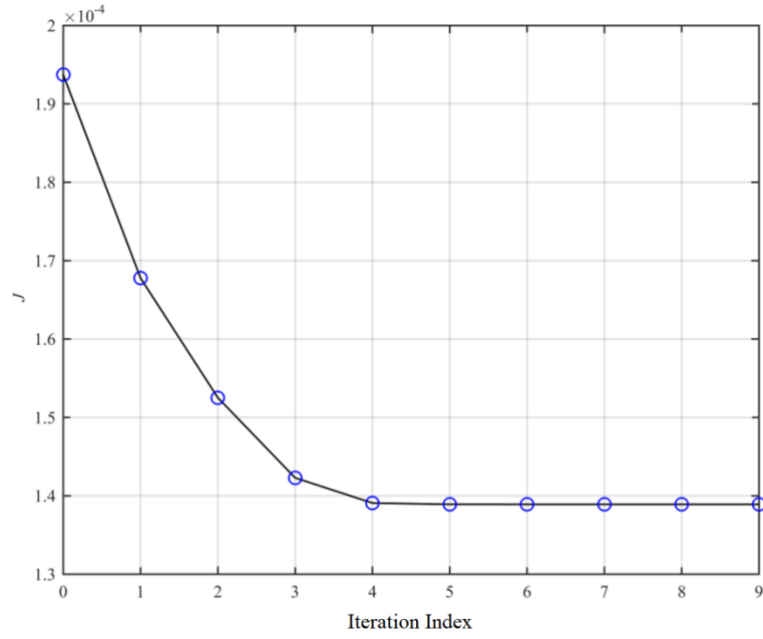


b.

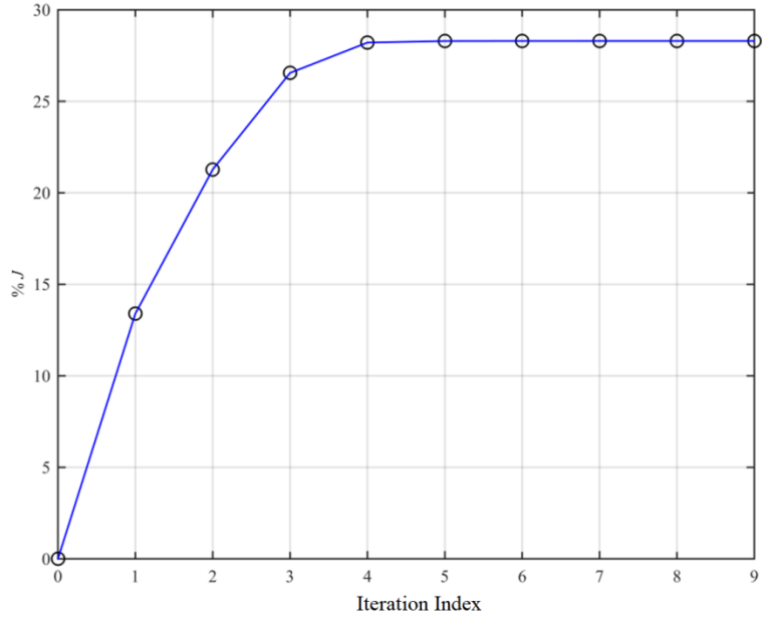
Şekil 2. Toplam ve izafi enerji tasarrufu.

a. Pal ucundaki ok açısı ve anhedrali uçuş öncesinde pasif değişen (Şal, 2022)

b. Pal ucundaki ok açısı ve anhedrali uçuş sırasında aktif değişen (Şal, 2024)



a.



b.

Şekil 3 a. Toplam ve b. İzafi enerji tasarrufu.

(pal ucundaki ok açısı ve anhedrali uçuş öncesinde pasif uçuş sırasında ise aktif olarak başkalaşım yeteneğine sahip bir insanlı helikopterin SPSA ile tekrardan tasarımı sonucunda)

6. Sonuçlar

Bu araştırma makalesinde en ekonomik bir şekilde otonom uçuşun sağlanması adına ana rotor pal ucundaki ok açısı ve anhedrali uçuş öncesinde pasif olarak başkalaşabilen uçuş sırasında ise aktif olarak başkalaşabilen insanlı bir helikopterin otomatik uçuş kontrolcüsü ile az önce bahsedilen başkalaşım parametrelerinin başkalaşım mekanizmaları eş zamanlı bir şekilde rassal bir optimizasyon yöntemi vasıtasıyla yeniden tasarlanmaya çalışılmıştır. Bu yayında helikopter uçuş kontrol sistemi

