

UÇAK PERFORMANS PARAMETRELERİNİ BAZ ALARAK HİBRİT-ELEKTRİK İTKİ MİMARİLERİ OPTİMİZASYONU

Berilnaz Yazıcılar¹
Orta Doğu Teknik Üniversitesi, Ankara

Prof.Dr. Dilek Funda Kurtuluş²
Orta Doğu Teknik Üniversitesi, Ankara

ÖZET

Elektrikli ve hibrit-elektrikli itki sistemleri, uçak verimliliğini ve performansını artırma konusunda benzersiz olanaklar sunmaktadır. Bu sistemler, yakıt tasarrufu, düşük emisyonlar ve gürültü azaltımı gibi önemli avantajlar sağlamaktadır. Hibrit-elektrikli uçaklar, birden fazla güç kaynağı kullanarak itki sistemi arızaları durumunda uçuşa devam edebilme kapasitesine de sahiptir. Ancak, bu sistemlerdeki ekstra serbestlik dereceleri, tasarım sürecinin karmaşıklığını artırmaktadır. Ayrıca günümüzdeki batarya teknolojilerinin sınırlamaları, bataryaların getirdiği ekstra ağırlıklar sebebiyle tamamen elektrikli motorlara dayalı mimariler henüz kullanılabilir değildir. Bu nedenle, hibrit mimariler daha az batarya ağırlığına ihtiyaç duydukları için daha çok tercih edilmektedir. Bu çalışmada Cessna Caravan 208B uçağı Uçuş El Kitabı referans alınarak motor, performans modeli oluşturulmuş ve genetik algoritma kullanılarak hibrit mimarinin en kritik unsuru olan batarya ağırlığı optimize edilmiştir. Geliştirilen bu araç sayesinde, hibritleştirilmek istenen uçağın aerodinamik özellikleri ve motor bilgileri girilerek, çok kısa bir süre içerisinde istenilen görev profiline uygun olan, en düşük batarya ağırlığı ve en iyi yakıt performansı elde edilmiştir.

GİRİŞ

Havacılık sektörünün sürekli gelişmesi, yenilenebilir olmayan enerji kaynaklarına olan bağımlılığı artırmaktadır. Bu bağımlılığı azaltabilecek teknolojilere olan ilgi hem ekonomik hem de çevresel endişeler nedeniyle giderek artmaktadır. ACARE (Advisory Council for Aviation Research and Innovation in Europe) 2050 hedeflerinde, CO2 emisyonlarının %75, NOx emisyonlarının %90 oranında azaltılması ve verimliliğin %7 oranında artırılması öngörülmektedir [ACARE, 2016]. Bu hedeflere, elektrikli uçak motoru kullanımıyla ulaşılması mümkündür. Elektrikli ve hibrit-elektrikli itki sistemleri, yenilenebilir enerji bağımlılığını, çevre kirliliğini, gürültüyü ve uçuş maliyetlerini önemli ölçüde azaltma potansiyeline sahiptir [Bil, Braun, ve Finger, 2019], [Brelje, Martins, 2018]. Bu kapsamda literatürde hibritleştirmeye yönelik birçok çalışma yapılmıştır.

İtki sistemleri ve uçak tasarım çalışmaları kapsamında, ODTÜ Havacılık ve Uzay Mühendisliği Bölümü Aerodinamik laboratuvarında da önceki dönemlerde hem deneysel hem de sayısal çalışmalar gerçekleştirilmiştir [Ahmed ve Kurtuluş, 2019; Anılır ve Kurtuluş, 2023; Anılır vd., 2023; Cakır ve Kurtuluş, 2022; Cigal vd., 2022; Fouda vd., 2022; Goli vd., 2023; Güçlü vd., 2016; Kaya vd., 2016; Özdemir ve Kurtuluş, 2023; Sazak ve Kurtuluş, 2016].

Farklı itki mimarilerinin uçak seviyesindeki performans değerlendirmelerinin otomatikleştirilmesi, kavramsal tasarım aşamasında en iyi performans sağlayacak itki mimarisinin önceden belirlenmesini mümkün kılmaktadır. Ancak, bu sistemlerdeki ekstra serbestlik dereceleri, tasarım sürecinin karmaşıklığını artırmaktadır. Tasarımın genişlemiş çözüm uzayı ve farklı itki mimarilerinin otomatikleştirilmemesi, tasarımcının kavramsal tasarım aşamasında bu mimarileri değerlendirme

¹ Berilnaz Yazıcılar, Yüksek Lisans Öğrencisi Havacılık ve Uzay Müh. Böl., E-posta: berilnaz.yazicilar@metu.edu.tr

² Prof. Dr. D. Funda Kurtuluş, Havacılık ve Uzay Müh. Böl., E-posta: kurtulus@metu.edu.tr

yeteneğini sınırlandırabilir. Farklı itki mimarilerinin uçak seviyesindeki performans değerlendirmelerinin otomatikleştirilmesi, kavramsal tasarım aşamasında en iyi performans sağlayacak itki mimarisinin önceden belirlenmesini mümkün kılmaktadır [Adler, Boggero, Bussemaker, Fouda, Kurtulus, Martins ve Nagel, 2022].

Dağıtılmış tahrik uçaklar için tasarım metodolojisinde, batarya ağırlığı tahmini önemli bir rol oynamaktadır. Özellikle, tam elektrikli uçuşlar için batarya teknolojisine sağladığı avantajlar, ağırlık cezasını aşarak daha düşük doğrudan işletme maliyetleri sağlamaktadır. Batarya ağırlığı, uçağın menziline belirleyen kritik bir faktördür [Beker, Cigal, Fouda, Haq, Kurtulus, Naeem, Saeed, Wanyonyi ve Yayla, 2019]. Yapılan çalışmada önerilen uçak tasarımında menzil 250 deniz milinden kısa olarak hedeflenmiştir, bu mesafede batarya teknolojisine avantajları, yakıtla çalışan geleneksel uçaklara göre daha verimli sonuçlar vermektedir. Bu nedenle, batarya ağırlığı tahmini, hibrit ve tam elektrikli uçakların performansı ve ekonomikliği üzerinde büyük bir etkiye sahiptir.

Havacılıkta elektrifikasyon, emisyonları azaltma potansiyeline sahip olsa da, tam elektrikli tasarımlar şu anki batarya teknolojisi nedeniyle henüz uygulanabilir değildir. Elektrikli uçaklar için mevcut batarya teknolojileri, enerji yoğunluğu açısından sınırlı kalmaktadır. Bu sınırlama, özellikle uzun mesafe uçuşları ve yüksek kapasiteli uçaklar için menzil kısıtlamalarına yol açmaktadır. Batarya kapasitesinin artırılması, elektrikli uçuşun geniş çapta benimsenmesi için kritik bir adımdır [Hepperle, 2012]. Hibrit elektrikli uçaklarda, batarya özgül enerjisinin 500 Wh/kg'ın üzerine çıkması, yakıt ve enerji tüketiminde önemli düşüşler sağlayabilir. Bu gelişme, hibrit tahrik sistemlerinin tam potansiyelini ortaya çıkararak, enerji verimliliği ve çevresel faydalar sunabilir [Emeneth, Schneegans, Vos ve Zamboni, 2019].

Özellikle performans isterlerini sağlamada takat sistemlerini hibritleştirme ve elektrikleştirme büyük önem arz etmektedir. 14 CFR Part 23 [EASA, 2017] düzenlemelerine göre, maksimum kalkış kütlesi (MTOM) 2721 kg (6000 lb) üzerinde olan çok motorlu uçakların, bir motoru arızalı olduğunda bile temel manevraları (kalkış, tırmanış ve iniş) gerçekleştirebilmesi gerekir. Bu, uçağın belirli performans kriterlerini karşılamasını sağlar. Bu kriterler genellikle minimum tırmanış oranları veya eğimleri içerir ve uçağın sertifikalandırılabilmesi için karşılanmalıdır [Bil, Braun ve Finger, 2024].

[Anderson, Martin, Marwa ve Martos, 2017] çalışması, pervaneli elektrikli ve hibrit uçakların performansını hem analitik hem de sayısal yöntemlerle detaylı bir şekilde inceler. Çalışmada, analitik formüller kullanılarak bu uçakların performans metrikleri hesaplanır, bu da tasarım sürecinde hızlı ve etkili değerlendirmeler yapılmasına olanak tanır. Sayısal simülasyonlar ise daha karmaşık ve gerçekçi performans analizleri sağlar, böylece analitik değerlendirmelerin ötesinde detaylı sonuçlar elde edilir. Bu iki yaklaşımın kombinasyonu, tasarım sürecinde önemli bir avantaj sağlar. Analitik değerlendirmeler, tasarım sürecinin erken aşamalarında hızlı ve öngörülebilir sonuçlar sunarken, sayısal yöntemler daha ayrıntılı ve gerçekçi performans analizi sağlar. Bu yaklaşım, pervaneli elektrikli ve hibrit uçakların tasarımında hem basit hem de karmaşık performans faktörlerini dikkate alarak, daha optimize ve verimli uçak tasarımları geliştirmeye yardımcı olur.

[Cameretti, Del Pizzo, Di Noia, Ferrara ve Pascarella, 2018] makalesi, bir turboprop hibrit elektrikli itki sisteminin modellenmesi ve araştırılması üzerine odaklanır. Makalede, bu tür bir itki sisteminin performansını ve verimliliğini anlamak için çeşitli modelleme yöntemleri kullanılır. Ayrıca, hibrit elektrikli itki sisteminin tasarımında karşılaşılan teknik zorluklar ve potansiyel avantajlar detaylı bir şekilde ele alınır. Çalışma, hibrit elektrikli itki sistemlerinin geliştirilmesine yönelik önemli bilgiler ve analizler sunar.

