

# Hibrit-Elektrikli İtki Sistemine Sahip Cessna 172S Uçağında Uçuş Parametrelerinin Gri İlişkisel Analiz Yöntemi ile Optimizasyonu

Ismail ATA\* 

<sup>1</sup>Erciyes Üniversitesi, Havacılık ve Uzay Bilimleri Fakültesi, Uzay Mühendisliği Bölümü, Kayseri, Türkiye

## Article Info

Research article  
Received: 21/11/2023  
Revision: 12/12/2023  
Accepted: 12/12/2023

## Keywords

Hybrid-electric propulsion system  
Grey relational analysis  
Electrification  
Fuel saving

## Makale Bilgisi

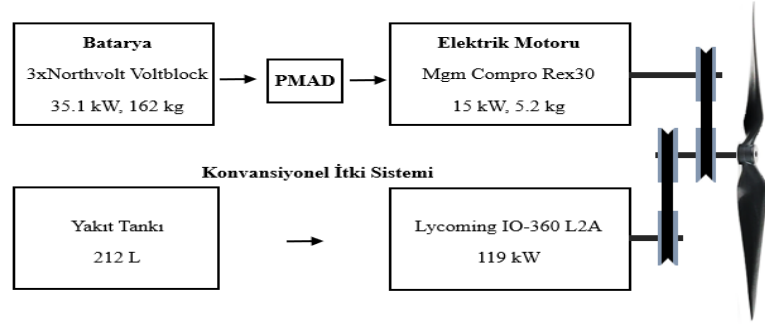
Araştırma makalesi  
Başvuru: 21/11/2023  
Düzeltilme: 12/12/2023  
Kabul: 12/12/2023

## Anahtar Kelimeler

Hibrit-Elektrikli itki sistemi  
Gri ilişkisel analizi  
Elektrikleşme  
Yakıt tasarrufu

## Graphical/Tabular Abstract (Grafik Özet)

Bu çalışmada, Gri İlişkisel Analiz yöntemi kullanılarak hibrit-elektrikli itki sistemine sahip Cessna 172S uçağında yakıt ekonomisi, uçuş maliyeti ve CO<sub>2</sub> azaltılma değerlerine etki eden uçuş parametreleri optimize edilmiştir. / In this study, the flight parameters affecting fuel economy, flight cost and CO<sub>2</sub> reduction values in Cessna 172S aircraft with hybrid-electric propulsion system were optimized using the grey relational analysis method.



Şekil A: Hibrit-elektrikli itki sistemi konfigürasyonu / Figure A: Hybrid-electric propulsion system configuration

## Önemli noktalar (Highlights)

- Hibrit-elektrikli itki sisteminin hava aracına uygulanması. / Application of hybrid-electric propulsion system to aircraft.
- Gri ilişkisel analiz yönteminin hava araçları uçuş parametrelerine uygulanması. / Application of the grey relational analysis method to aircraft flight parameters.
- Optimum uçuş parametrelerinin belirlenmesi. / Determination of optimum flight parameters.

**Amaç (Aim):** Hibrit-elektrikli itki sistemine sahip Cessna 172S uçağında yakıt, maliyet tasarrufu ve CO<sub>2</sub> azaltma için en iyi uçuş süresi ve seyir irtifasının belirlenmesi. / Determination of the optimum flight time and cruise altitude for fuel, cost savings and CO<sub>2</sub> reduction in Cessna 172S aircraft with hybrid-electric propulsion system.

**Özgünlük (Originality):** Hava araçlarında uçuş parametrelerinin gri ilişkisel analiz yöntemi ile analiz edilmesi. / Analysing the flight parameters of aircrafts with grey relational analysis method.

**Bulgular (Results):** Kavramsal tasarım sonucu elde edilen veriler ile gri ilişkisel analiz yöntemi ile elde edilen verilerin birbiri ile uyumlu olduğu tespit edilmiştir. / It has been determined that the data obtained as a result of the conceptual design and the data obtained as a result of the grey relational analysis method are compatible with each other.

**Sonuç (Conclusion):** Optimum yakıt, maliyet tasarrufu ve CO<sub>2</sub> azaltma değerinin olduğu görev dizilimi A3B3 olarak 120 dak uçuş süresi, 2400 m seyir irtifası için elde edilmiştir. / The mission sequence with optimum fuel, cost savings and CO<sub>2</sub> reduction values were obtained as A3B3 for a flight time of 120 minutes and a cruise altitude of 2400 m.



