

HİBRİT İNSANSIZ HAVA ARACININ YÖNELİM DİNAMİKLERİNİN HİBRİT DENETİMİ

Anıl Güçlü¹
ROKETSAN A.Ş.
Ankara

Kutluk Bilge Arıkan²
Atılım Üniversitesi
Ankara

Dilek Funda Kurtuluş³
Orta Doğu Teknik Üniversitesi
Ankara

ÖZET

Bu çalışma, hibrit insansız hava aracının (HİHA) tasarımı, matematiksel olarak modellenmesi, denetimci tasarımını ve döngüde donanım testlerinden oluşmaktadır. Sabit kanatlı hava aracı olarak uzaktan kumandalı E-Flite Apprentice marka model uçak seçilmiş ve şaside yapılan değişiklikler ile dikey iniş kalkış özelliği kazandırılmıştır. Bu tarz hibrit bir sistem, döner kanatlı sistemlerde olduğu gibi herhangi bir piste ihtiyaç duymadan dikey olarak iniş kalkış yapabilmekte ve sabit kanatlı sistemler gibi sabit kanat uçuş gerçekleştirebilmektedir. Bu hibrit sistemi matematiksel olarak modelleyebilmek için HİHA'nın sabit ve hareketli bileşenlerine yönelik sistem tanıma işlemlerinin yapılması gerekmektedir. Hava aracında dikey kaldırma ve yatay itki kuvvetlerinin üretimi için fırçasız motorlar; kanatçık (aileron), yatay dümen (elevator) ve dikey dümen (rudder) gibi kontrol yüzeylerinin denetimi için ise servo motorlar kullanılmaktadır. Fırçasız motorlara yönelik sistem tanıma çalışmaları için bir itki ölçüm sistemi, servo motorların sistem tanıma çalışmaları için ise bir açı ölçüm sistemi kullanılmaktadır. HİHA'nın kütle eylemsizlik momentleri ise bifilar sarkaç deneyi yapılarak bulunmaktadır. HİHA, Matlab/Simulink ortamında, deneysel olarak hesaplanan, sisteme özgü parametreler kullanılarak modellenmektedir. HİHA, dikey kalkış-iniş, sabit kanat – döner kanat uçuşu arasında geçiş ve sabit kanat uçuşu olmak üzere üç ana uçuş moduna sahiptir. HİHA otopilot algoritması olarak PID ve LADRC tip denetimci algoritmaları geliştirilip, performansları kıyaslanacaktır.

GİRİŞ

İnsansız hava araçları günümüzde birçok sivil ve askeri uygulama için kullanılmaktadır [Kurtulus vd., 2010; Kurtulus, 2011]. Hava araçları genel olarak döner kanatlı [Dang, 2014; Altug, Dilshan, 2013; Bae, 2007; Tekinalp vd., 2015; Sahin vd., 2015; Guclu vd. 2016; Kaya vd, 2016] ve sabit kanatlı [Ahmed, Kohno, 2014; Baek, 2013; Dahsyat, 2012; Mutlu vd., 2012, 2013; Önen vd., 2014; Yayla vd. 2013, 2014; Senipek vd., 2013] olmak üzere ikiye ana grupta incelenebilmektedir. Hava araçlarının kanat yapılarına göre avantajları ve dezavantajları bulunmaktadır. Sabit kanatlı hava araçları, basit bir şasi ve uzun uçuş süresine sahiptirler. Ayrıca, döner kanatlı hava araçlarına kıyasla, güç harcamadan (süzülerek) daha fazla yük taşıyabilmektedirler. Sabit kanatlı hava araçlarının dezavantajı ise iniş ve kalkış için bir piste ihtiyaç duymalarıdır. Döner kanatlı hava araçlarının avantajı ise dikey iniş – kalkış yapabilmeleri ve havada asılı kalabilmeleridir. Bunun yanında, düşük uçuş hızı, kısa menzil ve havada kalış süresi gibi dezavantajları vardır. Bu çalışmanın amacı, daha karmaşık bir yapı, ağırlık ve daha fazla sürtünme gibi dezavantajlar olmasına rağmen [Green, 2006; Osder, 1994], sabit ve döner kanatlı hava araçlarının avantajlarını tek bir sistemde birleştirmektir. HİHA'nın sahip olduğu uçuş fazları Şekil 1'de verilmiştir.