[Licheva ve Liscouët-Hanke, 2023] çalışması, bölgesel ve kısa mesafeli uçaklar için hibrit-elektrikli itki sistemleri ile ilgili kavramsal bir boyutlandırma aracını tanıtır. Çalışmada, hibrit-elektrikli itki sistemlerinin uygulanabilirliğini değerlendirmek ve tasarım sürecini desteklemek için bir araç geliştirilmiştir. Araç, uçakların performansını optimize etmek için gerekli parametreleri belirlemeye yardımcı olur ve bu tür uçakların tasarımında karşılaşılan zorlukları aşmada önemli bir rol oynar.

[Salucci, Karbowski ve Prabhakar, 2024] çalışması, küçük kısa mesafeli uçaklar için hibrit-elektrikli güç aktarma sistemlerinin performansını ve emisyonlarını kapsamlı bir şekilde modellemeyi

hedefler. Çalışmanın sonucunda, hibrit-elektrikli güç aktarma sistemlerinin, geleneksel güç sistemlerine kıyasla belirli performans avantajları sunduğu ve emisyonları önemli ölçüde azalttığı bulunmuştur. Özellikle, modelleme sonuçları, hibrit-elektrikli sistemlerin kısa mesafeli uçuşlarda yakıt tüketimini %20 kadar azaltabileceğini ve karbon emisyonlarını %30 oranında düşürebileceğini göstermiştir. Bu bulgular, küçük ticari uçakların çevresel etkilerini azaltmak için hibrit-elektrikli güç aktarma sistemlerinin potansiyelini vurgular ve bu tür sistemlerin tasarımında dikkate alınması gereken önemli performans ve emisyon verilerini sağlar.

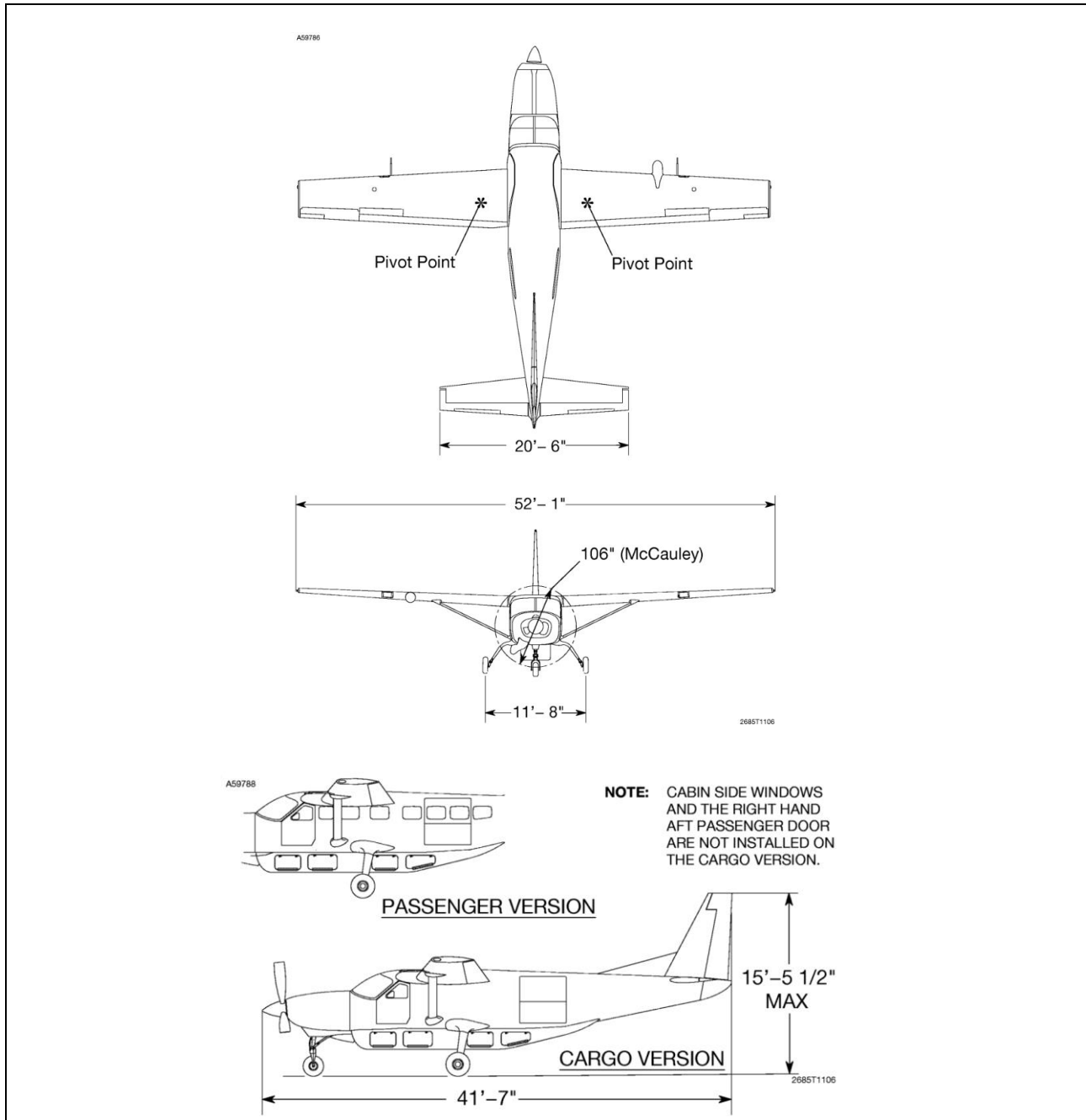
[Ciliberti, Della Vecchia, Nicolosi ve Orefice, 2020] çalışması, kısa mesafeli uçaklar için dağıtılmış elektrikli itki sistemlerinin kavramsal tasarımını ayrıntılı bir şekilde ele alır. Çalışmanın sonucunda, dağıtılmış elektrikli itki sistemlerinin aerodinamik performansı artırabileceği ve enerji verimliliğini önemli ölçüde iyileştirebileceği bulunmuştur. Özellikle, bu sistemlerin uçak tasarımında sağladığı avantajlar arasında daha düşük yakıt tüketimi ve azaltılmış gürültü seviyeleri yer almaktadır. Çalışmada yapılan analizler, dağıtılmış itki sistemlerinin, geleneksel merkezi itki sistemlerine göre %15-20 oranında daha yüksek enerji verimliliği sağladığını göstermiştir. Ayrıca, bu sistemlerin uçak performansını optimize ederek, menzil ve yük kapasitesinde iyileşmeler sunduğu ve emisyonları azaltma potansiyeline sahip olduğu belirtilmiştir. Bu bulgular, dağıtılmış elektrikli itki sistemlerinin gelecekteki uçak tasarımlarında önemli bir rol oynayabileceğini ve çevresel etkileri azaltabileceğini vurgular.

[Brown, 2019] çalışması, hibrit-elektrikli dağıtılmış itki sistemlerine sahip uçakların ön tasarımında kullanılan boyutlandırma yöntemlerini sunar. Çalışmada, bu itki sistemlerinin tasarımında karşılaşılan temel zorluklar ve bu zorlukları aşmak için geliştirilen yöntemler ayrıntılı bir şekilde ele alınmıştır. Özellikle, çalışma, hibrit-elektrikli dağıtılmış itki sistemlerinin uçuş performansını artırma potansiyelini vurgular. Çalışmanın sonuçlarına göre, önerilen boyutlandırma yöntemleri, uçakların maksimum kalkış ağırlığını %25 oranında artırabilirken, enerji verimliliğini %30 oranında iyileştirebilmektedir. Ayrıca, sistemin optimize edilmesiyle, uçakların menzil kapasitesinin %20 oranında artırılabilirliği belirtilmiştir. Bu sonuçlar, hibrit-elektrikli itki sistemlerinin tasarımında önemli iyileştirmeler sağladığını ve performans avantajları sunduğunu ortaya koymaktadır.

Bu çalışmada, literatürde yer alan araştırmalar referans alınarak, istenilen atmosferik koşullarda (irtifa, sıcaklık, rüzgar hızı), uçak boş ağırlığı, yakıt ağırlığı ve batarya ağırlığı girilerek, hibrit motorların tercih edilmesindeki en büyük kriter olan kalkış, tırmanış ve seyrüsefer performans analizleri yapabilen bir araç geliştirilmiştir. Bu performans aracı kullanılarak genetik algoritması beslenmiş, referans alınan uçağın maksimum kalkış ağırlığını geçmeyecek şekilde belirlenen görev profilini minimum yakıt ile icra edebileceği batarya ağırlığı seçimini yaklaşık 1-2 dakika içinde yapabilen bir araç geliştirilmiştir.