## Optimization of Flight Parameters on a Cessna 172S Aircraft with Hybrid-Electric Propulsion System Using Grey Relational Analysis Method

Ismail ATA<sup>1\*</sup>

<sup>1</sup>Erciyes University, Faculty of Aeronautics and Astronautics, Department of Astronautical Engineering, Kayseri, Turkey

### Article Info

Research article

Received: 21/11/2023

Revision: 12/12/2023

Accepted: 12/12/2023

### Keywords

Hybrid-electric propulsion system

Grey relational analysis

Electrification

Fuel saving

### Abstract

In this study, the flight parameters affecting fuel economy, flight cost and CO<sub>2</sub> reduction values in Cessna 172S aircraft with hybrid-electric propulsion system were optimized using the Grey Relational Analysis method. For this purpose, the flight data obtained as a result of the design for five different flight times (A) and five different cruise altitudes (B) were compared with conventional values and the optimum flight time and cruise altitude were determined. Flight missions were designed using the  $L_{25} (5^2)$  orthogonal index in five series for two different parameters. While the mission sequence with optimum fuel, cost savings and CO<sub>2</sub> reduction was achieved as A3B3 for 120 min of flight time and 2400 m cruising altitude, the sequence with the lowest operating performance systems was assigned as A5B1 for 180 min of flight time and 1200 m cruising altitude. The results show that the data obtained by the grey relational analysis method are in agreement with the data obtained by the conceptual analysis.

## Hibrit-Elektrikli İtki Sistemine Sahip Cessna 172S Uçağında Uçuş Parametrelerinin Gri İlişkisel Analiz Yöntemi ile Optimizasyonu

### Makale Bilgisi

Araştırma makalesi

Başvuru: 21/11/2023

Düzeltilme: 12/12/2023

Kabul: 12/12/2023

### Anahtar Kelimeler

Hibrit-Elektrikli itki sistemi

Gri ilişkisel analizi

Elektrikleşme

Yakıt tasarrufu

### Öz

Bu çalışmada, Gri ilişkisel Analiz yöntemi kullanılarak hibrit-elektrikli itki sistemine sahip Cessna 172S uçağında yakıt ekonomisi, uçuş maliyeti ve CO<sub>2</sub> azaltılma değerlerine etki eden uçuş parametreleri optimize edilmiştir. Bu amaçla beş farklı uçuş süresi (A) ve beş farklı seyir irtifası (B) için tasarım sonucu elde edilen uçuş verileri konvansiyonel değerlerle kıyaslanarak optimum uçuş süresi ve seyir irtifası belirlenmiştir. Uçuş görevleri iki farklı parametre için beş seride  $L_{25} (5^2)$  ortogonal dizin kullanılarak tasarlanmıştır. Optimum yakıt, maliyet tasarrufu ve CO<sub>2</sub> azaltılma değerinin oluştuğu görev dizilimi A3B3 olarak 120 dak uçuş süresi, 2400 m seyir irtifası için elde edilirken en düşük görev performans verilerine sahip dizilim ise A5B1 olarak 180 dak uçuş süresi, 1200 m seyir irtifalı uçuş görevi için elde edilmiştir. Gri ilişkisel analiz yöntemi ile elde edilen veriler ile kavramsal tasarım sonucunda elde edilen verilerin birbiri ile uyum içinde olduğunu görülmüştür.

## 1. GİRİŞ (INTRODUCTION)

Günümüzde, fosil yakıtların tüketimindeki artış enerji sürdürülebilirliğine yönelik ihtiyaç doğurmuştur. Bu ihtiyaç kısmen de hava taşıtlarının dünya genelinde hem sivil hem de askeri alanda yaygın kullanımı nedeniyle gün geçtikçe artmaktadır. Ayrıca egzoz gazının çevre üzerine olumsuz bir etkisi vardır ve küresel ısınmaya doğrudan katkı sağlamaktadır. Bu emisyonlar hava araçlarından atılan egzoz gazı ile doğrudan