¹ Kd.Uzm.Müh., Sistem Test ve Değerlendirme Md., E-posta: aguculu@roketan.com.tr

² Yrd. Doç. Dr., E-posta: kutluk.arikan@atilim.edu.tr

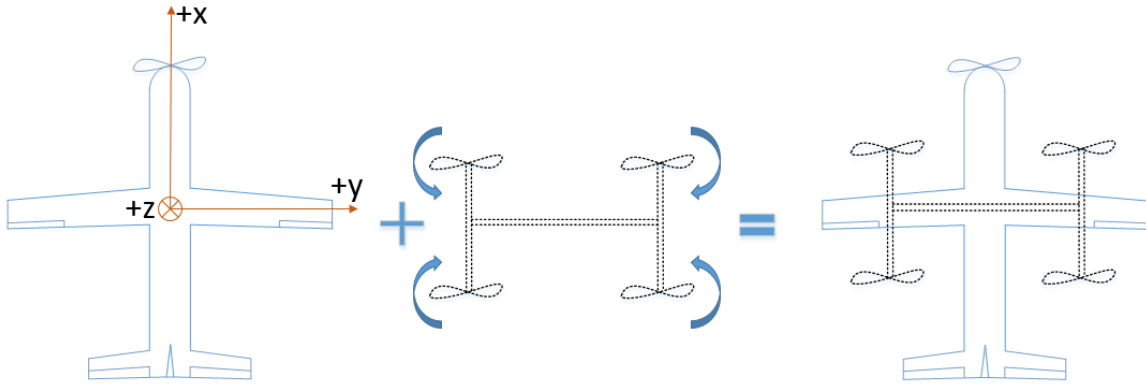
³ Doç. Dr., E-posta: funda.kurtulus@ae.metu.edu.tr



Şekil 1 – HİHA'nın Uçuş Fazları

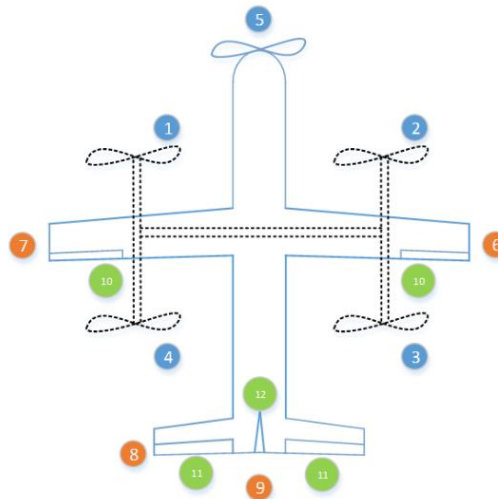
SİSTEM TASARIMI

HİHA'nın yuvarlanma, yunuslama, istikamet ve yükseliş durumları döner kanat modunda döner kanatlar ile sabit kanat modunda uçarken ise sabit kanatlar ile kontrol edilmektedir. HİHA'nın fiziksel yapısı, Şekil 2'den de görüldüğü üzere, sabit ve döner kanatlı hava araçlarının birleşiminden oluşmaktadır.



Şekil 2 – Sabit ve Döner Kanatlı Hava Araçlarının Birleşimi

HİHA'nın eyleyicileri ve kontrol yüzeyleri Şekil 3'te gösterilmektedir. 1, 2, 3 ve 4 numara ile gösterilen eyleyiciler, döner kanat platformda kullanılan, HİHA'nın dikey iniş kalkış özelliği için kullanacağı motor-pervane çiftleridir [Altug, 2013]. 5 numara ile gösterilen eyleyici, HİHA'nın sabit kanat uçuşu sırasında, itki oluşturmak için kullanacağı motor-pervane çiftidir. 6, 7, 8 ve 9 numara ile gösterilen eyleyiciler kontrol yüzeylerini hareket ettirmek için kullanılmaktadır. Sistemin yuvarlanma, yunuslama ve istikamet dinamiklerinin denetimi için sırasıyla 10, 11 ve 12 numaralı kontrol yüzeyleri kullanılmaktadır.



