

Elektrikli İnsansız Hava Aracının Maksimum Menzil Hesabı

Tolunay DAĞ^{1,*}  Tarık ÜNLER¹  Mesut UYANER¹ 

¹ Necmettin Erbakan Üniversitesi, Havacılık ve Uzay Bilimleri Fakültesi, Uçak Mühendisliği Bölümü, Konya, Türkiye

*tolunaydag@gmail.com (Corresponding Author/Sorumlu Yazar)

Makale Bilgileri	ÖZ
Makale Geçmişi Geliş: 24/05/2023 Kabul: 24/06/2023 Yayın: 30/06/2023	Bu çalışmada düşük ağırlığa sahip bir insansız hava aracı tasarımı ve akış analizleri gerçekleştirilmiştir. 15 m/s seyir hızı ve 1000 metre maksimum uçuş irtifası ile havada 15 dakika kalabilen hava aracı gerekli aerodinamik kuvvetlerinin sağlayabildiği de OpenVSP analizleri ile desteklenmiştir. Bu aerodinamik kuvvetler sayesinde hava aracı 13.5 km menzile sahip olup bu çaptaki tüm noktalarda kararlı bir uçuş sergileyerek görevini sağlayabilmektedir.
Anahtar Kelimeler: İnsansız Hava Aracı, Sabit Kanat, Elektrikli Motor, Menzil.	

Maximum Range Calculation of an Electric Unmanned Aerial Vehicle

Article Info	ABSTRACT
Article History Received: 24/05/2023 Accepted: 24/06/2023 Published: 30/06/2023	In this study, a low-weight unmanned aerial vehicle design and flow analyzes were carried out. The ability of the aircraft, which can stay in the air for 15 minutes with a cruising speed of 15 m/s and a maximum flight altitude of 1000 meters, can provide the necessary aerodynamic forces has also been supported by OpenVSP analysis. Thanks to these aerodynamic forces, the aircraft has a range of 13.5 km and can perform its mission by displaying a stable flight at all points of this diameter.
Keywords: Unnamed Air Vehicle, Fixed Wing, Electric Engine, Range	

Atf/Citation: Dağ, T., Ünler, T. & Uyaner, M., (2023). Elektrikli İnsansız Hava Aracının Maksimum Menzil Hesabı. *Aerospace Research Letters (ASREL) Dergisi*, 2(1), 10-18.



"This article is licensed under a [Creative Commons Attribution-NonCommercial 4.0 International License](https://creativecommons.org/licenses/by-nc/4.0/). (CC BY-NC 4.0)"

GİRİŞ (INTRODUCTION)

Havacılığın hızla gelişmekte olduğu ve yeni teknolojik ilerlemeler ile yeni bir döneme girildiği açıkça görülmektedir. İnsansız hava aracı (İHA) sistemlerinin günümüzde yaptığı operasyonlar insanlı operasyonlardan daha az maliyetli olmakla birlikte zaman açısından daha avantajlı olduğu bilinmektedir (Schuchardt vd., 2021). Keşif uçuşları, kargo taşımacılığı, trafik denetleme uçuşları gibi farklı uygulamalarla desteklenebilecek birçok alanda görev alabilen mini insansız hava araçları yaygınlaşmaktadır (Joshi vd., 2019; Liersch & Huber, 2014). Bu hava araçları döner kanatlı, sabit kanatlı ve dikey iniş kalkış yeteneğine sahip hava araçları olmak üzere birçok farklı tipte hava aracı konsepti bulunmaktadır (Bektaş vd., 2022). Bunun yanında elektrik motorlu olarak kullanılan modellerin aynı zamanda karbon salınımı bakımından diğer havar araçlarına göre daha çevrecidir. Kullandıkları elektrikli motolar sayesinde elektrik enerjisinden itki kuvveti üreterek gerekli ivmelenmeye rahatlıkla ulaşabilmektedirler.

Elektrikli motorlar yaygın olarak tercih edilen yüksek performans ile çalışabilen motorlardır (Bayrak vd., 2020; Gur & Rosen, 2009). Fakat hava aracının boyutu büyüdükçe ihtiyaç duyduğu motor itki gücü de artış göstermektedir (Yeol, 2015). Motor boyutları arttıkça ihtiyaç duyulan güç miktarıda artış gösterilmektedir. Bu güç miktarını karşılamak için pil boyutları ve ağırlığı da buna paralel artmaktadır (Ostler & Bowman, 2005; Panagiotou vd., 2016; Zhang vd., 2021). Şu an da birçok firma temiz enerji konsepti altında geliştirdikleri hava araçlarıyla şehir içinde hava taşımacılığına yön vermektedirler.