atmosfere boşaltılmaktadır [1]. Artan enerji talebi ve yükselen yakıt fiyatları karşısında, hibrid-elektrikli tahrik sistemleri havacılık endüstrisinde, özellikle de hafif sektörlerde yakıt tüketimini önemli ölçüde azaltma potansiyeline sahiptir [2]. Hem elektrik motorundan hem de içten yanmalı motordan yararlanan hibrit-elektrikli tahrik sistemleri yakıt tasarrufunun yanı sıra kalkış gücünü ve emisyon seviyelerinde de azalma

sağlamaktadır [3]. Son yıllarda konvansiyonel uçuşların neden olduğu emisyonları azaltmak için hibrit-elektrikli itki sistemine sahip hava araçlarının tasarımı konusunda çalışmalar yapılmaktadır. Pernet ve Isikveren, hibrit-elektrikli itki sistemlerini ile ilgili mevcut bilgi havuzunu genişletmek amacıyla kanat altına iki gelişmiş Turbofan (GTF) ve iki Elektrikli Fan (EF) ile donatılmış dar gövdeli bir nakliye uçağında artan Hibritlik Derecesinin faydalı güce etkisinin inceyerek geleneksel bir hava aracına kıyasla yakıt azaltma potansiyelini ve verimliliğini incelemişlerdir. Sonuçlar, faydalı gücün artırılması ile yakıt sarfiyatını önemli ölçüde azalttığını göstermiştir [4]. Righi gerçekleştirdiği çalışmada Cessna 172R uçağını kavramsal olarak yakıt hücreleri ve batarya kullanarak hibrit-elektrikli hale getirmiş ve oluşturulan itki sisteminin uçuş için yeterli gücü sağlayabildiğini göstermiştir [5]. Friedrich ve Robertson tek koltuklu bir gösteri uçağında paralel hibrit-elektrikli tahrik sisteminin tasarımının içten yanmalı motor kullanılarak yapılan uçuşlara göre avantajlarını bilgisayar yazılımı ile modelleyerek analiz ederek optimize etmişlerdir. Ayrıca 20 kg'lık bir insansız hava aracı ve 50 tonluk bir şehirler arası yolcu uçağı için bir ölçeklendirme yaklaşımı sunarak iki farklı görev için analiz etmişlerdir [6]. Iwanizki vd. yaptıkları çalışmada kısa menzil hibrit-elektrikli uçak kavramsal tasarımını incelemişlerdir. Çalışmada referans olarak 2500 nm menzilli 17 ton faydalı yüklü ve 800 nm menzilli 13.6 ton faydalı yüklü iki uçuş görevi kullanılmış ve çalışma sonucunda %10 hibritlik derecesinin en faydalı değer olduğu tespit etmiş ve hibrit-elektrikli itki sistemi ile %2 civarında yakıt tasarrufu sağlandığını göstermişlerdir [7]. Elham ve diğ. genel havacılıkta sıvı hidrojen ve yakıt hücrelerinin kullanım potansiyellerini araştırmak için sıfırdan bir uçak tasarımı ve optimizasyonu gerçekleştirilmiştir. Odak noktası, hidrojen tankı, yakıt hücreleri ve elektrik motorları gibi aktarma organlarıyla ilgili tüm bileşenlerin yanı sıra yolcu koltukları ve kargo bölümünü de dikkate alan verimli bir uçak konfigürasyonu bulmak olan çalışmalarında optimizasyon ve tasarım için SUAVE kavramsal uçak tasarım aracını kullanmışlardır [8]. Hoelzen vd. çalışmalarında bölgesel hibrit-elektrikli uçağın operasyon stratejilerini incelemişlerdir. Çalışmada batarya kullanımıyla azalan karbon ayak izi ön plana çıkarken enerji depolama araçlarının sahip olduğu özgül enerji ve güç seviyesinin uçak elektrikleşmesine yön vereceği ve uçuş görevi karakteristiklerine uygun batarya seçiminin önemli olduğuna ulaşmışlardır. Çalışmada %66 hibritlik derecesine sahip konfigürasyonlarla emisyonlarda %22 azalmanın %25 maliyet artışıyla sağlandığı, doğrudan operasyon maliyetlerinden artış olmadan