Şekil 3 – HİHA'nın Eyleyicileri ve Kontrol Yüzeyleri

SİSTEM TANIMLAMA

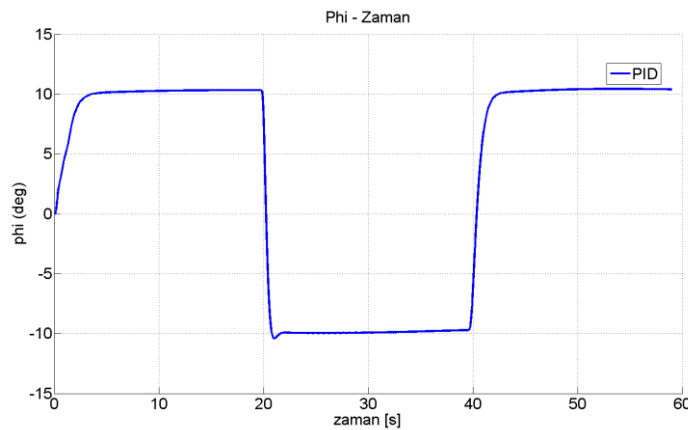
Hava aracına yönelik denetimci tasarımı yapabilmek ve sistem davranışını gözlemleyebilmek amacıyla, sistemin matematiksel modeline ihtiyaç vardır. Sistem tanımlama aşamasında, kontrol tahrik sistemi karakteristiği, kütle momenti, türev sabitleri, yapılacak olan deneysel çalışmalar sonucunda belirlenmektedir [Mettler, 2013]. Deneysel ve donanım ile etkileşimli çalışmalarda, komut gönderme ve veri toplama işlemleri için LabVIEW yazılımı kullanılmaktadır [Huang, 2012]. HİHA sistemi, alt sistemlere ayrılmakta ve alt sistem bazında tanımlama işlemi yapılmaktadır. Tüm alt sistemlerin tanımlanmasının ardından sistem seviyesi tanımlama tamamlanmış olacaktır. Bu kapsamda, sistem seviyesi HİHA parametre tanımlama için, itki ilişkisi, açılı ilişkisi, kütle eylemsizlik momenti ve türev sabitleri alt parametreleri tanımlanmalıdır. Söz konusu parametreler deneysel olarak tanımlanmaktadır.

MODELLEME VE SİMÜLASYON

HİHA'yı Simulink ortamında modelleyebilmek için, Matlab/Simulink kütüphanesinde bulunan, altı serbestlik dereceli hareket denklemlerinin içerildiği, 6DoF (Euler Angles) bloğu kullanılmaktadır. Uçağa sabit koordinat sisteminde +x eksen ileri, +y eksen sağ kanat, +z eksen ise aşağı yönü ifade etmektedir. Pozisyon, çizgisel ve açısal hızlar, kütle eylemsizlik moment sabitleri, konum ve yönelim gibi başlangıç değerleri, 6DoF bloğuna girilmektedir. Döner ve sabit kanatlı yapı tarafından üretilen kuvvet ve moment değerleri bu bloğun girdileridir. Aerodinamik, yerçekimsel ve itki kuvvetlerinden oluşan kuvvet ve moment girdileri ile sistemin açısal hızları, Euler açıları ve 3 boyutlu uzayda konumu hesaplanabilmektedir. Hesaplamalar için gerekli olan açısal hız ve çizgisel ivme verileri, HİHA'ya monte edilmiş AÖB tarafından ölçülmektedir. HİHA üzerindeki eksen takımı ile eylemsiz referans eksen takımı arasındaki dönüşüm 6DoF bloğu içinde yapılmaktadır.

DENETİMCİ TASARIMI

HİHA'nın yuvarlanma, yunuslama ve istikamet dinamikleri, döner kanat modunda fırçasız motorlar tarafından sürülen döner kanatlar ile sabit kanat modunda ise servo motorlar tarafından sürülen kanatçık, yatay ve dikey dümenler ile kontrol edilmektedir. Dikey uçuş modunda, ilgili dinamiklerin kontrolü, fırçasız motorların hız değişiminden ötürü oluşan kuvvet ve momentler ile sağlanmaktadır. Bu çalışmada, kontrol yüzeyinin bozulması durumunda, kontrol yüzeyi tarafından üretilmesi gereken moment değerinin, döner kanatlı yapı ile üretilmesine odaklanılmıştır. Senaryomuzda, HİHA, 60m. irtifada, 20m/s hızla uçarken, pilot tarafından 20 saniye periyodunda $\pm 10^\circ$ açısal büyüklükte yuvarlanma açısı komutu gönderilmektedir. Bu aşamada yuvarlanma dinamiği, kanatçıklar (aileron) tarafından kontrol edilmektedir. PID tip denetiminin kullanıldığı sistem cevabı ve kanatçık açısal pozisyon değerleri Şekil 4 ve Şekil 5'de verilmiştir.