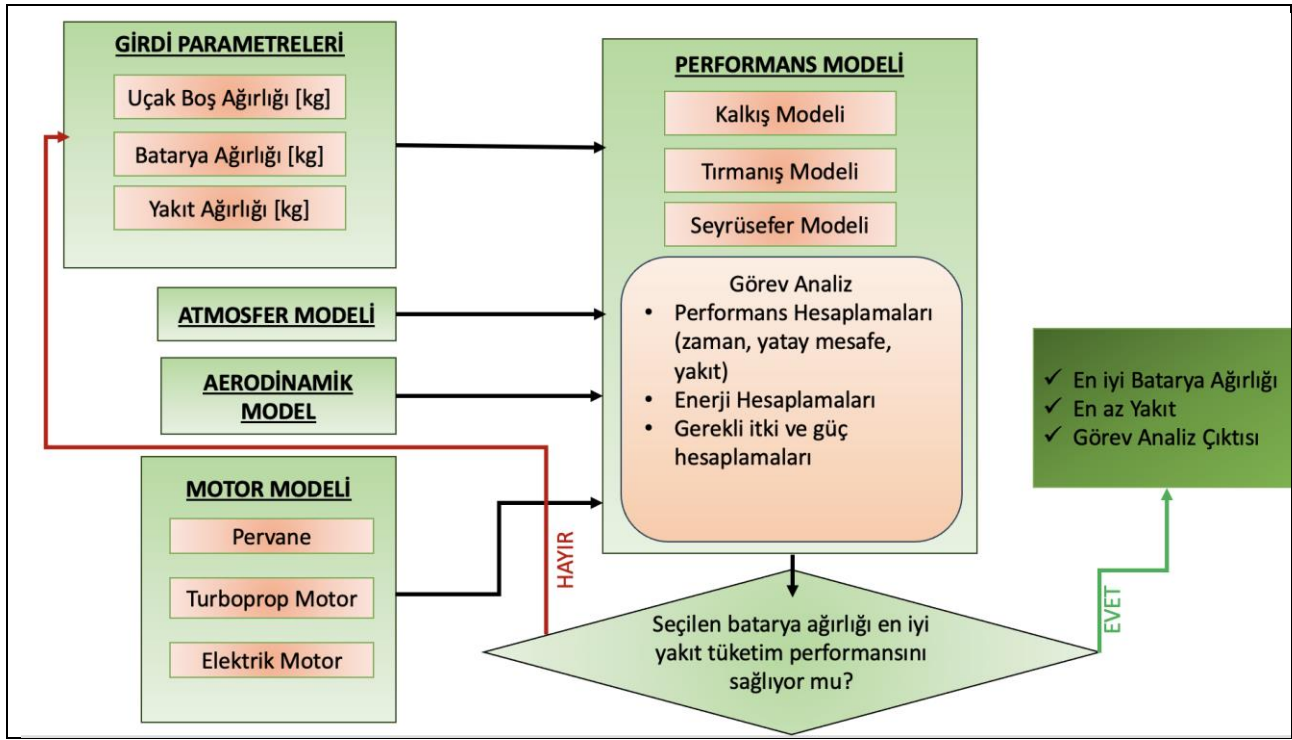
YÖNTEM

Bu çalışmada, Kargo tipi Cessna Caravan uçağının aerodinamik ve Uçuş El Kitabında yer alan performans ve motor verileri baz alınarak, görev profili koşuluyla, en optimum batarya ve yakıt ağırlığı optimizasyon çalışması genetik algoritma kullanılarak yapılmıştır. Şekil 1'de Cessna Caravan uçağının geometrik bilgileri yer almaktadır [Cessna Aircraft Company, 2018].



Şekil 1: Cessna Caravan Geometrisi [Cessna Aircraft Company, 2018]

Aerodinamik ve motor verilerine ulaşılabilen bir uçağın performans parametreleri kullanılarak, yakıt tüketimini belirlenen görev profilinde minimize edecek şekilde, batarya ağırlığına ulaşılabilen bir araç geliştirilmiştir. Literatürde, hibrit- elektrik konsept tasarım çalışmalarında kullanılan literatürde birçok araç bulunmaktadır. Detaylı araç kıyaslamaları [Brelje, 2018] çalışmasında anlatılmaktadır. [Adler, 2022] çalışmasında kullanılan OpenConcept aracı örnek alınarak MATLAB yazılım dilinde atmosfer, aerodinamik, motor, performans bloklarının yer aldığı genetik algoritması kullanarak minimum yakıtla görevi icra edebilen batarya ağırlığını bulan bir araç geliştirilmiştir. Şekil 2' de ilgili aracın akış şeması gösterilmektedir. Bu akışta ilk olarak girdi parametreleri belirlenmekte, daha sonrasında atmosfer, aerodinamik ve motor blokları ile performans analizleri yapılmaktadır. Performans analizlerinin çıktısı olarak görev analiz hesaplamaları (zaman, mesafe, yakıt), enerji hesaplamaları ve itki/güç hesaplamaları yapılmaktadır. Genetik algoritması kullanılarak en az yakıt ile görevi icra edebileceği en optimum batarya ağırlığına ulaşılmaktadır. Eğer bu sonuca ulaşamazsa girdi parametrelerini güncellemektedir.

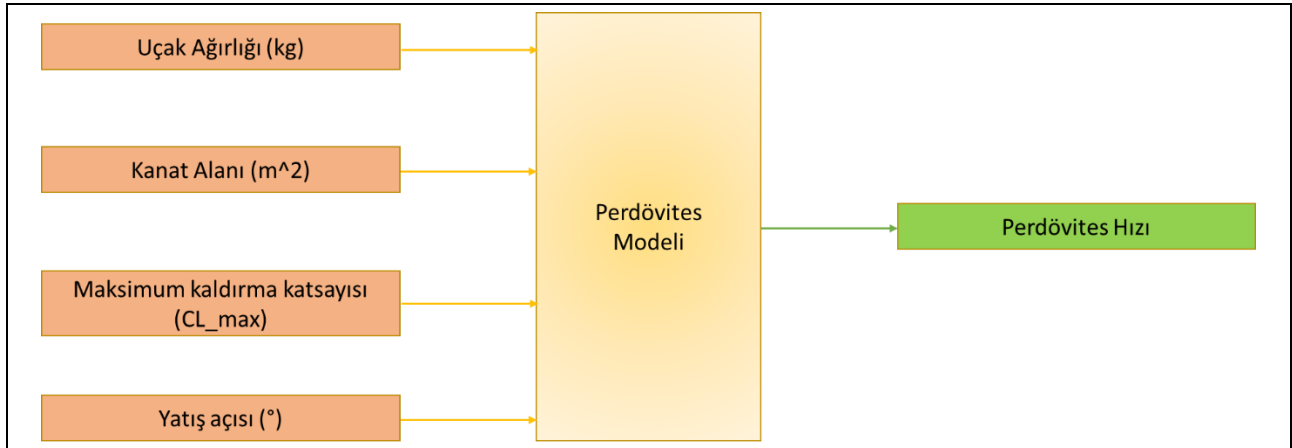


Şekil 2: Hibritleştirme Aracı Akış Şeması

PERFORMANS MODELİ

Perdövites Modeli

Perdövites hızı, bir uçağın kaldırma kuvvetinin, uçağın ağırlığını karşılamaya yetmediği hızdır. Bu hız kalkış modeline referans olmaktadır. Şekil 3'te perdövites modelinin girdileri ve çıktısı gösterilmektedir.



Şekil 3: Perdövites Modeli

Model [Denklem 1]'deki formülü referans alarak perdövites hızını hesaplamaktadır.

$$V_{\text{Perdövites}} = \sqrt{\frac{2 \cdot m \cdot g}{\rho \cdot S_w \cdot C_{L_{\max}}}}$$

Denklem 1

Denklemlerde kullanılan kısaltmalar aşağıdaki gibidir,

Kütle (m) : Uçağın toplam kütlesi (kg).

Kanat Alanı (S_w) : Uçağın kanatlarının toplam yüzey alanı (m^2).

($C_{L_{\max}}$) : OpenConcept aracı referans alınarak maksimum kaldırma katsayısı Cessna Caravan için 2,25 olarak alınmıştır [Adler, Boggero, Bussemaker, Fouda, Kurtulus, Martins ve Nagel, 2022].

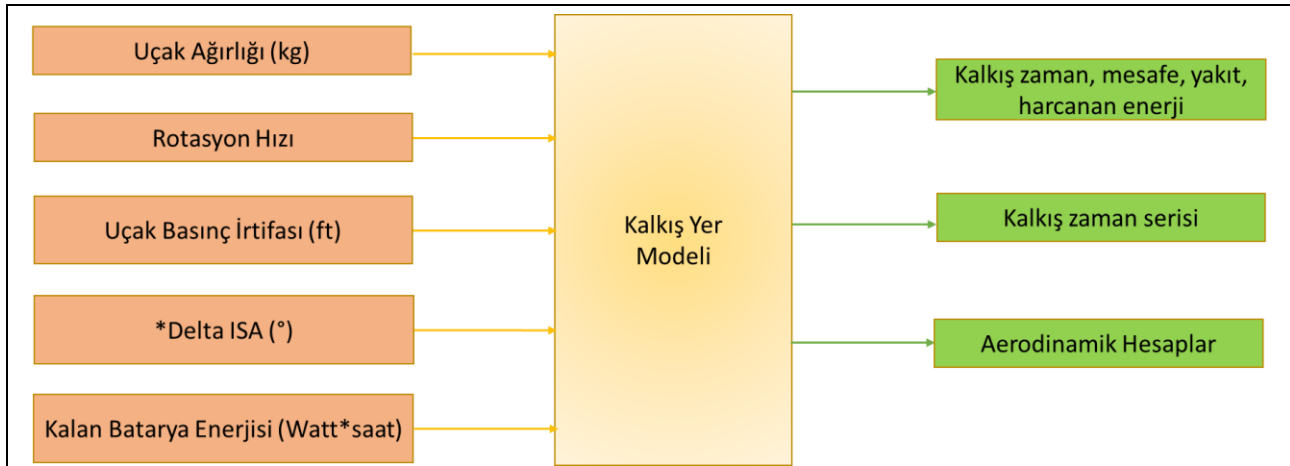
Hava Yoğunluğu (ρ):Deniz seviyesinde standart atmosferde hava yoğunluğu, 1.225 kg/m^3 olarak alınmıştır.

Yerçekimi İvmesi (g): Yerçekimi ivmesi 9.807 m/s^2 olarak kabul edilmiştir.

Kalkış Modeli

Kalkış modeli yer ve hava modeli olmak üzere iki ayrı bölümden oluşmaktadır.