ise emisyonlarda %5'e kadar azalma sağlanabileceği görülmüştür. Menzil olarak ise hibrit-elektrikli uçakların 350 nm'ye kadar konvansiyonel uçaklarla maliyet açısından rekabet gücü olacağı çalışmanın önemli sonuçlarından [9]. Ata ve Akgül, Cessna172S uçağında hibrit elektrikli itki sisteminin kavramsal tasarımını gerçekleştirmişler ve farklı uçuşlar için konvansiyonel motora sahip uçak ile hibrit itki sistemine sahip uçağın uçuş değerlerini karşılaştırmışlardır. Karşılaştırma sonucunda hibrit itki sistemi sayesinde konvansiyonel uçuşlara göre ortalama olarak %13.1 yakıt tasarrufu, %12.3 maliyet tasarrufu ve saatte 6 kg CO<sub>2</sub> azaltması elde etmişlerdir [10]. Yu ve diğ. geniş gövdeli bir uçak olan Boeing 787-8 uçağına ait gerçek uçuş verilerini kullanarak hem tek noktalı (bir uçuş verisi için) hemde çok noktalı (çoklu uçuş verileri için) optimizasyonlar gerçekleştirmişlerdir. Sonuçlar, çok noktalı optimizasyondan elde edilen optimum tasarımın, baz alınan uçağın verilerine kıyasla %7.72 bir verim artışına sahip olduğunu göstermiştir [11].

Literatürdeki çalışmalar incelendiğinde, farklı hava araçları için hibrit-elektrikli itki sisteminin konvansiyonel itki sistemine sahip hava araçlarına göre avantajlarının araştırıldığı ve belirli uçuş görevleri sonucu elde edilen uçuş verilerinin birbiri ile kıyaslandığı görülmektedir. Bu çalışmada ise, literatürdeki çalışmalardan özgün olarak farklı uçuş görevlerinin hibrit-elektrikli itki sistemi verilerine etkisi optimize edilmiştir. Bu amaçla dünya genelinde yaygın kullanıma sahip olan Cessna 172S uçağı hava aracı olarak seçilmiş ve yeni bir hibrit-elektrikli itki sistemi kavramsal olarak tasarlanmıştır. Uçuş görevi olarak beş farklı uçuş süresi ve beş farklı uçuş irtifası belirlenmiştir. Kavramsal tasarımı yapılan hibrit-elektrikli itki sisteminin kullanımı açısından farklı uçuş görevlerinin yakıt ekonomisi, uçuş maliyeti ve CO<sub>2</sub> azaltmasına etkisini araştırmak ve optimum uçuş görevinin tespiti amacıyla Gri ilişkisel analiz yöntemi kullanılmıştır.

## 2. MATERYAL VE METOD (MATERIALS AND METHODS)

### 2.1. Kavramsal Tasarım (Conceptual Design)

Bu çalışmada hava araçlarında atmosfere bırakılan egzoz emisyonunun azaltılması, uçuş maliyetinin ve yakıt tüketiminin düşürülmesi amacıyla dünya genelinde yaygın olarak kullanılıyor olması, verilerine kolay ulaşılabilmesi nedeniyle Cessna 172S uçağı seçilmiş ve hibrit-elektrikli bir itki sistemi kavramsal olarak tasarlanmıştır. Bu

tasarımda konvansiyonel itki sistemine ek olarak batarya, elektrik motoru ve motor kontrol ünitesi (PMAD) Cessna172S uçağına eklenmiş ve konvansiyonel uçuşlarla kıyaslamak amacıyla uçak

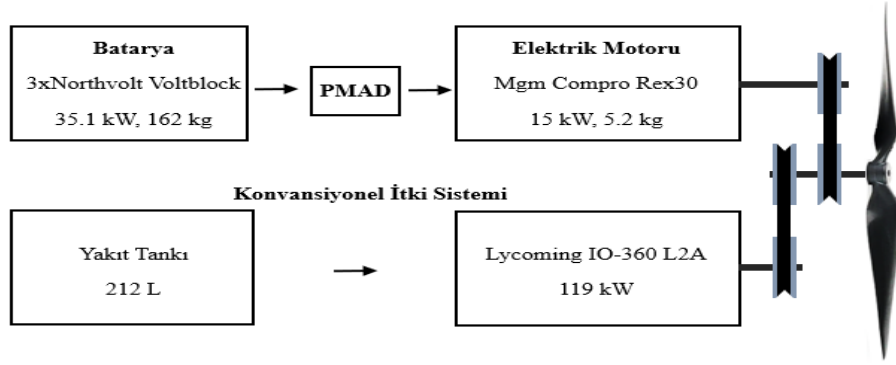
ağırlığını sabit tutabilmek için pilot koltuğu haricindeki koltukların çıkartıldığı varsayılmıştır. Tasarımda kullanılan Cessna 172S uçağına ait teknik veriler Tablo 1’de verilmiştir.