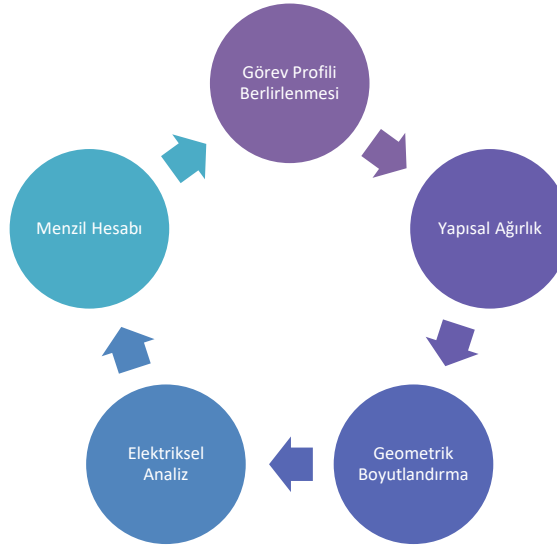
Kentsel hava taşımacılığında kullanılması hedeflenen araçların tasarımında özellikle elektrikli motor sistemlerine yer verilerek şehir içinde oluşan ses ve çevre kirliliğinin en düşük seviyeye indirilmesi hedeflenerek ulaşım imkânı sağlanmaktadır (DAĞ vd., 2022). Daha küçük boyutlarda çok daha fazla enerji yoğunluğuna sahip pillerin üretimiyle şehir içinde hem dikey iniş kalkış yapabilen hem de seyir uçuşu yapabilen araçların üretimi de mümkün kılınabilmektedir (Jo & Kwon, 2017).

Bu çalışmada sabit kanatlı bir hava aracının seyir uçuşunda yol alabilmesi için ihtiyaç duyduğu en düşük itki değeri sürüklenme kuvveti analizleriyle belirlenecektir (Yaylı vd., 2017). Belirlenen bu itki değerini sağlayacak olan elektrikli motor ile hava aracının yakıt sistemini oluşturacak olan Li-Po batarya bir test düzeneğine bağlanarak hava aracının hava da kalma süresi ve menzili ortaya çıkarılacaktır (Retana & Rodríguez-Cortés, 2007).

YÖNTEM (METHOD)

Hava aracının tasarımı aşamasında izlenen metodoloji Şekil 1’de gösterildiği gibidir. Öncelikle hava aracının gerçekleştireceği görev konsepti belirlenmiştir. Bu görev konseptinin belirlenmesi sonucunda hava aracının uçuş yapacağı sınır durumları ortaya çıkarılmıştır. Görev koşullarının belirlenmesinin ardından ağırlık değerinin belirlenmesi ve bu ağırlık değerinin ortaya

çıkartılmasıyla birlikte geometrik boyutlandırması gerçekleştirilmiştir. Son adım olarak da aracın elektiriksel hesaplamaları yapılarak hava aracının menzili ve uçuş süresi hesaplanmıştır.



Şekil 1. Çalışma Metodolojisi

Hava aracının geometrik boyutlandırması bilgisayar destekli bir CAD ve analiz programı olan OpenVSP ile gerçekleştirilecek olup gerekli sürüklüme ve taşıma katsayıları analizleri de bu yazılım kullanılarak elde edilecektir (ÜNLER TARIK vd., 2022).

Görev Profili (Mission Profile)

Sabit kanatlı insansız hava aracı 100-1000 metre irtifa aralığında görevini gerçekleştirirken 15-16 m/s seyir hızıyla uçuş gerçekleştirecektir.