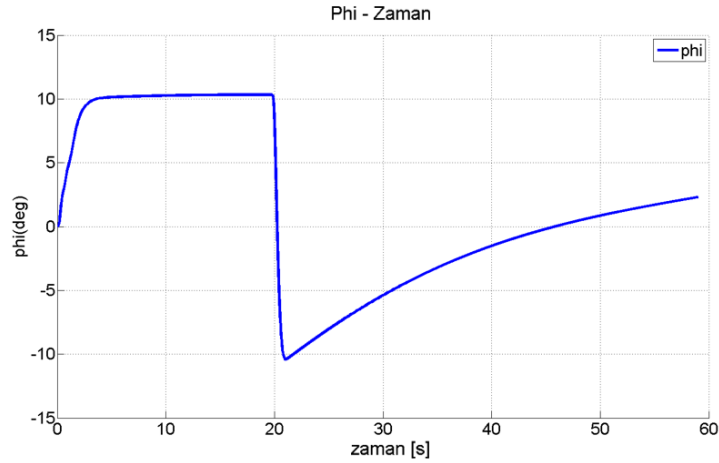


Şekil 4 – Yuvarlanma Açısal Pozisyon (PID Tip Denetimci)

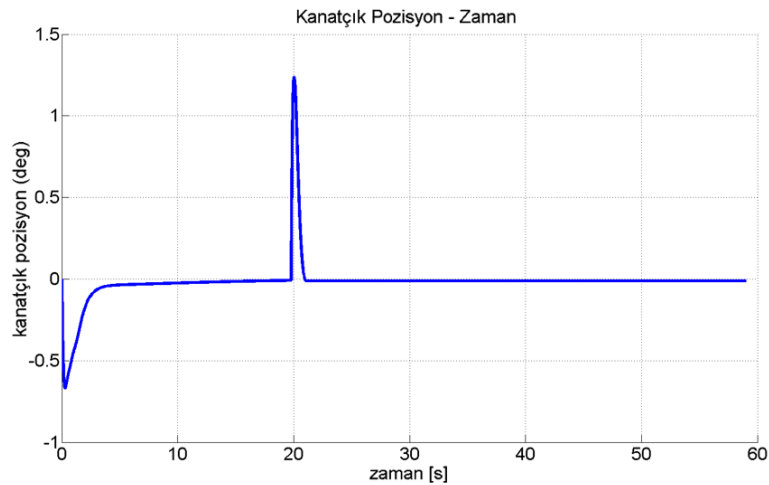


Şekil 5 – Kanatçık Açısal Pozisyon

Şekil 4 ve Şekil 5’de görüldüğü üzere, yaklaşık 0.3° kalıcı durum hatası ile yuvarlanma eksenini kontrol edilebilmektedir. Senaryomuzda, kanatçık pozisyonu 21. kilitlenmektedir. Bu durumda PID denetimi ile gözlemlenen yuvarlanma durumu ve kanatçık açısal pozisyon değerleri Şekil 6 ve Şekil 7’de verilmiştir.



Şekil 6 – Kanatçık Kilitli Yuvarlanma Açısal Pozisyonu (PID Tip Denetimci)



Şekil 7 – Kanatçık Kilitli Açısal Pozisyon (PID Tip Denetimci)

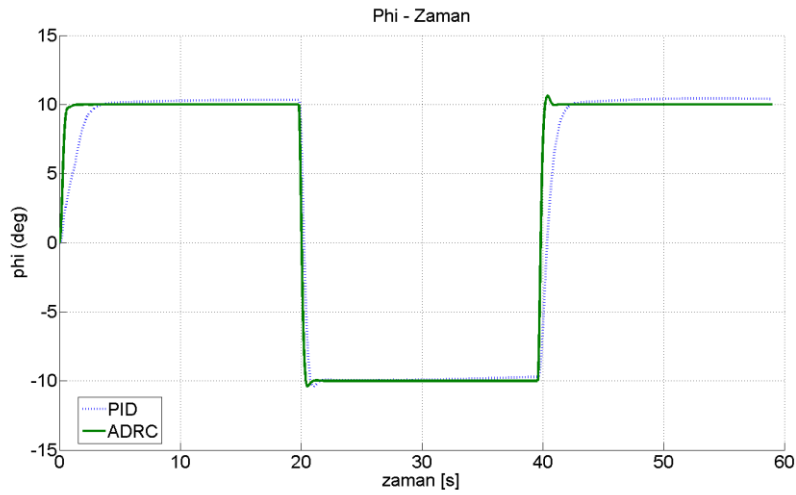
Kanatçık kilitlendiği durumda, yuvarlanma dinamiğini, herhangi bir kontrol yüzeyini kullanarak kontrol etmek mümkün değildir. Bu durumda, kanatçıkların hareketi ile üretilen yuvarlanma momenti, döner kanatlar tarafından üretilmektedir. Bu problemin çözümü için Linear Active