**Tablo 1.** Cessna 172S Uçağına ait teknik veriler [12] (Technical data of Cessna 172S aircraft)

Özellik	Teknik verileri
Uzunluk	8.3 m
Yükseklik	2.7 m
Kanat Açıklığı	11 m
Maksimum Kalkış Ağırlığı	1157 kg
Maksimum Faydalı Yük	405.96 kg
Maksimum Seyir Hızı	230 kmh
Maksimum Menzil	1185 km

Hibrit-elektrikli itki sistemi tasarımında uçağın maksimum kalkış ağırlığı aşılmamış bu nedenle de konvansiyonel uçuş için gerekli olan güç

gereksinimleri aynı tutulmuştur. Tasarımda elektrik motorunun uçuş süresi boyunca sürekli güç vermesi ve içten yanmalı motorun ise daha düşük güç üretecek şekilde çalışması sayesinde yakıt tasarrufu ve uçuş süresince atmosfere salınacak olan CO<sub>2</sub> değerinde de azaltma oluşması amaçlanmıştır. Konvansiyonel motorun paraleline elektrik motoru eklenmiş ve hibrit sistemin toplan ağırlığı 162.38 kg olmuştur. Cessna172S için maksimum faydalı yük 405.96 kg olması nedeniyle pilot ve uçak yakıtı (Avgas100LL) için geriye 237.58 kg kapasite kalmıştır. Tasarımı gerçekleştirilen Hibrit-elektrikli itki sistemi konfigürasyonu Şekil 1’de verilmiştir.



**Şekil 1.** Hibrit-elektrikli itki sistemi konfigürasyonu (Hybrid-electric propulsion system configuration)

Cessna 172S uçağında konvansiyonel motor olarak hava soğutmalı, 4 silindirli Lycoming IO-360-L2A motoru kullanılmakta ve pervane olarak ise iki palli sabit hatveli McCauley 1A170E/JHA7660 kodlu pervane kullanılmaktadır. Uçakta yakıt olarak Avgas100 ve Avgas100LL yakıtları onaylı olup iki

yakıt tankında toplam 212 litre yakıt depolanabilmektedir [12]. Gerçekleştirilen hibrit elektrik itki sistemi kavramsal uygulaması için enerji kaynakları olarak Avgas100LL ve elektrik enerjisi kullanılmıştır. Bu kaynakların maliyeti ve emisyon değerleri şu şekilde hesaplanmıştır;

Avgas 100LL’nin yakılması sonucu oluşan emisyonlar [13];

$$1\text{kgAvgas100LL} + O_2 + 2\text{kgCO}_2 + 1.2\text{kgH}_2\text{O} + 1\text{kgCO} + 1.5 \times 10^{-2}\text{kgHC} + 5 \times 10^{-3}\text{kgNO}_x + 0.8 \times 10^{-3}\text{kgPb} \quad (1)$$

Elektrik motoru için gerekli olan bataryanın dolumu için şebeke elektriği kullanıldığı varsayılmış ve maliyet karşılaştırması için Avgas100LL fiyatı ortalama olarak 3 euro/litre olarak alınmıştır. Şebeke elektriğinin emisyon ve fiyat özellikleri ise Türkiye’de üretilen kWh başı şebeke elektriği emisyonları 0.455 kg CO<sub>2</sub>, 5.59x10<sup>-6</sup> kg CH<sub>4</sub>, 8.88x10<sup>-6</sup> kg N<sub>2</sub>O olup fatura fiyatı ise 0.71 lira olarak alınmıştır [14-16].

## 2.2. Uçuş Görevleri (Flight Missions)

Oluşturulan kavramsal tasarımın uçuş emisyon ve maliyetlerine etkilerinin görülebilmesi için beş farklı uçuş süresi (A) ve beş farklı seyir irtifası (B) uçuş görev parametresi olarak belirlenmiştir. Uçuş süresi parametresi için belirlenen seviyeler 60 ile 180 dakika arasında 30 dakikalık artışlarla oluşturulmuştur. Seyir irtifa parametresi için ise 1200 m ile 3600 m arasında 600 m değişimlerle seviyeler belirlenmiştir. Uçuş görevlerine ait parametre ve seviyeleri Tablo 1’de görülmektedir.