olarak varyans kısıtlı kontrolcüler ve özellikle çıkış varyansı kısıtlı kontrolcü seçilmiştir. Optimizasyon yöntemi olarak rassal bir optimizasyon yöntemi olan SPSA yani eş zamanlı pertürbasyon rassal yaklaşımdan faydalanılmıştır. Pale ucu geometrisinin ve helikopter otomatik uçuş kontrol sisteminin eş zamanlı tasarımı sonucunda helikopter kontrol çabasından önemli kazanç sağlanmıştır. Enerji tasarrufu oranı sadece pasif başkalaşımdan faydalandığı durumda %J=%21,6, sadece aktif başkalaşımdan faydalandığı durumda %J=%85'dir. Fakat bu araştırma makalesi çalışmasında uygulandığı üzere pal ucundaki ok açısı ve anhedrali uçuş öncesinde pasif uçuş sırasında ise aktif olarak başkalaşım yeteneğine sahip bir insanlı helikopterin uçuş kontrol sistemi ile beraber eş zamanlı tasarımı sayesinde %J=%87,8'lik bir enerji tasarrufu değerine ulaşılmıştır. Anlaşılacağı üzere en yüksek enerji tasarrufu değerine hem pasif hem de aktif başkalaşımın bir arada başvurulduğu durumda ulaşılmıştır.

Araştırma ve Yayın Etiği Beyanı

Yapılan çalışmada araştırma ve yayın etiğine uyulmuştur.

Kaynaklar

- Barbarino, S., Gandhi, F. and Webster, S. D., (2011). Design of extendable chord sections for morphing helicopter rotor blades. *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, 22(9), 891–905, doi: <https://doi.org/10.1177/1045389X11414077>.
- Bailly, J., Ortun, B., Delrieux, Y. and Rochettes, H. M. D., (2017). Recent Advances in Rotor Aerodynamic Optimization, Including Structural Data Update. *Journal- American Helicopter Society*, American Helicopter Society Inc., 62:022009-1 to 022009-11.
- Bluman, J. E. and Gandhi, F. S., (2011). Reducing trailing edge flap deflection requirements in primary control with a movable horizontal tail. *Journal of the American Helicopter Society*, 56(3), doi: <https://doi.org/10.4050/JAHS.56.032005>.
- Brocklehurst, A. and Barakos, G. N., (2013). A review of helicopter rotor blade tip shapes. *Progress in Aerospace Sciences*, 56, 35-74.
- Desopper, A., Lafon, P., Philippe, J. J. and Onera, J. P., (1987). Effect of an anhedral sweptback tip on the performance of a helicopter rotor. 13th European Rotorcraft Forum, Arles, France.
- Droandi, G. and Gibertini, G., (2015). Aerodynamic blade design with multiobjective optimization for a tiltrotor aircraft. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, 87(1), 19-29.
- Fusato D. and Celi R., (2006). Multidisciplinary design optimization for aeromechanics and handling qualities. *Journal of Aircraft*, 43(1), 241–252, doi: <https://doi.org/10.2514/1.7943>.
- Ganguli R., (2002). Optimum design of a helicopter rotor for low vibration using aeroelastic analysis and response surface methods. *Journal of Sound and Vibration*, 258(2):327–344, doi: <https://doi.org/10.1006/jsvi.2002.5179>.
- Garipova, L. I., Batrakov, A. S., Kusyumov, A. N., Mikhailov, S. A. and Barakos, G., (2016). Aerodynamic and acoustic analysis of helicopter main rotor blade tips in hover. *International Journal of numerical methods for heat & fluid flow*, 26(7), 2101-2118.
- He, Y., Fu, M. C., and Marcus, S. I., (2003). Convergence of simultaneous perturbation stochastic approximation for non-differentiable optimization. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 48(8), 1459-1463.
- Hodges, D. H., Ho, J. C. and Yu, W., (2008). The effect of taper on section constants for in-plane deformation of an isotropic strip. *Journal of Mechanics of Materials and Structures*, 3(3), 425-440.