Kalkış yer modeli: Bu model, bir uçağın yerden kalkış aşamasında rotasyon hızına (pilotun yerden uçağı kesmek için verdiği ilk girdi hızı) kadar olan hızlanma sürecini modellemektedir. Kalkış sırasında uçağın yer hızının artışı, aerodinamik kuvvetler ve motor itki kuvveti ile kütle ve sürtünme kuvvetleri dikkate alınarak hesaplanmaktadır. Kalkış yer modeli girdi ve çıktıları Şekil 4'te gösterilmektedir. Model girdi olarak; kalkış hızı, uçağın kütlesi, pist yüksekliği, atmosfer koşulları ve motor performansını etkileyen diğer parametreler ile kalan yakıt ve batarya enerjisi gibi veriler alınır.



Şekil 4: Kalkış Yer Modeli

*ISA: Uluslararası Standart Atmosfer (ISA) modeline göre belirlenen standart sıcaklık değerine eklenen sıcaklık değerini ifade eder

Kalkış yer modelinde kullanılan temel denklemler [Denklem 2] 'den [Denklem 13]'e kadar gösterilmektedir.

$$D = q_{\infty} S_W C_{D_g} \quad \text{Denklem 2}$$

$$L = q_{\infty} S_W C_{L_g} \quad \text{Denklem 3}$$

$$F_R = m g \sin \theta \quad \text{Denklem 4}$$

$$F_F = (m g \cos \theta - L) \mu \quad \text{Denklem 5}$$

$$F_{NET} = T - F_R - F_F - D \quad \text{Denklem 6}$$

$$m \frac{dV}{dt} = T - m g \sin \theta - \mu F_R - D \quad \text{Denklem 7}$$

$$\frac{dV}{dt} = \frac{F}{m} \quad \text{Denklem 8}$$

Her bir zaman aralığı (dt) için;

$$V_{i+1} = V_i + \frac{dV}{dt} dt \quad \text{Denklem 9}$$

$$V_{ortalama} = 0.5(V_i + V_{i+1}) \quad \text{Denklem 10}$$

$$d_{yer_{i+1}} = d_{yer_i} + V_{ortalama} dt \quad \text{Denklem 11}$$

$$S_1 = d_{yer_{son}} \quad \text{Denklem 12}$$

$$Harcanan Enerji = TV \frac{dt}{3600}$$

Denklem 13

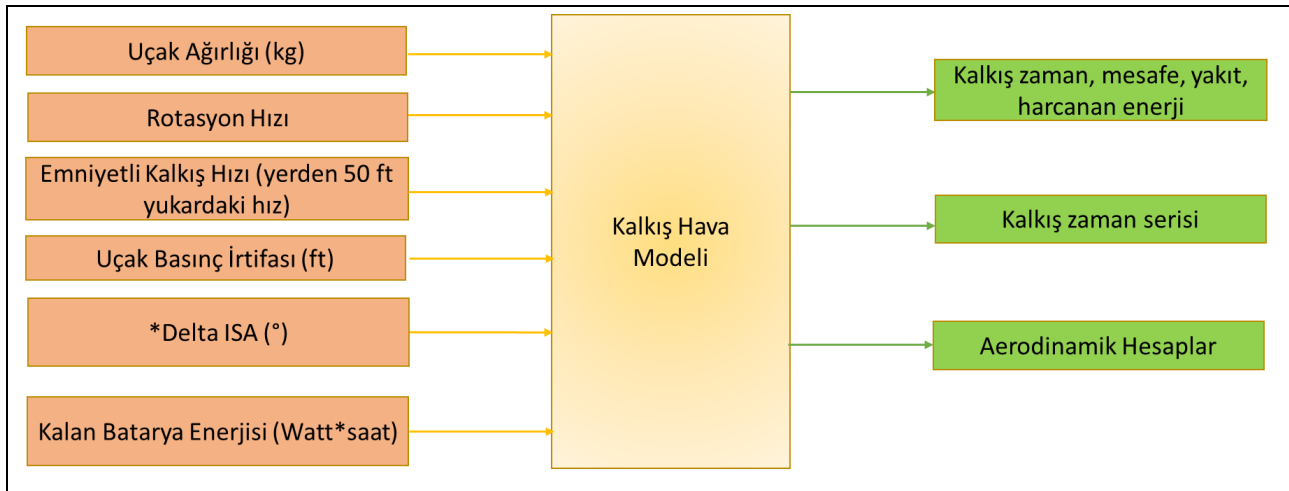
Denklemlerde kullanılan kısaltmalar aşağıdaki gibidir,

- q_{∞} : Dinamik basınç (N/m²)
- S_w : Kanat alanı (m²)
- C_{D_g} : Uçak sürüklenme katsayısı (boyutsuz)
- C_{L_g} : Uçak kaldırma katsayısı (boyutsuz)
- F_R : Dönme kuvveti (N)
- F_F : Sürtünme kuvveti (N)
- F_{NET} : Net kuvvet (N)
- m : Uçağın kütlesi (kg)
- g : Yerçekimi ivmesi (m/s²)
- θ : Uçağın yunuslama açısı (radyan)
- L : Kaldırma kuvveti (N)
- T : İtme kuvveti (N)
- D : Sürüklenme kuvveti (N)
- V : Uçağın yer hızı (m/s)
- S_1 : Uçak yer koşu mesafesi (m)

Simülasyonun başlangıcında, uçağın yer hızı sıfır olarak kabul edilir. Yer modelindeki amaç, uçak rotasyon hızına ulaşana kadar yerde uçağı hızlandırmak ve ihtiyaç duyulan performans parametrelerini elde etmektir. Simülasyon sürecinde her adımda, motor itme kuvveti, sürüklenme kuvveti ve pist üzerindeki sürtünme gibi faktörler dikkate alınarak yer hızındaki değişiklikler hesaplanır. Pist üzerindeki mesafe, geçen süre, yakıt ve enerji tüketimi güncellenir. Uçağın pist üzerindeki toplam mesafesi, geçen süresi, yakıt tüketimi ve enerji tüketimi hesaplanır. Ayrıca, kalan yakıt ve batarya enerjisi güncellenir. Simülasyon tamamlandığında, kalkış sürecinin performans verileri raporlanır. Bu veriler, pist üzerindeki toplam mesafe, geçen süre, yakıt tüketimi ve enerji tüketimi gibi bilgileri içerir. Ayrıca, simülasyon boyunca elde edilen veriler bir zaman serisi olarak kaydedilir.

Rotasyon hızı 14 CFR Part 23 [EASA, 2017] te belirtildiği üzere Perdövites hızından büyük olacak şekilde kabul edilmiştir.

Kalkış hava modeli: Bu model, bir uçağın kalkış aşamasında havalanmasını simüle etmek ve bu süreçteki performansı değerlendirmek için kullanılır. Uçak kalkış hızını, rüzgar hızını, uçağın kütlesini, basınçlı yüksekliği, hava sıcaklığını ve kalan yakıt ve batarya enerjisini girdi olarak alır. Kalkış hava modeli girdi ve çıktıları Şekil 5'te gösterilmektedir.



Şekil 5: Kalkış Hava Modeli

Uçağın kalkış hızlarına, aerodinamik kaldırma ve sürüklenme kuvvetleri hesaplanır. Uçağın yerden kalkış fazındaki zaman, mesafe, yakıt tüketimi ve kalkış için ihtiyaç duyulan enerjiyi hesaplar. [Denklem 14]'te hava fazındaki kalkış mesafe hesaplaması verilmiştir.

$$S_2 = \frac{mg(V_{50ft}^2 - V_{Rotasyon}^2)}{2g(T - D)_{ortalama}}$$

Denklem 14

S_2 : Uçak hava fazı mesafesi (m)

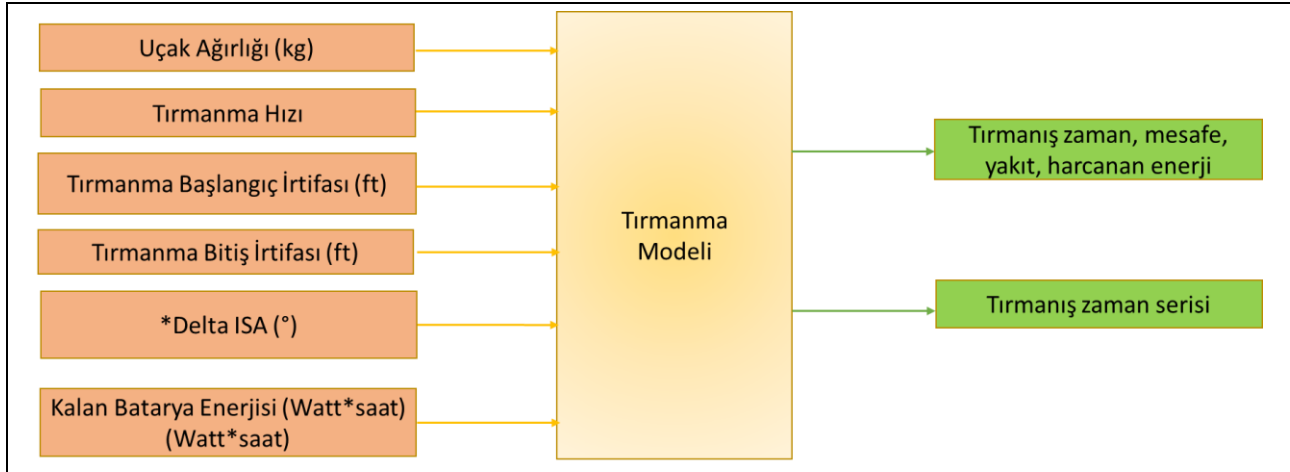
V_{50ft} : Uçak emniyetli kalkış hızı ya da yerden 50ft yukarıdaki hızı (m/s)

$V_{Rotasyon}$: Pilotun uçağın kalkması için ilk yükseliş kumandası verdiği hız (m/s)

Kalkış performansı yer modeli, hava modeli, hesaplanan aerodinamik kuvvetler ve motor gücü kullanılarak, uçağın havalanabilmesi için gereken mesafe, süre, kalkış sırasında ne kadar yakıt tüketileceği ve ne kadar enerji harcanacağı hesaplanır. Elde edilen yakıt tüketimi ve enerji tüketimi değerleri, uçağın mevcut yakıt ve batarya durumuna göre güncellenir.