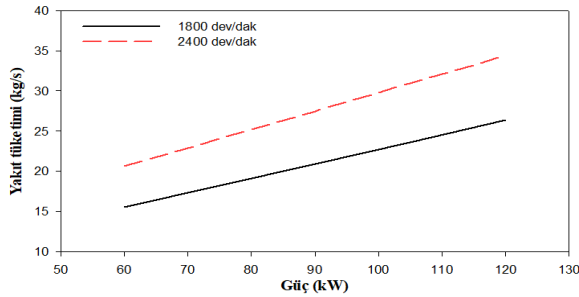
**Tablo 2.** Uçuş irtifa ve süreleri (Flight altitudes and times)

Sembol	Parametre	Seviye				
		1	2	3	4	5
A	Uçuş Süresi (dak)	60	90	120	150	180
B	Seyir İrtifası (m)	1200	1800	2400	3000	3600

Belirlenen uçuş görevleri deniz seviyesinden tam dolu ağırlıkla gerçekleştirilmiş ve kalkış-tırmanma, seyir ve alçalma-iniş olmak üzere toplam üç aşamadan oluşturulmuştur. Uçuş görevleri için oluşturulan aşamalar Şekil 2’de verilmiştir. Uçuşlarda motorlar kalkış-tırmanma ve seyir aşamalarında 2400 dev/dak, alçalma inişte ise 1800 dev/dak olarak çalışmıştır.

**Şekil 2.** Uçuş görev aşamaları (Flight mission phases)

Güce göre yakıt tüketimi değerlerinin bulunabilmesi için Cessna 172S uçağının motoru olan Lycoming IO-360 L2A’ya ait güç yakıt tüketimi grafiği kullanılmıştır [17]. Lycoming IO-360 L2A motoruna ait güç-yakıt tüketim grafiği Şekil 3’te verilmiştir.

**Şekil 3.** Güç-yakıt tüketimi grafiği (Power-fuel consumption graph)

2400 dev/dak için yakıt tüketimi;

$$\dot{m} = 0.23 \times P + 6.79 \quad (2)$$

1800 dev/dak için yakıt tüketim;

$$\dot{m} = 0.18 \times P + 4.72 \quad (3)$$

Burada,  $\dot{m}$ , [kg/s] tüketilen yakıt debisini ve  $P$  ise [kW] cinsinden motor gücünü göstermektedir.

### 2.3. Gri İlişkisel Analiz Yöntemi (Grey relational analysis method)

Kavramsal olarak tasarımı gerçekleştirilen hibrit-elektrikli itki sisteminin farklı uçuş görev parametreleri açısından optimizasyonu için Gri İlişkisel Analizi (GİA) yöntemi kullanılmıştır. Uçuş görevlerinde yakıt tasarrufu, yakıt maliyeti ve CO2 azaltmayı etkileyen faktörler farklı kaynaklardan gelmektedir. Bu faktörler farklı birimlerde ve farklı kaynaklardan geldiği için birbirine benzetmek amacıyla 0 ile 1 arasında değişen normalizasyon işlemine tabi tutulması gerekmektedir [18,19].

Parametre serilerinin normalizasyonunda dikkat edilmesi gereken en önemli unsur hangi yaklaşımın kullanılacağıdır. Genellikle normalizasyon işlemi Eş. 4 – Eş. 6’ya göre hesaplanmaktadır. Bu çalışmada yakıt tasarrufu, maliyet ve CO2 değerlerinin yüksek olması istendiği için normalizasyon işleminde “daha yüksek daha iyi” seçeneği kullanılmıştır. Sonuçlarının normalizasyonu aşağıdaki belirtilen üç farklı yaklaşımla yapılabilir [18,19];

“Daha yüksek daha iyi” durumunda orijinal dizin aşağıdaki gibi normalize edilebilir;

$$y_i(k) = \frac{x_i^0(k) - \min x_i^0(k)}{\max x_i^0(k) - \min x_i^0(k)} \quad (4)$$