Seyir hızı: 15 m/s

Maksimum irtifa: 1000 metre

Stall hızı: 12 m/s

Yapısal Ağırlık (Structural Weight)

Hava aracının ağırlık değerinin belirlenmesinde temel rol oynayacak olan üretim yöntemleri detaylıca incelenmiştir. Kompozit üretim yöntemleri, kalıp üretim yöntemleri, sıcak tel ile kesim yöntemi ve 3D yazıcı ile geometri oluşturma gibi birçok yöntem incelenmiş ve en uygun yöntemin strafor köpüklerin sıcak tel ile kesilerek uygun geometrik şekillerin elde edilmesi yönünde olduğuna karar verilmiştir. Üretim kolaylığının yanı sıra yapısal ağırlık açısından daha hafif ve sünek olan bu yapı malzemesi mukavemet açısından ekstra avantajlar sağlamaktadır. Ayrıca oluşacak yüklerin yapısal hasara sebep olmaması adına birleşim noktalarının takviye yapıları ile desteklenerek güçlendirilmesi düşünülmüştür. Bu takviye elemanlarının üretimi 3D yazıcı ile gerçekleştirilmiştir.

Aracın tüm bileşenlerinin yapısal kütlesi şu şekildedir;

Gövde: 0.350 kg

Kanat: 0.400 kg

Kuyruk: 0.150 kg

Motor: 0.200 kg

Batarya: 0.450 kg

Uçuş kontrol sistemi: 0.350 kg

Faydalı yük: 0.500 kg

Aracın tüm bileşenlerinin kütle ölçümleri sonucunda toplam kütle değeri 2.40 kg olarak belirlenmiştir.

Geometrik Boyutlandırma (Geometric Dimensions)

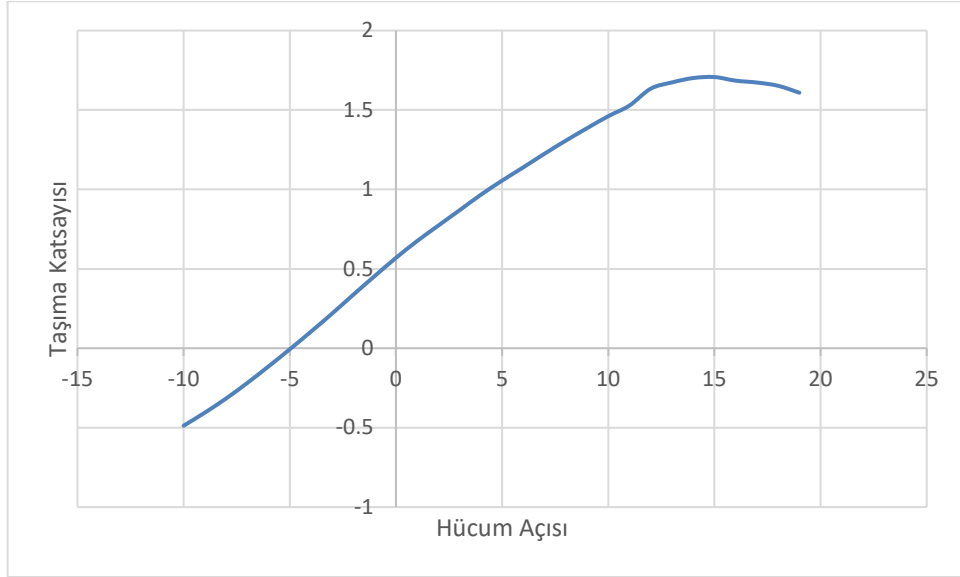
Hava aracının ağırlık tahmininin gerçekleştirilmesinin ardından uygun taşıma kuvveti oluşturabilmesi adına kanat geometrisi, kararlı bir uçuş sağlayabilmesi adına kuyruk boyutlandırılması ve gövde uzunluğu hesaplanmıştır.

Aracın gerekli taşıma katsayısı kuvvetini üretebilmesi için uygun bir kanat profili ve uygun bir geometriye sahip olmalıdır. Bunun için aracın seyir uçuşunda üretmesi gereken minimum taşıma değeri aracın ağırlığına eşit olmalıdır.

$$L = W = 0.5\rho V^2 S C_L$$

1)

Kanadın kesit alanını oluşturan kanat profili gerekli taşıma katsayısını geometrik şekli sayesinde oluşturabilmektedir. SM-701 kanat profili aracın kanadı için yeterli taşıma değerinin üretebildiği XF5R5 analizleriyle doğrulanmıştır (Güzelbey vd., 2018; Lasauskas & Naujokaitis, 2009). Şekil 1’de bu analizler sonucunda elde edilen taşıma katsayısı- hücum açısı değişim grafiği verilmiştir. Kanadın gövdeye oturma açısı 0° olduğundan dolayı kanat profilinin seyir uçuşunda sağlayacağı iki boyutlu taşıma katsayısı (C_L) değeri Şekil 2’de ki grafikte olduğu gibi 0.57 olarak belirlenmiştir. Bu değer iki boyutlu analizler ile elde edildiğinde bu sonuçları üç boyutlu kanat performansına karşılık gelmemektedir. Bunun için iki boyutlu bir kanat profili analizlerinden elde edilen verileri 0.90 katsayısı ile çarpma işlemi gerçekleştirilerek analizlerin sonuçlarını üç boyutlu kanat analizi verilerini çevrilebilmektedir.