Disturbance Rejection Controlller (LADRC) tipi denetimci kullanılmıştır. LADRC tip denetimci matematiksel eşitliği için, denetimi yapılacak durum Formül 1’de belirtildiği gibi ifade edilmektedir.

$$\ddot{\phi} = f(\phi, \dot{\phi}, w(t)) + bL \quad (1)$$

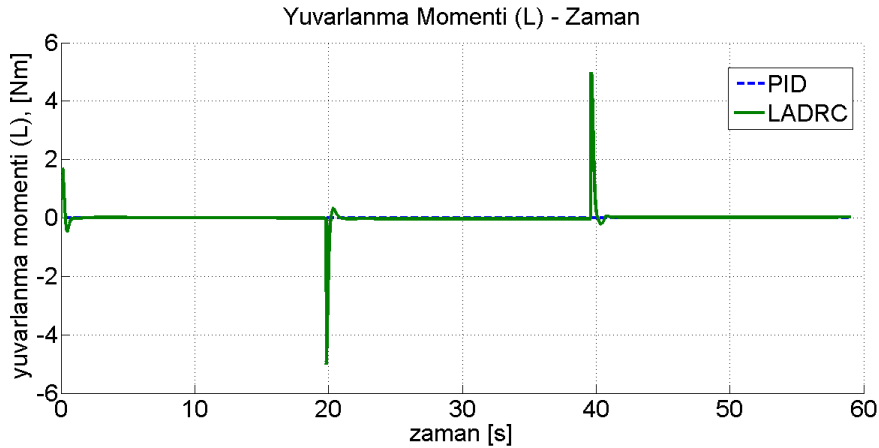
Formül 1’de, f , bozucu etkileri ve doğrusal olmayan terimleri içeren bir fonksiyon ve L ’de yuvarlanma momentidir. Yuvarlanma momenti (L), sabit kanatlı sistemin yuvarlanma momentine katkısından (L_{fxd}) ve döner kanatlı sistemin yuvarlanma momentine katkısından (L_{rot}) oluşmaktadır. Döner kanatlar tarafından üretilmesi gereken yuvarlanma momenti, L_{rot} , LADRC tip denetimci kullanılarak hesaplanmaktadır. Oluşması muhtemel kalıcı durum hatasını önlemek için Extended State Observer (ESO) kullanılmaktadır.

Önerilen denetimci yapısının, kanatçıları kilitlenmiş HİHA modeline uygulanmasının ardından aşağıdaki çıktılar elde edilmiştir. Şekil 8’te, PID tip denetimci ile LADRC tip denetimci yapısının HİHA yuvarlanma dinamiği üzerindeki performansı görülebilmektedir. LADRC tip denetimcide yükseliş zamanı ve kalıcı durum hata parametreleri, PID tip denetimciye kıyasla daha kısa ve azdır. Bunun yanında, yaklaşık 0.4°’lik maksimum aşım gözlemlenmiştir.



Şekil 8 – Yuvarlanma Açısal Pozisyonu (PID ve LADRC Tip Denetimci)

Kanatçıların çalıştığı ve kilitlendiği durumlarda döner kanatlar tarafından üretilen moment (L_{rot}) değerleri Şekil 9’da verilmiştir. PID ile denetim gerçekleştirildiği senaryoda, döner kanatlar tarafından üretilen herhangi bir yuvarlanma momentine üretilmediği, LADRC tip denetimci ile gerçekleştirilen senaryolarda ise, kullanıcı tarafından girilen referans yuvarlanma durum komut takibi için döner kanatlar tarafından yuvarlanma momentine üretildiği gözlemlenmiştir.