Eğer “Daha düşük daha iyi” ise o zaman orijinal dizin aşağıdaki gibi normalize edilebilir;

$$y_i(k) = \frac{\max x_i^0(k) - x_i^0(k)}{\max x_i^0(k) - \min x_i^0(k)} \quad (5)$$

“İdeal değer daha iyi” için ise şu şekilde hesaplanır;

$$y_i(k) = 1 - \frac{|x_i^0(k) - x^0|}{\max x_i^0(k) - x^0} \quad (6)$$

Burada,  $y_i(k)$ , gri ilişkisel oluşum normalizasyon değeri,  $\max x_i^0(k)$ ,  $x_i^0(k)$  değerinin maksimum değeri,  $\min x_i^0(k)$  ise minimum olduğu değerdir.  $x^0$  ise, istenilen ideal değeri göstermektedir. GİA metodunda, gri ilişkisel dereceyi belirlerken, yirmi beş dizinin ( $y_0(k)$  ve  $y_i(k)$ ,  $i=1, 2, \dots, 25$ ;  $k=1, 2, 3$ ) ilişki derecesi tespit edilir. Gri ilişkisel katsayısı  $\xi_i(k)$  şu şekilde hesaplanabilir [18,19];

$$\xi_i(k) = \frac{\Delta_{min} + \zeta \Delta_{max}}{\Delta_{oi}(k) + \zeta \Delta_{max}} \quad (7)$$

$$\Delta_{oi}(k) = \|y_0(k) - y_i(k)\| \quad (8)$$

$$\Delta_{max} = \max_{j \in I} \max_k \|y_0(k) - y_i(k)\| \quad (9)$$

$$\Delta_{min} = \min_{j \in I} \min_k \|y_0(k) - y_i(k)\| \quad (10)$$

Burada  $\Delta_{oi}(k)$ ,  $y_0(k)$  ve  $y_i(k)$  arasındaki mutlak sapma değeri,  $\zeta$  = ayırt edici katsayı (0\_1);  $\Delta_{min}$ ,  $\Delta_{oi}$  değerlerinin minimum değeri,  $\Delta_{max}$  ise, maksimum değeridir. Gri ilişkisel oluşum katsayılarının ortalaması alınarak Gri ilişkisel derecesi ( $\Upsilon_i$ ) elde edilir ve aşağıdaki gibi ifade edilir;

$$\Upsilon_i = \frac{1}{n} \sum_{k=1}^n \xi_i(k) \quad (11)$$

Burada n, normalize edilmiş görev sonuçlarından elde edilen gri ilişkisel katsayı sayısıdır. Gri ilişkisel derecesinin yüksek olması  $y_0(k)$  ile  $y_i(k)$  arasında güçlü bir ilişki olduğunu gösterir. Birbiri ile karşılaştırılan iki seri değeri aynı olur ise, gri ilişkisel derecesi 1 olarak elde edilir. Gri ilişkisel derecesi ile kıyaslama yapılan seri değerinin referans olarak kullanılan seri değerine ne kadar yakın olduğunu belirler.

### 3.BULGULAR (RESULTS)

**Tablo 3.** Uçuş görevleri dizilimi ve elde edilen sonuçlar (Flight mission sequence and results obtained)

Görev No	Parametre		Parametre Seviyeleri		Sonuçlar		
	A	B	Uçuş Süresi (dak)	Seyir İrtifası (m)	Yakıt Tasarrufu (%)	Maliyet Tasarrufu (%)	CO <sub>2</sub> Azaltması (kg)
1	1	1	60	1200	14.2	13.4	6.80
2	1	2	60	1800	14.4	13.5	10.3
3	1	3	60	2400	14.5	13.6	13.7
4	1	4	60	3000	11.6	10.9	13.7
5	1	5	60	3600	9.70	9.10	13.8
6	2	1	90	1200	14.3	13.5	6.70
7	2	2	90	1800	14.7	13.8	10.2
8	2	3	90	2400	14.9	14.0	13.6
9	2	4	90	3000	11.8	11.3	13.4
10	2	5	90	3600	10.0	9.40	13.7
11	3	1	120	1200	14.2	13.3	6.60
12	3	2	120	1800	14.8	13.9	10.1
13	3	3	120	2400	15.1	14.2	13.5
14	3	4	120	3000	12.2	11.5	13.6
15	3	5	120	3600	10.2	9.60	13.6
16	4	1	150	1200	13.6	12.8	6.40
17	4	2	150	1800	14.6	13.7	9.90
18	4	3	150	2400	15.0	14.1	13.4
19	4	4	150	3000	12.7	12.0	13.9
20	4	5	150	3600	10.4	9.80	13.6