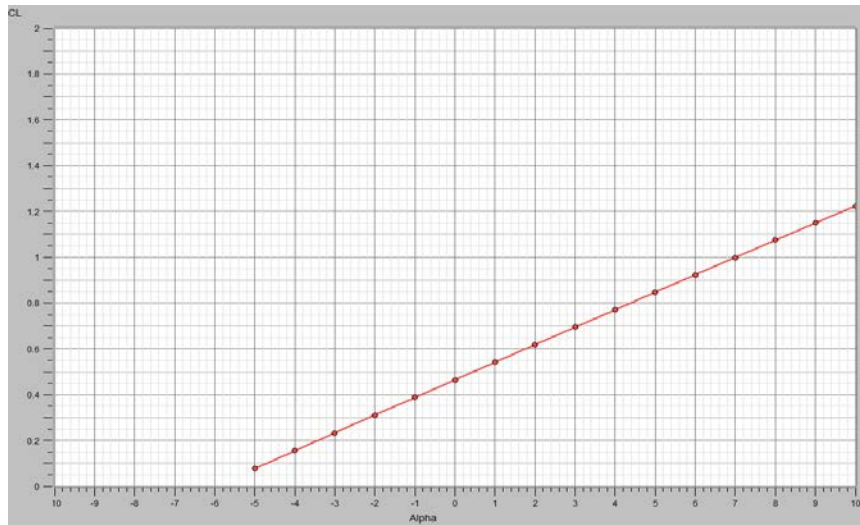


Şekil 2. XFLR5 Hücüm açısı- Taşıma katsayısı eğrisi

$$C_L = C_\ell * 0.90 \quad (2)$$

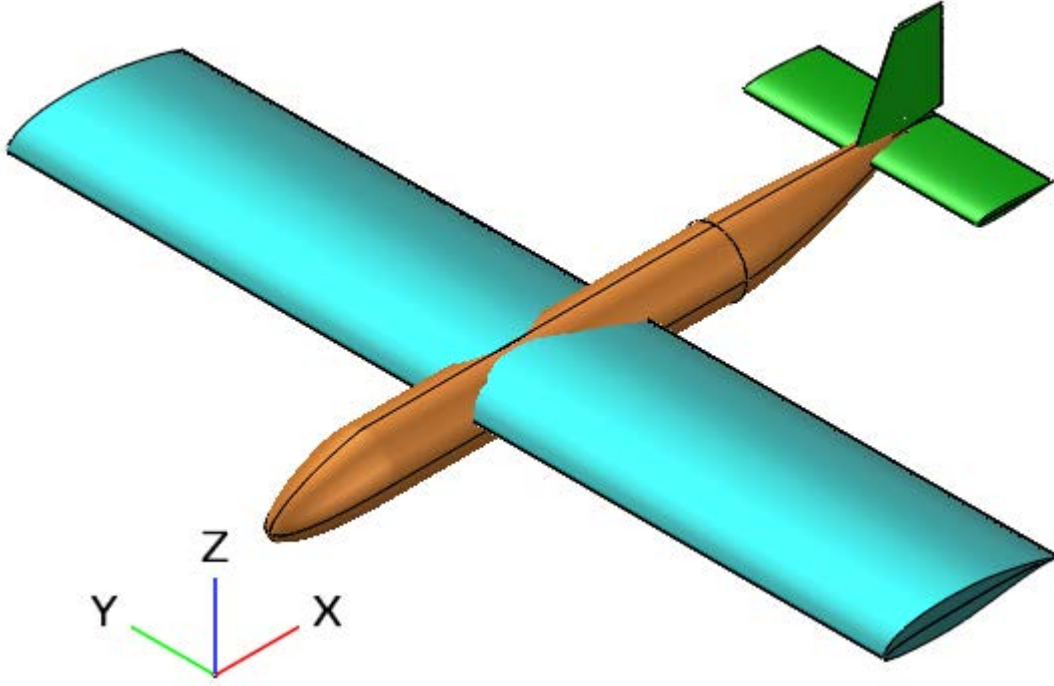
Denklem 2’de yapılan hesaplamalar sonucunda hava aracı kanadının 0° seyir uçuşunda sağlayabileceği taşıma katsayısı değeri 0.51 olarak belirlenmiştir. Bu taşıma katsayısı değeri de belirlendikten sonra Denklem 1’de verilen eşitlik kullanılarak aracın ihtiyacı olan kanat alanı değeri 0.45 m² olarak belirlenmiştir (Lynch vd., 2018).