Şekil 9 – Döner Kanat Yuvarlanma Momenti (PID ve LADRC Denetimci)

SONUÇLAR

Tasarlanan HİHA modeli, geliştirilen denetimci algoritmaları ve uygun olan aviyonikler (ataletsel ölçüm birimi, otopilot kartı, kontrol yüzeyleri, döner kanatlar) kullanılarak döngüde donanım testleri yapılacaktır. Döngüde donanım testleri, HİHA'nın gerçek uçuş performansı hakkında bilgi sahibi olmamıza yardımcı olmaktadır. Döngüde donanım testlerinde, ataletsel ölçüm birimi, ROKETSAN A.Ş. Döngüde Donanım Test Laboratuvarları'nda bulunan uçuş hareket simülatörüne (flight motion simulator - FMS) entegre edilecek ve HİHA'nın yuvarlanma, yunuslama ve istikamet eksenlerindeki hareketleri benzetilecektir.

Hibrit İnsansız Hava Aracı, HİHA, Matlab/Simulink ortamında matematiksel olarak modellenmiş ve farklı tip uçuş durumları için farklı tip denetimciler tasarlanmıştır. Geliştirilen denetimcilerin performansları, yüzey kaybı olan örnek bir senaryo oluşturularak kıyaslanmıştır. LADRC ve ESO yapısı ile geliştirilen denetimcinin, PID tip bir denetimciye göre yükseliş zamanı, kalıcı durum hataları açısından daha iyi sonuç verdiği gözlemlenmiştir.

TEŞEKKÜR

Yapılan çalışma, Orta Doğu Teknik Üniversitesi, Havacılık ve Uzay Mühendisliği Bölümü'nde yürütülen bir doktora tezidir ve ROKETSAN A.Ş. (Proje No: 91193), Orta Doğu Teknik Üniversitesi (Proje No: 2015-03-13-2-00-06) ve Savunma Sanayii Müsteşarlığı tarafından yürütülen Savunma Sanayi Araştırmacı Yetiştirme Programı (SAYP) tarafından desteklenmektedir.

Kaynaklar

- Ahmed, S., Hazry, D., Warsi, F., Joyo, M., Kamarudin, H., Razlan, Z. ve Tanveer, M., 2014, "Yaw, Pitch and Roll controller design for fixed-wing UAV under uncertainty and perturbed condition," 2014 IEEE 10th International Colloquium on Signal Processing its Applications (CSPA), pp. 151–156.
- Altug, E. ve Senkul, F. 2013, "Modeling and control of a novel tilt; Roll rotor quadrotor UAV," International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS), May 2013, pp. 1071–1076.
- Bae, S.-K., Hwang, H. ve Yoon, K.-J., 2007, "Development of small flying robot with rotary wing and autonomous control system", ROBIO 2007. IEEE International Conference on Robotics and Biomimetics, pp. 1815–1820.
- Baek, S., Kwon, H., Pack, D. ve Yoder, J., 2013, "Optimal path planning of a target-following fixed-wing UAV using sequential decision processes", IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS), pp. 2955–2962.
- Dahsyat, M., Trilaksono, B., Triputra, F. ve Sasongko, R., 2012, "Longitudinal dynamic system modeling of a fixed-wing UAV towards autonomous flight control system development: A case study of BPPT wulung UAV platform," 2012, International Conference on System Engineering and Technology (ICSET), pp. 1–6.
- Dang, H. N., Mohamed, B. ve Rafaralahy, H., 2014, "Trajectory-tracking control design for an under-actuated quadrotor", European Control Conference (ECC), June 2014, pp. 1765–1770.
- Dilshan, K., De Silva, A., De Zoysa, M., Fernando, H. ve Munasinghe, S., 2013, "Modelling, simulation and implementation of a quadrotor UAV", 8th IEEE International Conference on Industrial and Information Systems (ICIIS), pp. 207–212.
- Green, W. ve Oh, P., 2006, "A fixed-wing aircraft for hovering in caves, tunnels, and buildings" American Control Conference, pp. 6
- Guclu A., Kurtulus D.F., Arıkan KB, Attitude and Altitude Stabilization of Fixed Wing VTOL Unmanned Air Vehicle, AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference Washington, D.C., USA, June 2016, AIAA 2016-3378.
- Huang, J., Yuan, X. ve Zhu, J., 2012, "LabVIEW Based Experimental Platform for UAV System Identification" Second International Conference on Instrumentation, Measurement, Computer, Communication and Control (IMCCC), pp. 684–688.
- Kohn, S. ve Uchiyama, K., 2014, "Design of robust controller of fixed-wing UAV for transition flight," 2014 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS), pp. 1111–1116.