Tırmanma Modeli

Tırmanma modeli uçağın belirli bir irtifa aralığında tırmanış performansını hesaplamak amacıyla geliştirilmiştir. Girdi olarak, uçağın tırmanış hızını, kütlelerini, başlangıç ve hedef irtifaları, hava sıcaklığını ve kalan yakıt ile batarya enerjisini alır. Tırmanış modelinin girdi ve çıktıları Şekil 6'da gösterilmektedir.



Şekil 6: Tırmanma Modeli

Simülasyonun başlangıcında, tırmanış süresi, kat edilen mesafe, yakıt tüketimi ve enerji tüketimi sıfır olarak ayarlanır. Başlangıç irtifası kullanılarak ilk tırmanış koşulları belirlenir. Tırmanış sırasında motorun ve uçağın aerodinamik performansını hesaplanır. Simülasyon sırasında, uçağın irtifası hedef irtifaya ulaşana kadar güncellenir. Her adımda, irtifa artışı, yakıt tüketimi, tırmanış süresi, mesafesi, kalan yakıt ve batarya enerjisi düzenli olarak güncellenir ve hesaplanır. Tırmanış performans hesaplarında kullanılan temel denklemler Denklem 15'ten Denklem 19'e kadar verilmiştir.

Enerji performansı denklemi, itki (T), sürüklenme kuvveti (D) ve gerçek hava hızı (V) ile ağırlık (mg) arasındaki ilişkiyi tanımlar. Özgül artan güç hesabı Denklem 15'te verilmektedir.

$$SEP = \frac{(T - D)V}{mg} \frac{1}{\left(1 + \frac{V}{g} \frac{dV}{dH}\right)}$$

Denklem 15

g : Yer çekimi ivmesi

$\frac{dV}{dH}$: İrtifaya bağlı ivmelenme

Uçuş yolu açısı (γ), Denklem 16'da verilmiştir.

$$\gamma = \arcsin\left(\frac{SEP}{V}\right) \quad \text{Denklem 16}$$

Uçak kaldırma katsayısı (C_L), uçağın ağırlığı (W), uçuş yolu açısı (γ), gerçek hava hızı (V) ve kanat alanı (S) ile ilişkilidir, Denklem 17' de hesaplaması verilmiştir.

$$C_L = \frac{W \cos \gamma}{0.5 \rho V^2 S} \quad \text{Denklem 17}$$

Sürüklenme katsayısı, temel sürüklenme katsayısı (C_{D0}) ve kaldırma katsayısına (C_L) bağlı ikinci dereceden bir terim ile tanımlanır, Denklem 18'de formülü verilmiştir.

$$C_D = C_{D0} + k C_L^2$$

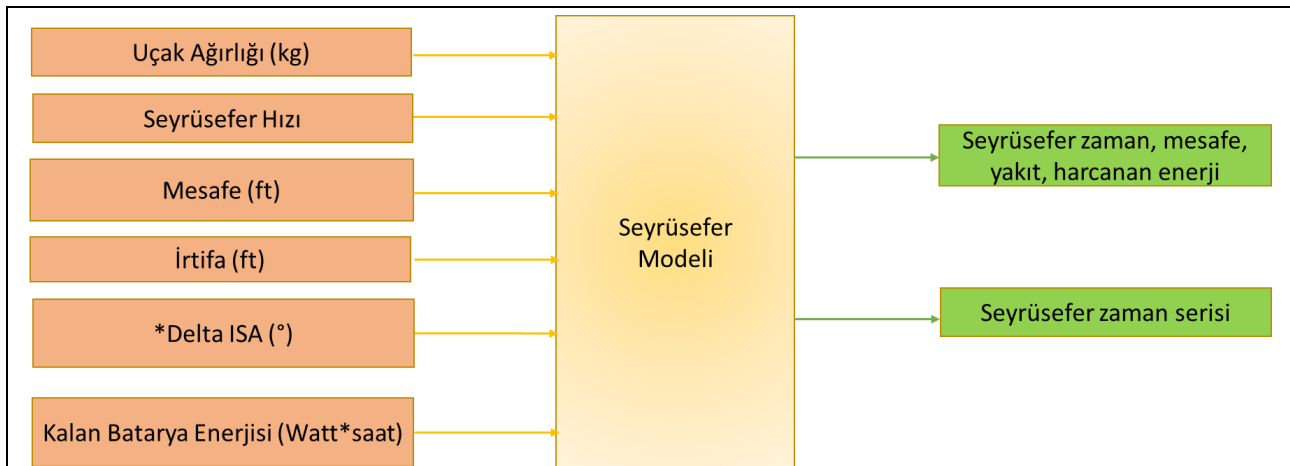
İndüklenmiş sürtünme katsayısı (k) ise kanat açıklık oranı (AR) ve Oswald verimlilik faktörü (e) ile ilişkilidir, Denklem 19'da formülü verilmiştir.

$$k = \frac{1}{\pi e AR} \quad \text{Denklem 19}$$

Seyrüsefer Modeli

Seyrüsefer modeli uçağın belirli bir mesafeyi yatay uçuşta kat etme performansını hesaplar. Fonksiyon, uçağın seyir hızını, motor tipini, kat edilecek mesafeyi, uçağın kütlesini, mevcut irtifayı, hava sıcaklığını ve kalan yakıt ile batarya enerjisini alır, Şekil 7'de gösterilmektedir. Simülasyonun başlangıç değerleri olarak seyir süresi, kat edilen mesafe, yakıt tüketimi ve enerji tüketimi sıfır olarak ayarlanır. İlk olarak, belirtilen hız ve diğer koşullara göre motorun ve aerodinamik özelliklerin hesaplanabilmesi için yardımcı fonksiyonu çağırılır. Bu fonksiyon, motorun sağladığı itme kuvvetinin, aerodinamik drag ile uyumlu olması için gerekli ayarlamaları yapar. Motorun itme kuvveti ile drag arasındaki fark, uygun bir motor ayarı elde etmek için sürekli olarak düzeltilir. Daha sonra, atmosfer fonksiyonu kullanılarak, mevcut hava koşulları belirlenir. Bu hava koşulları, fonksiyonun başlangıç adımındaki performans verilerinin hesaplanmasında kullanılır.

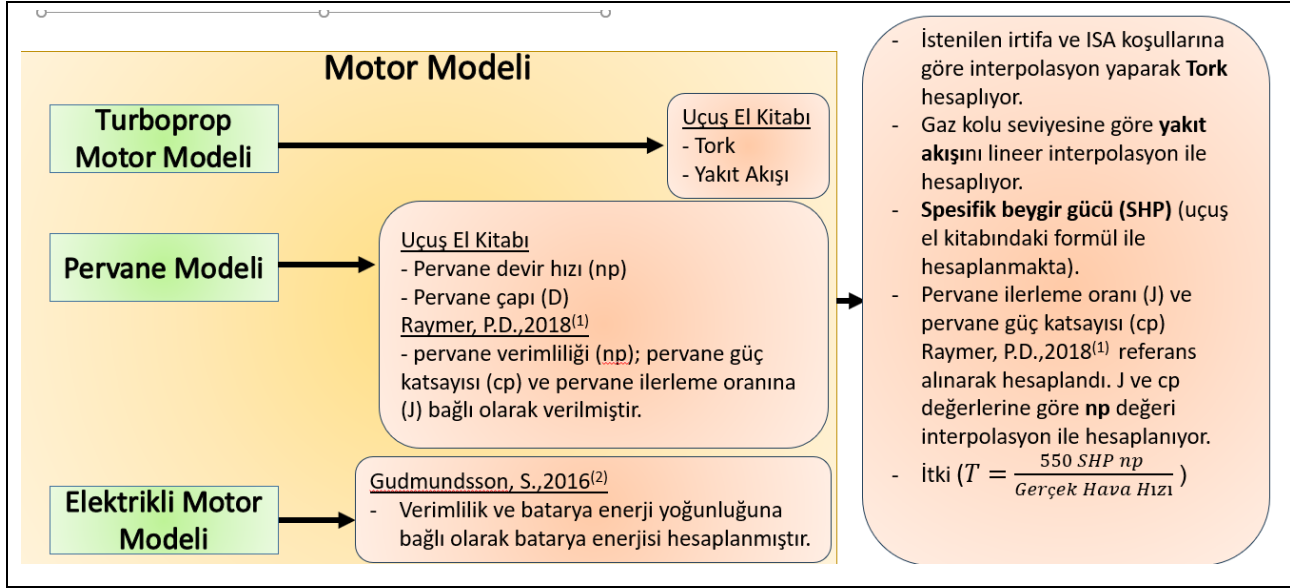
Seyir sırasında, uçak belirtilen mesafeyi belirli adımlar halinde kat eder. Her adımda, hava koşullarına göre motor performansı ve aerodinamik sürüklenme hesaplanır. Yakıt tüketimi, kat edilen mesafe ve enerji tüketimi her adımda güncellenir. Yakıt ve batarya enerjisindeki değişiklikler hesaplanır ve kalan yakıt ile batarya enerjisi güncellenir. Her adımda, uçağın kat ettiği mesafe, geçen süre, yakıt tüketimi ve enerji tüketimi hesaplanır. Bu veriler, uçuşun seyir kısmının performansını değerlendirmek için kullanılır. Hesaplanan değerler, zaman serisi şeklinde kaydedilir ve güncellenir.