Analizlerden elde edilen bulguların doğruluğunu kontrol edebilmek amacıyla kanat geometrisinin üç boyutlu modellemesi OpenVSP üzerinden tasarlanmış ve VSPAero analizleri gerçekleştirilmiştir (Sargent & Anemaat, 2018). Hücüm açısı aralığı -5 ile 10 derece arasında 16 iterasyonla gerçekleştirilen analizlerde panel yöntemi tercih edilmiş ve Şekil 3’te elde edilen taşıma katsayısı-hücüm açısı eğrisi elde edilmiştir.



Şekil 3. OpenVSP Hücüm açısı- Taşıma eğrisi analizi

Yapılan geometrik boyutlandırma sonucunda hava aracının bilgisayar destekli modellemesi OpenVSP uygulaması ile çizilmiştir. Şekil 4’te bu modelin CAD programından alınmış görseli yer almaktadır.



Şekil 4. Hava aracının OpenVSP yazılımı ile modellenmesi

Tasarımı tamamlanan bu aracın seyir uçuşunda ihtiyaç duyduğu itki değerinin belirlenebilmesi adına parazit sürüklenme analizi yapılmış ve tüm bileşenlerinin ürettiği parazit sürüklenme değerleri belirlenmiştir.

15 m/s seyir hızında 1000 metre maksimum uçuş irtifasında hava aracının toplam parazit sürüklenme değeri 0.021 olarak belirlenmiştir. Kanat, gövde, yatay kuyruk ve dikey kuyruk yüzeylerinin ürettikleri parazit sürüklenme değerleri ve yüzey sürtünme katsayıları Tablo 1’de verilmiştir.

Tablo 1. Araç bileşenlerinin parazit sürüklenme değerleri ve yüzey sürtünme katsayıları

Bileşen Adı	Parazit Sürüklenme Katsayısı	Yüzey Sürüklenme Katsayısı
Kanat	0.001554	5.72
Gövde	0.003020	4.44
Yatay Kuyruk	0.001900	6.83
Dikey Kuyruk	0.00065	6.97

Hava aracının seyir hızında ihtiyaç duyduğu itki hesabı için Denklem 5’te verilen eşitlik kullanılması uygundur. Bu denklemde yer alan sürüklenme katsayısı (C_D) değeri parazit sürüklenme ve indüklenmiş sürüklenme değerlerinin toplamı ile bulunabilmektedir (Götten vd., 2021). Parazit sürüklenme değerinin hesaplanmasının ardından aracın indüklenmiş sürüklenme değerinin Denklem 3’de verilen eşitlik kullanılarak 0.017 olarak hesaplanmıştır.

λ : Kanat Koniklik Oranı

AR : Kanat Açıklık Oranı

e : Oswald Verimlilik Faktörü

M_S : Seyir Uçuşu Mach Sayısı

N_e : Kanatlardaki Motor sayısı

$$C_i = \frac{C_L^2}{\pi A R e} \quad (3)$$

$$f(\lambda) = 0.005[1 + 1.5(\lambda - 0.6)^2] \quad (4)$$

$$e = \frac{1}{(1 + 0.12M_s^6) \left[\frac{0.142 + f(\lambda)AR \left(\frac{10t}{c}\right)^{0.33}}{(\cos \lambda_{0.25c})^2} \right] + \frac{0.1(3N_e + 1)}{(4 + AR)^{0.8}}} = 0.95 \quad (5)$$