- Howlett, J (1981) "UH-60 Black Hawk engineering simulation program," NASA Contractor Report 166309.
- Imiela, M., (2012). High-fidelity optimization framework for helicopter rotors. *Aerospace science and technology*, 23, 2-16.
- Kambampati, S. and Ganguli, R., (2016). Nonrotating beams isospectral to tapered rotating beams. *AIAA Journal*, 54(2), 750-757, doi: <https://doi.org/10.2514/1.J054126>.
- Kang, H., Saberi, H. and Gandhi F., (2010). Dynamic blade shape for improved helicopter rotor performance. *Journal of the American Helicopter Society*, 55(3), doi: <https://doi.org/10.4050/JAHS.55.032008>.
- Marques, P., Maligno, A., Dierks, S., Penev, V. and Bachouche, A., (2013). The Jinn military Unmanned Helicopter Program: Rotor blade tip aerodynamics of the advanced technology demonstrator. *International Journal of Unmanned System Engineering*, 3(1), 6-15.
- Oktay, T. and Sultan, C., (2013a). Simultaneous helicopter and control-system design. *AIAA Journal of Aircraft*, 50(3):911-926, doi: <https://doi.org/10.2514/1.C032043>.
- Oktay, T. and Sultan, C., (2013b). Variance-constrained control of maneuvering helicopters with sensor failure. Part G, *Journal of Aerospace Engineering*, 227(12):1845-1858, doi: <https://doi.org/10.1177/0954410012464002>.
- Oktay, T. and Sultan, C., (2013c). Constrained predictive control of helicopters. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, 85, 32-47, doi: <https://doi.org/10.1108/00022661311294021>.
- Oktay, T. and Sultan, C., (2013d). Modeling and control of a helicopter slung-load system. *Aerospace Science and Technology*, 29(1), 206-222, doi: <https://doi.org/10.1016/j.ast.2013.03.005>.
- Oktay, T. and Sultan, C., (2014). Flight control energy saving via helicopter rotor active morphing," *AIAA Journal of Aircraft*, 51(6), 1784-1805, doi: <https://doi.org/10.2514/1.C032494>.
- Oktay, T. and Sal, F., (2015). Helicopter control energy reduction using moving horizontal tail. *The Scientific World Journal: Aerospace Engineering*, doi: 10.1155/2015/523914.
- Oktay, T. and Sultan, C., (2015). Comfortable helicopter flight via passive/active morphing. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 51, 2876-2886, doi: 10.1109/TAES.2015.140488.
- Oktay, T. and Sal, F., (2015). Helicopter control energy reduction using moving horizontal tail. *The Scientific World Journal: Aerospace Engineering*, doi: 10.1155/2015/523914.
- Oktay, T. and Sal, F., (2016). Combined passive and active helicopter main rotor morphing for helicopter energy save. *Journal of the Brazilian Society of Mechanical Sciences and Engineering*, 38, 1511-1525.
- Oktay, T. and Sal, F., (2017). Effect of the simultaneous variation in blade root chord length and blade taper on helicopter flight control effort. *International Journal of Aerospace Engineering*, 1-9, doi: <https://doi.org/10.1155/2017/6325269>.
- Sadegh, P. and Spall, J. C., (1998). Optimal random perturbations for multivariable stochastic approximation using a simultaneous perturbation gradient approximation. *IEEE Transactions on Automatic Control*, 43(10), 1480-1484.
- Sal, F., (2020). Effects of the actively morphing root chord and taper on helicopter energy. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, 92(2), 264-270.
- Sal, F., (2022). Simultaneous swept anhedral helicopter blade tip shape and control-system design. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, 95(1), 101-112. <https://doi.org/10.1108/AEAT-02-2022-0050>.
- Sal, F., (2024). Simultaneous Actively Morphing Swept Anhedral Blade Tip Shape and Helicopter Flight Control-System Design. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, submitted.
- Shahmiri, F., Sargolzehi M. and Ashtiani, M. A. S., (2019). Systematic evaluation of the helicopter rotor blades: design variables and interactions. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, 92(2), 264-270.
- Sherry, J., (1953). Helicopter stabilizer. U.S. Patent 2,630,985, March 10.
- Skelton, R. E. and Lorenzo, M. D., (1985). Space structure control design by variance assignment. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 8(4), 454-462, 1985.
- Skelton, R. E. and Sultan, C., (1997). "Controllable tensegrity, A new class of smart structures," SPIE Intl. Symposium on Smart Structures and Materials, San Diego, CA.
- Stuart, J., (1961). Horizontal tail plane for helicopters. U.S. Patent 2,979,286.
- Stalewski, W. and Zalewski, W., (2019). Performance improvement of helicopter rotors through blade redesigning. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, 91(5), 747-755.
- Xie., J, Xie, Z., Zhaou, M. and Qiu, J. (2017). Multidisciplinary aerodynamic design of a rotor blade for an optimum rotor speed helicopter. *Applied Sciences*, 7(6), 1-18.

Vu, N. A., Lee J. W. J I S., (2013). Aerodynamic design optimization of helicopter rotor blades including airfoil shape for hover performance. Chinese Journal of Aeronautics, 26(1), 1-8, 2013. doi: <https://doi.org/10.1016/j.cja.2012.12.008>.