Şekil 7: Seyrüsefer Modeli

MOTOR MODELİ

Motor modeli bir ana fonksiyon ve üç alt fonksiyondan oluşmaktadır, Şekil 8’de motor modeli ve alt fonksiyonları gösterilmektedir. Ana motor modeli, alt fonksiyonları kullanarak itki (T) ve spesifik beygir gücünü (SHP) çıktı olarak vermekte. Alt fonksiyonlar, turboprop motor modeli, pervane modeli ve elektrikli motor modeli olmak üzere üç ayrı fonksiyonda yönetilmektedir.



Şekil 8: Motor Modeli

Uçuş El Kitabında [Cessna Aircraft Company, 2018] spesifik beygir gücü hesabı (SHP), [Denklem 20] deki gibi verilmektedir. [Denklem 20]’de kısaltma olarak, pervane dönüş hızı (n), gaz kolu seviyesi (thr) olarak yer almaktadır. [Denklem 21] ve [Denklem 22], [Raymer, 2018] referans alınarak hesaplanan pervane ilerleme oranı (J) ve pervane güç katsayısı (c_p) formülleridir. İtki (T) hesabı ise [Raymer, 2018] referans alınarak, [Denklem 21] ve [Denklem 22], kullanılarak hesaplanmaktadır [Denklem 23].

$$SHP = \frac{Tork}{Motor\ Maksimum\ Tork} n \frac{thr}{100} \quad \text{Denklem 20}$$

$$J = \frac{V}{nD} \quad \text{Denklem 21}$$

$$c_p = 550 SHP / \rho n^3 D^5 \quad \text{Denklem 22}$$

$$T = \frac{550 SHP np}{Gerçek\ Hava\ Hızı} \quad \text{Denklem 23}$$

Turboprop Motor Modeli

Turboprop motor modeli Uçuş El Kitabı [Cessna Aircraft Company, 2018] referans alınarak, tork ve yakıt tüketim verilerinden oluşmaktadır. Veriler tırmanış performans tablolarından alındığından güç kolu değeri 100 olarak kabul edilmiştir. Seyrüsefer modelinde kalan itki (T) ve sürtünme kuvveti (D) arasındaki fark sıfır olana kadar iterasyon dönmekte, eşitlik sağlandığındaki gaz kolu değeri seyirüsefer gaz kolu değeri olarak bulunmaktadır.

Pervane Modeli

Pervane modeli, iki ana kaynak referans alınarak oluşturulmuştur. Pervane dönüş hızı (n) ve çapı (D), Cessna Caravan Uçuş El Kitabı [Cessna Aircraft Company, 2018]'ndan alınmıştır. [Raymer,2018] referans alınarak pervane verimliliği (η_p), pervane güç parametresine (c_p) ve pervane ilerleme oranına (J) bağlı olarak verilmiştir.

Elektrikli Motor Modeli

Batarya hesaplamalarında, batarya ağırlığı hesaplama formülü referans alınarak batarya ağırlık tahmininde bulunulmuştur [Denklem 24]. Motor verimliliği 0.82 ve batarya enerji yoğunluğu, $250 \frac{Wh}{kg}$ olarak alınmıştır [Gudmundsson, S., 2016].

Batarya Enerjisi ($W.h$)

$$= \text{Batarya Ağırlığı (kg)} \cdot \text{Batarya Enerji Yoğunluğu} \left(\frac{W.h}{kg} \right)$$

Denklem 24

OPTİMİZASYON

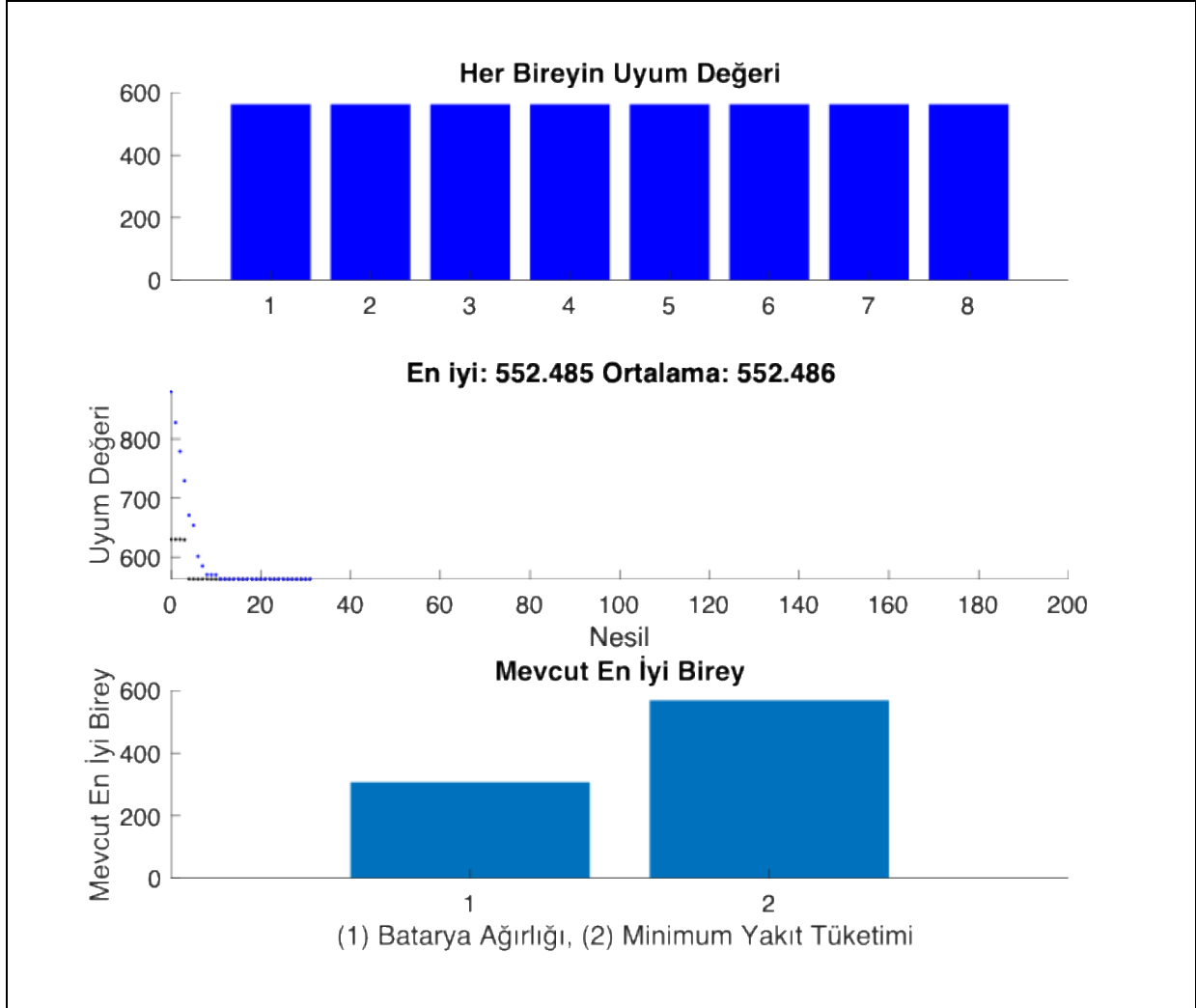
Bu çalışmada, uçağın batarya ve yakıt ağırlıklarını optimize etmek amacıyla genetik algoritma kullanılmaktadır. Geliştirilen yazılımda, öncelikle uçağın boş ağırlığını kilogram cinsinden belirleyip, başlangıçtaki yakıt ağırlığını tanımlar. İki ana kısıtlama mevcuttur: batarya ve yakıt ağırlıklarının toplamı, başlangıçtaki yakıt ağırlığından fazla olmamalı ve negatif ağırlıklar mümkün olmamalıdır. Bu kısıtlamaların amacı, maksimum kalkış ağırlığını [Cessna Aircraft Company, 2018] koruyacak bir analiz yapılmasını sağlamaktır. Genetik algoritma, batarya ve yakıt ağırlıklarını çeşitli çözümlerle performans modelinin sonuçlarını değerlendirerek en iyi sonucu elde etmeye çalışır ve en uygun ağırlıkları belirler. Amaç fonksiyonu, belirlenen ağırlıklarla uçağın yakıt tüketimini hesaplar; simülasyon sırasında bir hata oluşması durumunda, Uçuş el kitabından [Cessna Aircraft Company, 2018] alınan maksimum yakıt tüketimi değeri atanır. Sonuç olarak, en uygun batarya ve yakıt ağırlıkları belirlenerek uçağın yakıt verimliliği artırılmaktadır.