- Kaya D., Kutay A. T., Kurtulus D.F., Tekinalp O., Simsek I., Soysal S. , Hosgit G., Propulsion System Selection and Modeling for a Quadrotor with Search and Rescue Mission, 54th AIAA Aerospace Sciences Meeting San Diego, California, USA, January 2016, AIAA 2016-1528
- Kurtuluş DF, Tekinalp O. (2010) İnsansız Hava Araçlarına bir Bakış, SSM Gündemi Dergisi, 2010/2, No: 12, 53-58
- Kurtulus DF (2011) Introduction to micro air vehicles: concepts, design and applications, VKI LS 2011-04, Recent developments in unmanned aircraft systems (UAS, including UAV and MAV), ISBN-13 978-2-87516-017-1, April 2011, pp. 1-30
- Mettler, B., 2013, Identification modeling and characteristics of miniature rotorcraft, Springer Science & Business Media.
- Mutlu T, Çoşgun V. Kurtuluş B., Tunca E.,Kurtuluş D.F., Tekinalp O. (2012) , Su Bulanıklığı Dinamiği ve Su Parametrelerini Ölçme Kabiliyeti olan İnsansız Hava Aracı Platformunun Geliştirilmesi, UHAT 2012, “I. ULUSAL HAVACILIK TEKNOLOJİSİ VE UYGULAMALARI KONGRESİ”, 20-22 Aralık 2012, İzmir
- Mutlu T, Çoşgun V. Esin E., Yayla M., Kurtuluş B., Tunca E., Kurtuluş D.F., Tekinalp O. (2013) , Uzaktan Algılama Amaçlı Amfibi İnsansız Hava Aracı Uçuş Performans ve Otopilot Testleri, 7. Ulusal Uçak, Havacılık ve Uzay Mühendisliği Kurultayı, TMMOB MMO, Anadolu Üniversitesi, Eskişehir, 3-4 May 2013
- Osder, S., 1994, “Integrated navigation, guidance, and control for Canard rotor/wing (CRW) aircraft”, 13th Digital Avionics Systems Conference DASC., AIAA/IEEE, pp. 181–189.
- Önen, A.S., Cevher, L., Mutlu, T., Uzunlar, İ.O., Kurtulus, D.F., Tekinalp, O (2014) Konvansiyonel Olarak Kalkış ve İniş Yapan bir İnsansız Hava Aracına Dikey İniş ve Kalkış Yeteneğinin Kazandırılması, SAVTEK, 7. Savunma Teknolojileri Kongresi, Haziran 2014
- Senipek M., Yayla M., Limon A. U., Rouzbar R., Yosheph Y.,Kalkan U.,Senol N., Akel E., Gungor O., Hos B.,Usta A., Uzunlar İ.O.,Sarsilmaz S. B., Kurtulus D.F. (2013) Design Process of an UAV for AIAA DBF completion, AIAC-2013-105, 7th Ankara International Aerospace Conference, 11-13 September 2013, Ankara, Turkey
- Sahin M., Gündüz M., Eren O., Şahbaz M., Çakın U., Kurtulus D. F., “ Performance Analysis of a Micro Scale Model Helicopter Rotor in Hover Flight”, 8th Ankara International Aerospace Conference, AIAC 2015-044, Ankara, METU, 10-12 September 2015
- Tekinalp O., Onen A. S, Kurtulus D. F, Cevher L, Senipek M, Mutlu T. , Gungor O. , Uzunlar I. O (2015) Modeling and Controller Design of a VTOL UAV, Proceedings of the 2015 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS'15), Denver, CO, USA 9-12 June 2015
- Yayla M., Sarsilmaz S. B., Mutlu T., Cosgun V., Kurtulus B., Kurtulus D.F, Tekinalp O. (2013) Dynamic Stability Flight Tests of Remote Sensing Measurement Capable Amphibious Unmanned Aerial Vehicle (A-UAV), AIAC-2013-108, 7th Ankara International Aerospace Conference, 11-13 September 2013, Ankara
- Yayla M., Ergin Ü., Mutlu T., Kurtulus D.F. (2014) Bir Muharip İnsansız Uçak Sistemi için Performans Gereksinimlerinin Belirlenmesi, HİTEK-2014-024, III. Ulusal Havacılıkta İleri Teknolojiler Konferansı, HHO, İstanbul, 18-19 Haziran 2014