Toplam sürüklenme (*drag*) değeri ise parazit ve indüklenmiş sürüklenme değerlerinin toplamı kadar olupundan 0.038 olarak belirlenmiştir. Seyir uçuşunda gerekli olan itki değeri de Denklem 6'da verilen eşitlik kullanılarak 220 gr olarak belirlenmiştir.

$$T = D = 0.5\rho V^2 S C_D$$

6)

TARTIŞMA / SONUÇ / ÖNERİ (DISCUSSION, CONCLUSION, RECOMMENDATIONS)

Yapılan bu çalışmada mini bir insansız hava aracının konsept tasarımı gerçekleştirilmiş olup, uygun görev koşullarında uçuş kabiliyeti incelenmiştir. Hava aracının 15 m/s seyir hızıyla 1000 metre irtifada kararlı bir uçuş sergileyebilmesi için gerekli moment dengesinin sağlanabilmesi için yatay ve dikey dengeleyiciler, ihtiyaç duyulan aerodinamik kuvvetlerin karşılanabilmesi için uygun airfoil ve kanat geometrisi tasarımı tamamlanmıştır. Tasarlanan mini insansız hava aracının geometrik modellemesi OpenVSP yazılımı üzerinden gerçekleştirilerek aerodinamik analizleri gerçekleştirilmiştir. Tasarlanan bu hava aracının analizleri sonucunda elde edilen sürüklenme ve taşıma katsayıları ile aracın seyir anında ihtiyaç duyduğu en düşük itki değeri ve aracın ağırlığını taşıyabilecek taşımayı üretebilecek kanat geometrisine sahip olduğu sonucuna varılmıştır. Aracın yakıt kaynağı olarak Lityum-Polimer (Li-Po) pil tercih edilmiştir. 3300 mAh akım değerinde ve 40 C deşarj özelliğine sahip olan 4S hücreli batarya ile hava aracı tahmini olarak 15 dakika uçuş süresine sahiptir. Bu uçuş süresiyle hava aracı yaklaşık olarak 13.5 km menzile sahip olacaktır.

Üretim yöntemindeki inavosyonlar ile yapısal kütleyi daha aşağı değerlere çekerek ihtiyaç duyulan itki miktarı düşürülebilir. Yüksek verimliliğe sahip batarya entegrasyonu ile menzil ve havada kalma süresinde de iyileştirmeler gerçekleştirilebilir. Ayrıca kanat, kuyruk ve gövde üzerine yerleştirilebilen güneş panelleri ile araç uçuş esnasında da güç üreterek doğrudan güç sistemine veya bataryaya aktararak havada kalma süresine doğrudan etki edebileceği düşünülmektedir.

KAYNAKÇA (REFERENCES)