Genetik algoritmalar, problemin çözümünü kromozom olarak adlandırılan bireyler üzerinde temsil eder. Bu bireyler, genellikle bit dizileri, sayılar veya diğer veri yapıları olabilir. Her birey, çözüm uzayındaki potansiyel çözümleri temsil eder. Algoritmanın başında, rastgele veya belirli bir stratejiye göre oluşturulmuş bir popülasyon ile başlar. Bu popülasyon, çözüm uzayındaki çeşitli bölgeleri kapsayan bir dizi kromozom içerir. Her bireyin ne kadar iyi bir çözüm sunduğunu belirlemek için bir uygunluk fonksiyonu kullanılır. Bu fonksiyon, her kromozomun problemdeki başarısını değerlendirir ve genellikle hedef fonksiyonun optimize edilmesi üzerine kurulur. Seçilim, daha iyi performans gösteren bireylerin yeni nesillere aktarılmasını sağlar. Bu işlem, genellikle uygunluk değerlerine göre yapılır ve daha yüksek uygunluk değerine sahip bireylerin seçilme olasılığı daha yüksektir. Çaprazlama, iki veya daha fazla bireyden yeni bireyler oluşturma işlemidir. Bu işlem, genetik materyalin karışmasını sağlar ve genetik çeşitliliği artırarak çözüm uzayında daha geniş bir arama yapılmasına olanak tanır. Mutasyon, bireylerin genetik materyalinde küçük rastgele değişiklikler yaparak çözüm uzayındaki keşif sürecini zenginleştirir. Bu işlem, algoritmanın yerel maksimumlardan kaçınmasına ve daha geniş bir çözüm uzayını araştırmasına yardımcı olur. Seçilim, çaprazlama ve mutasyon işlemlerinin ardından yeni bir popülasyon oluşturulur. Bu yeni popülasyon, mevcut bireylerin genetik özelliklerini taşır ve problem çözümüne daha yakın çözümler üretme kapasitesine sahiptir. Genetik algoritmalar, geniş bir uygulama yelpazesine sahiptir ve çeşitli alanlarda kullanılır. Optimizasyon problemleri, makine öğrenmesi, yapay zeka, operasyon araştırmaları ve daha fazlasında etkili çözümler sunar. Genetik algoritmalar, doğanın evrimsel süreçlerini taklit ederek çözüm arayışını optimize eden güçlü araçlar sunar ve geniş bir yelpazede problem çözme kapasitesine sahiptir [Reeves ve Rowe, 2003].

UYGULAMALAR VE SONUÇLAR

Genetik Algoritması Optimizasyon Sonuçları

Şekil 10'da genetik algoritması kullanarak yapılan optimizasyon sonuçları verilmektedir. İlk iki grafik genetik algoritmasının her bireyin uyum değerini ve en iyi / ortalama uyum değerlerini göstermektedir. Alttaki son grafikte yer alan mavi dikdörtgenlerin ilki batarya kullanımını, ikincisi ise yakıt kullanımını temsil etmektedir. Bu optimizasyon sonucunda, tanımlanan görev profilini en az yakıt harcıyarak gerçekleştirebilecek batarya ağırlığı 319 kg, yakılan yakıt ise 552 olarak bulunmuştur.

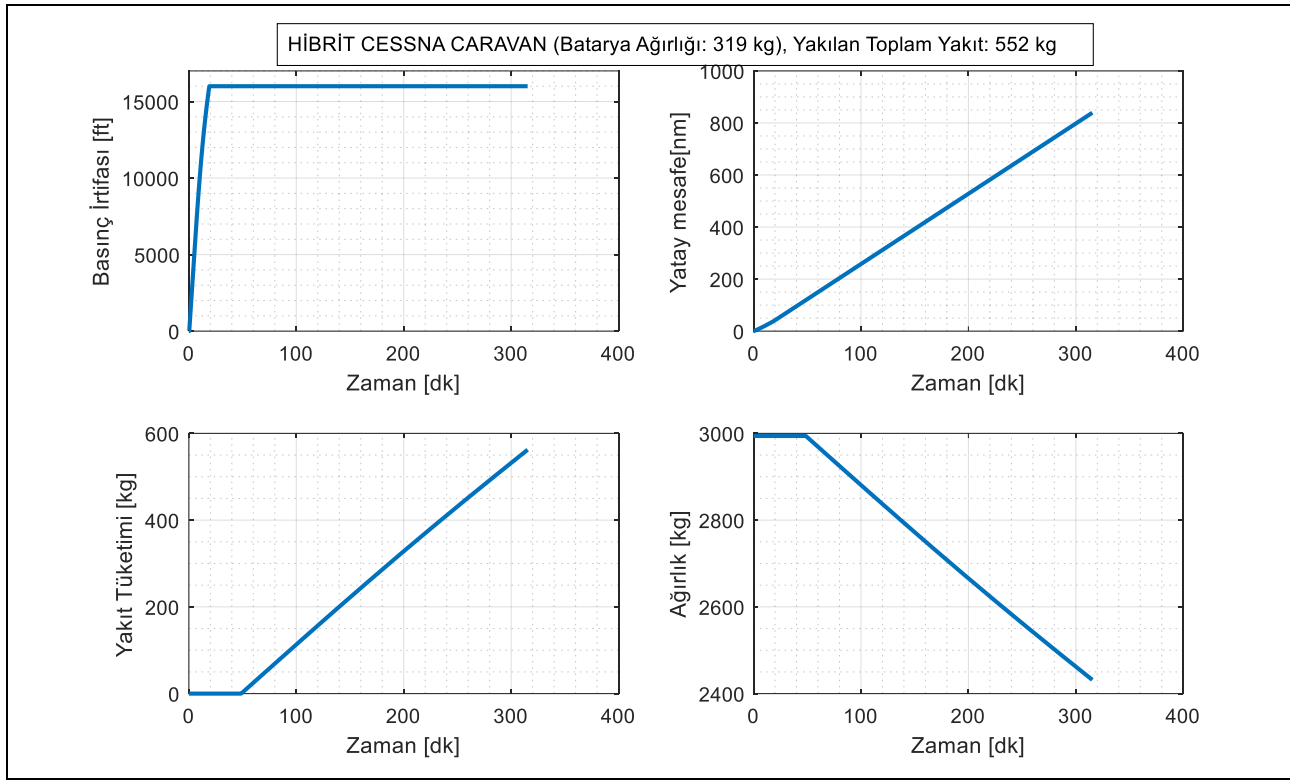


Şekil 9: Genetik Algoritması Optimizasyon Sonuçları

Performans Modeli Sonuçları

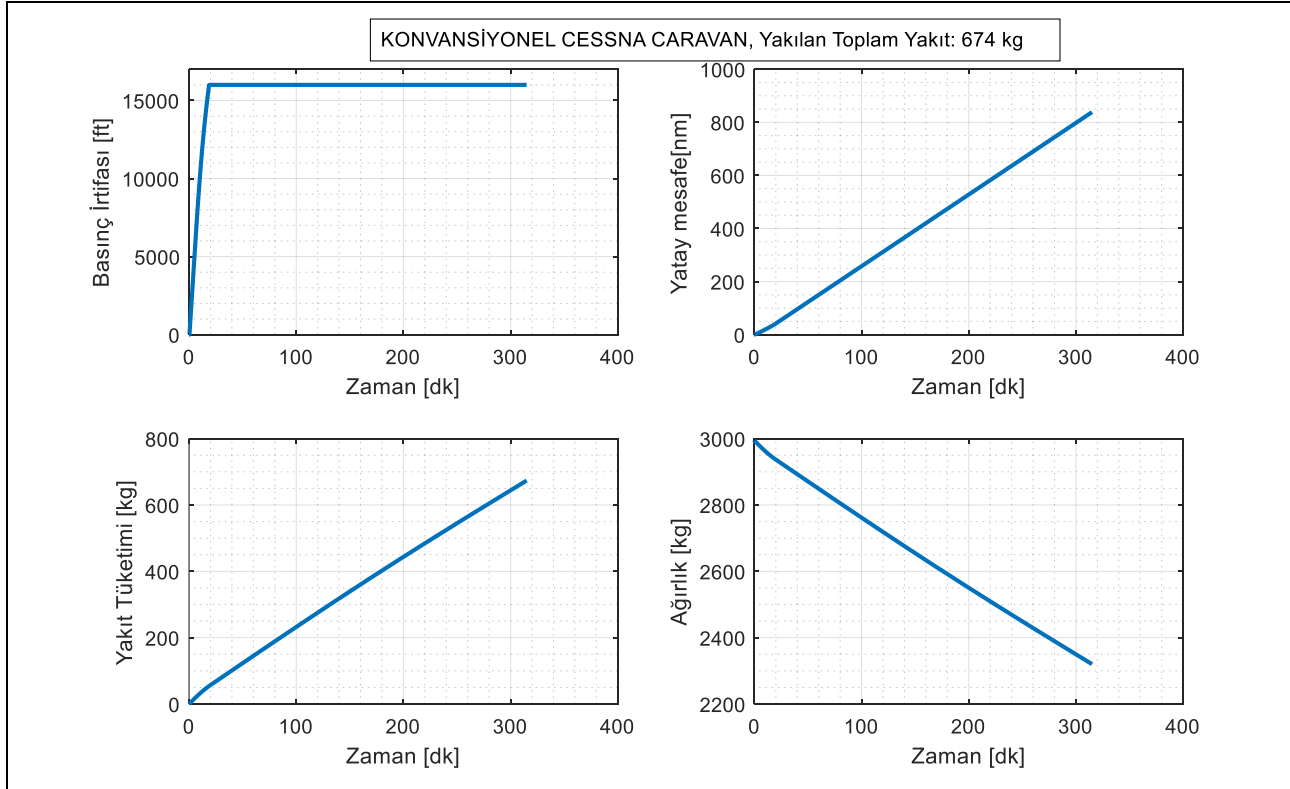
Genetik algoritma kullanılarak elde edilen optimizasyon sonuçları ile Hibritleştirilmiş Cessna Caravan uçağı ile aynı koşullarda konvansiyonel motor ile alınan sonuçlar performans modeli kullanılarak karşılaştırılmıştır.

Hibritleştirilmiş Cessna Caravan performans modeli sonuçları Şekil 10'daki gibidir, sol üst kısımda zamana bağlı basınç irtifası; sol altta zamana bağlı yakıt tüketimi, sağ üstte, zamana bağlı yatay mesafe (menzil), sağ altta ise zamana bağlı ağırlık bilgileri verilmektedir. Görüldüğü üzere kalkış, tırmanış ve seyirin bir kısmında batarya kullanılmış, sonrasında ise konvansiyonel motora geri dönüşülmüştür. Toplamda batarya ağırlığı 319 kg, yakılan yakıt ise 552 kg'dır.