- Bayrak, Z. U., Kaya, U., & Oksuztepe, E. (2020). Investigation of PEMFC performance for cruising hybrid powered fixed-wing electric UAV in different temperatures. *International Journal of Hydrogen Energy*, 45(11), 7036–7045. <https://doi.org/10.1016/j.ijhydene.2019.12.214>
- Bektaş, D. N., Yaman, G., & Dağ, T. (2022). Dikey Kalkış v e İniş Yeteneğine Sahip Bir İnsansız Hava Aracının Çok Disiplinli Kavramsal Tasarımı. *3rd International Conference on Applied Engineering and Natural Sciences*.
- DAĞ, T., ÜNLER, T., ÇOPUR, E. H., & ÇAKIN, U. (2022). Conceptual Design and Range Calculation of a Vertical Landing-Takeoff Aircraft to be Used in Urban Air Mobility. *Konya Journal of Engineering Sciences*, 10(3), 649–664. <https://doi.org/10.36306/konjes.1090492>
- Götten, F., Finger, D. F., Havermann, M., Braun, C., Marino, M., & Bil, C. (2021). Full configuration drag estimation of short-to-medium range fixed-wing UAVs and its impact on initial sizing optimization. *CEAS Aeronautical Journal*, 12(3), 589–603. <https://doi.org/10.1007/s13272-021-00522-w>
- Gur, O., & Rosen, A. (2009). Optimizing electric propulsion systems for unmanned aerial vehicles. *Journal of Aircraft*, 46(4), 1340–1353. <https://doi.org/10.2514/1.41027>
- Güzelbey, İ. H., Eraslan, Y., & Doğru, M. H. (2018). Performansı Açısından XFLR5 Kullanılarak Nümerik Olarak İncelenmesi. *The Black Sea Journal of Sciences*, 8(1), 48–65.
- Jo, D., & Kwon, Y. (2017). Analysis of VTOL UAV Propellant Technology. *Journal of Computer and Communications*, 05(07), 76–82. <https://doi.org/10.4236/jcc.2017.57008>
- Joshi, A., Tripathi, A., & Ponnalgu, R. N. (2019). Modelling and Design of a Hybrid Aerial Vehicle Combining VTOL Capabilities with Fixed Wing Aircraft. *Proceedings of the 2019 6th International Conference on Instrumentation, Control, and Automation, ICA 2019, August*, 47–51. <https://doi.org/10.1109/ICA.2019.8916678>
- Lasauskas, E., & Naujokaitis, L. (2009). Analysis of three wing sections. *Aviation*, 13(1), 3–10. <https://doi.org/10.3846/1648-7788.2009.13.3-10>
- Liersch, C. M., & Huber, K. C. (2014). Conceptual design and aerodynamic analyses of a generic UCAV configuration. *32nd AIAA Applied Aerodynamics Conference, June*, 1–17. <https://doi.org/10.2514/6.2014-2001>
- Lynch, M., Mandadzhiev, B., & Wissa, A. (2018). Bioinspired wingtip devices: A pathway to improve aerodynamic performance during low Reynolds number flight. *Bioinspiration and Biomimetics*, 13(3). <https://doi.org/10.1088/1748-3190/aaac53>
- Ostler, J. N., & Bowman, W. J. (2005). Flight testing of small, electric powered unmanned aerial vehicles. *Collection of Technical Papers - U.S. Air Force T and E Days: Transforming the T and E Enterprise, 2005*, 484–495. <https://doi.org/10.2514/6.2005-7654>
- Panagiotou, P., Tsavlidis, I., & Yakinthos, K. (2016). Conceptual design of a hybrid solar MALE UAV. *Aerospace Science and Technology*, 53(March), 207–219. <https://doi.org/10.1016/j.ast.2016.03.023>
- Retana, E. R., & Rodríguez-Cortés, H. (2007). Basic small fixed wing aircraft sizing optimizing endurance. *2007 4th International Conference on Electrical and Electronics Engineering, ICEEE 2007, Iceee*, 322–325. <https://doi.org/10.1109/ICEEE.2007.4345033>
- Sargent, P. B., & Anemaat, W. A. J. (2018). Benchmarking a robust panel code for ducted fan VTOL aircraft

design. *2018 Applied Aerodynamics Conference*, 1–14. <https://doi.org/10.2514/6.2018-4212>

Schuchardt, B. I., Becker, D., Becker, R.-G., End, A., Gerz, T., Meller, F., Metz, I. C., Niklaß, M., Pak, H., Schier-Morgenthal, S., Schweiger, K., Shiva Prakasha, P., Sülberg, J. D., Swaid, M., Torens, C., & Zhu, C. (2021). *Urban Air Mobility Research at the DLR German Aerospace Center – Getting the HorizonUAM Project Started*. 1–12. <https://doi.org/10.2514/6.2021-3197>

ÜNLER TARIK, DAĞ TOLUNAY, & ÖZTÜRK MUHAMMET. (2022). (PDF) Sabit Kanat Bir İnsansız Hava Aracı Konsept Tasarımı (3). *RD INTERNATIONAL CONFERENCE ON APPLIED ENGINEERING AND NATURAL SCIENCES* , 199–205.

Yayli, U. C., Kimet, C., Duru, A., Cetir, O., Torun, U., Aydogan, A. C., Padmanaban, S., & Ertas, A. H. (2017). Design optimization of a fixed wing aircraft. *Advances in Aircraft and Spacecraft Science*, 4(1), 65–80. <https://doi.org/10.12989/aas.2017.4.1.065>

Yeol, J. W. (2015). Design and operation of a small unmanned aerial vehicle with multiple tentacles. *2015 IEEE International Conference on Robotics and Biomimetics, IEEE-ROBIO 2015*, 1, 1877–1881. <https://doi.org/10.1109/ROBIO.2015.7419046>

Zhang, C., Zhang, C., Li, L., & Guo, Q. (2021). Parameter analysis of power system for solar-powered unmanned aerial vehicle. *Applied Energy*, 295(February), 117031. <https://doi.org/10.1016/j.apenergy.2021.117031>