Şekil 10: Hibritleştirilmiş Cessna Caravan Görev Profili Sonuçları

Şekil 11 de ise konvansiyonel motorla aynı koşullarda alınmış sonuçlar mevcuttur. Görüldüğü üzere toplam harcanan yakıt miktarı 674 kg'dır. Sonuç olarak, ilgili görev profiline sahip bir Cessna Caravan Uçağı hibritleştirilerek 122 kg yakıt tasarrufu elde etmiştir.



Şekil 11: Konvansiyonel Motorlu Cessna Caravan Görev Profili Sonuçları

SONUÇ

Bu çalışmada MATLAB kullanılarak, belirli atmosferik koşullarda (irtifa, sıcaklık, rüzgar hızı) uçak boş ağırlığı, yakıt ağırlığı ve batarya ağırlığı gibi parametreler girilerek, hibrit motor batarya ağırlığını performans parametreleri kapsamında değerlendiren bir analiz aracı geliştirilmiştir. Bu araç, kalkış, tırmanış ve seyrüsefer performansını analiz edebilmekte ve genetik algoritma ile beslenen bir sistem sayesinde, referans uçağın maksimum kalkış ağırlığını aşmadan belirlenen görev profilini minimum yakıt tüketimiyle gerçekleştirebilecek batarya ağırlığını belirlemektedir. Uygulanan araç ile Cessna Caravan uçağında 122 kg daha az yakıt tüketimi sağlayacak bir batarya ağırlığı elde edilmiştir. Gelecek çalışmalarda, farklı görev profilleri için süzülüş ve iniş performans araçlarının da eklenmesi planlanarak daha kapsamlı analizler yapılması hedeflenmektedir.

Kaynaklar

- ACARE (Institution), 2016. *Strategic Research and Innovation Agenda*, Tech. Rep. June (Advisory Council for Aviation Research and Innovation in Europe).
- Adler, E. J., Boggero, L., Bussemaker, J. H., Fouda, M., Kurtulus, D. F., Martins, J. R. R. A., ve Nagel, B., 2022. *Automated Hybrid Propulsion Model Construction for Conceptual Aircraft Design and Optimization*, ICAS 2022.
- Ahmed, T., ve Kurtulus, D. F., 2019. *Technology Review of Sustainable Aircraft Design*. Sustainable Aviation. Springer, pp. 137-152, ISBN 978-3-030-14194-3.
- Anılır, B., Afzal, A., Said Al Abri, O. K., Khamis Al Dhafari, L. S., Khan, A. A., ve Kurtulus, D. F., 2023. *Design and Analysis of a Small-Scale Solar Powered UAV*, ICASET 2023, Muscat, Oman, 3-5 October 2023, paper no: 2290.
- Anılır, B., ve Kurtulus, D. F., 2023. *Pre- and Post-Stall Characteristics of a Very Light Aircraft's Wing for Different Design Parameters*, Progress in Computational Fluid Dynamics, An International Journal, Vol. 23, No. 5, pp. 278-291.
- Anderson, R. P., Martin, S. M., Marwa, M., ve Martos, B. C., 2017. *Analytic and Numeric Forms for the Performance of Propeller-Powered Electric and Hybrid Aircraft*. 55th AIAA Aerospace Sciences Meeting, AIAA SciTech Forum, 9-13 Ocak 2017, Grapevine, Texas.
- Beker, C., Cigal, N., Fouda, M., Haq, R., Kurtulus, D. F., Naeem, H. N., Saeed, M. A., Wanyonyi, S. N., ve Yayla, M., 2019. *Design Methodologies of a Distributed Propulsion Aircraft*. 0. Ankara Uluslararası Havacılık Konferansı (AIAC-2019), 18-20 Eylül, ODTÜ, Ankara, Türkiye.
- Bil, C., Braun, C., ve Finger, D. F., 2019. *Initial Sizing Methodology for Hybrid-Electric General Aviation Aircraft*. Journal of Aircraft.
- Bil, C., Braun, C., ve Finger, D. F., 2024. *Initial Sizing Methodology for Hybrid-Electric General Aviation Aircraft*. RMIT University, Melbourne, Victoria, Australia; FH Aachen University of Applied Sciences, Aachen, Germany.
- Brelje, B. J., ve Martins, J. R. R. A., 2018. *Development of a Conceptual Design Model for Aircraft Electric Propulsion with Efficient Gradients*, 2018 AIAA/IEEE Electric Aircraft Technologies Symposium, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Reston, Virginia.
- Brown, M., de Vries, R., ve Vos, R., 2019. *Preliminary Sizing Method for Hybrid-Electric Distributed-Propulsion Aircraft*. Journal of Aircraft: Devoted to Aeronautical Science and Technology, 56(6), 2172-2188. <https://doi.org/10.2514/1.C035388>.
- Cameretti, M. C., Del Pizzo, A., Di Noia, L. P., Ferrara, M., ve Pascarella, C., 2018. *Modeling and Investigation of a Turboprop Hybrid Electric Propulsion System*. Aerospace, 5, 123. doi:10.3390/aerospace5040123.
- Cakır, H., ve Kurtulus, D. F., 2022. *Design and Aerodynamic Analysis of a VTOL Tilt-Wing UAV*, Turkish Journal of Electrical Engineering & Computer Sciences, 30, pp. 767-784, DOI: 10.3906/elk-2105-59.
- Cessna Aircraft Company, 2018. *Cessna 208 Caravan Flight Manual*. Cessna Aircraft Company, 6. Baskı, 1 Temmuz 2018.
- Cigal, N., Naeem, N., Ratei, P., Kilkis, S., Prakasha, P. S., ve Kurtulus, D. F., 2022. *Sensitivity Analysis for Aerial Wildfire Fighting Tactics with Heterogeneous Fleet via System of Systems Simulation Framework*, Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2022, DLRK 2022, 27-29 September 2022, Dresden, Germany.
- Ciliberti, D., Della Vecchia, P., Nicolosi, F., ve Orefice, F., 2020. *Conceptual Design of Commuter Aircraft including Distributed Electric Propulsion*. Sunum, AIAA AVIATION Forum, Sanal Etkinlik, AIAA AVIATION 2020 Forum, 15-19 Haziran.
- Emeneth, M., Schneegans, A., Vos, R., ve Zamboni, J., 2019. *A Method for the Conceptual Design of Hybrid Electric Aircraft*. Sunulduğu Yer: AIAA SciTech 2019 Forum, 7-11 Ocak 2019, San Diego, Kaliforniya.
- European Union Aviation Safety Agency (EASA), 2017. *Certification Specifications for Normal-Category Aeroplanes (CS-23)*. Amendment 5, 30 August 2017.
- Fouda, M., Adler, E. J., Bussemaker, J. H., Martins, J. R. R. A., Kurtulus, D. F., ve Boggero, L., 2022. *Automated Hybrid Propulsion Model Construction for Conceptual Aircraft Design and*

- Optimization*, ICAS Paper 2022_0593, 33rd Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, Stockholm, Sweden, 4-9 September 2022.
- Goli, S., Kurtulus, D. F., Alhems, L. M., Memon, A. M., ve Imran, I. H., 2023. *Experimental study on efficient propulsion system for multicopter UAV design applications*, Results in Engineering, Vol. 20, 101555, 10.1016/j.rineng.2023.101555, pp. 1-18.
- Gudmundsson, S., 2016. *General Aviation Aircraft Design: Applied Methods and Procedures*. 2. Baskı, Elsevier, Amsterdam, Hollanda, s. 247-251.
- Guclu, A., Kurtulus, D. F., ve Arikan, K. B., 2016. *Attitude and Altitude Stabilization of Fixed Wing VTOL Unmanned Air Vehicle*, AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference, Washington, D.C., USA, 13-17 June 2016, AIAA 2016-3378.
- Hepperle, M., 2012. *Electric Flight – Potential and Limitations* (Tech. Rep.). NATO, Braunschweig.
- Kaya, D., Kutay, A. T., Kurtulus, D. F., Tekinalp, O., Simsek, I., Soysal, S., ve Hosgit, G., 2016. *Propulsion System Selection and Modeling for a Quadrotor with Search and Rescue Mission*, 54th AIAA Aerospace Sciences Meeting, San Diego, California, USA, 4-8 January 2016, AIAA 2016-1528.
- Licheva, G., ve Liscouët-Hanke, S., 2023. *A Conceptual Sizing Tool for Regional and Commuter Aircraft with Hybrid-Electric Propulsion*. Sunum, AIAA SciTech Forum, National Harbor, MD & Online, AIAA SCITECH 2023 Forum, 23-27 Ocak.
- Ozdemir, M., ve Kurtulus, D. F., 2023. *Model Based Aircraft Design and Optimization: A Case Study with Cessna 172N Aircraft*, Engineering Research Express, Vol. 5, No. 3, 035072, pp. 1-22, <https://doi.org/10.1088/2631-8695/acf646>.
- Raymer, D. P., 2018. *Aircraft Design: A Conceptual Approach*, 8. Baskı, AIAA Education Series
- Reeves, C., ve Rowe, J. E., 2003. *Genetic Algorithms: Principles and Perspectives: A Guide to GA Theory*. Springer, ISBN 978-1852337102.
- Salucci, F., Karbowski, D., ve Prabhakar, N., 2024. *Modeling of Hybrid-Electric Powertrains for Small Commuter Aircraft to Assess Performance and Emissions*. Sunum, AIAA SciTech Forum, Orlando, FL, AIAA SCITECH 2024 Forum, 8-12 Ocak.
- Sazak, E., ve Kurtulus, D. F., 2016. *Parametric Investigation of Hull Shaped Fuselage for an Amphibious UAV*, Ninth International Conference on Computational Fluid Dynamics, ICCFD9, Istanbul, July 2016.