Bu çalışmada, kavramsal olarak tasarımı yapılan Cessna172S uçağında hibrit-elektrikli itki sistemi sayesinde gerçekleştirilen uçuşlar ile konvansiyonel motor kullanılarak gerçekleştirilen uçuşlar yakıt, maliyet tasarrufu ve çevreye olan CO<sub>2</sub> salınımı açısından karşılaştırılmıştır. Karşılaştırma amacıyla beş farklı uçuş süresi ve beş farklı seyir irtifasından oluşan uçuş görevleri belirlenmiş bu uçuş parametrelerinin etkileri GİA yöntemi ile analiz edilmiştir. Uçuş görevleri ve bu görevlere karşılık gelen iki parametreye bağlı olarak beş seviye faktörü ile bunlara karşılık gelen üç tepki değişkeni için ortogonal dizin olan  $L_{25} (5^2)$  görev dizini tasarlanmıştır. Tablo 3’de görev numaralarına karşılık gelen ortogonal dizilim ve bunlara karşılık gelen tepki değişkenleri olan yakıt tasarrufu, maliyet tasarrufu ve CO<sub>2</sub> azaltma değerleri görülmektedir. Tablo 3’tende anlaşıldığı üzere uçuş süresinin 60 dak ile 180 dak arasındaki değişimi ve seyir irtifasının 1200 m ile 3600 m arasında değişimi sonucunda hibrit-eklektrikli itki sistemi sayesinde konvansiyonel itki sistemine göre %9.7 ile %14.9 arasında yakıt tasarrufu sağlanırken %9.1 ile %14.2 arasında maliyetten tasarrufu sağlanmıştır. CO<sub>2</sub> azaltması olarak bakıldığında konvansiyonel itki sistemi ile gerçekleştirilen uçuşlarda elde edilen verilere göre hibrit-elektrikli itki sistemi sayesinde 6.2 kg ile 13.9 kg arasında azalma elde edilmiştir.

21	5	1	180	1200	12.6	11.8	6.20
22	5	2	180	1800	13.9	13.1	9.70
23	5	3	180	2400	14.6	13.8	13.2
24	5	4	180	3000	12.1	11.3	13.3
25	5	5	180	3600	10.3	9.70	13.4

Belirlenen yirmi beş görev tasarımı için talep edilen sonuçlarına göre yakıt ve maliyet tasarrufu ile CO<sub>2</sub> azaltma değerlerinin yüksek olması talep edilmektedir. Bu sebeple “Daha yüksek daha iyi” dizin normalizasyon yaklaşımı kullanılmıştır. Bütün tasarım sonuçlarının normalize edilmiş  $y_i(k)$  ( $i=1-25$ ,  $k=1-3$ ) değerlerine karşılık hesaplanan mutlak sapma değerleri  $\Delta_{oi}(k)$  Tablo 4’te verilmiştir. Tablo 4 incelendiğinde yakıt, maliyet tasarrufu ve CO<sub>2</sub> azaltması için elde edilen normalizasyon mutlak sapma değerlerinin ortalaması 0,0182 olarak bütün görev uçurları içerisinde en düşük değerini aldığı görülmektedir. Normalizasyon mutlak sapma değerlerindeki azalma Gri ilişkisel derecelerini arttıracaktır.

**Tablo 4.** Her bir dizi için Normalizasyon değerleri için mutlak sapmalar (Absolute deviations for normalization values)

Görev No	$\Delta_{oi}(1)$	$\Delta_{oi}(2)$	$\Delta_{oi}(3)$
1	0.1667	0.1569	0.9298
2	0.1296	0.1373	0.4785
3	0.1111	0.1176	0.0286
4	0.6481	0.6471	0.0247
5	1.0000	1.0000	0.0221
6	0.1481	0.1373	0.9428
7	0.0741	0.0784	0.4915
8	0.0370	0.0392	0.0429
9	0.6111	0.5686	0.0689
10	0.9444	0.9412	0.0299
11	0.1667	0.1765	0.9558
12	0.0556	0.0588	0.5046
13	0.0000	0.0000	0.0546
14	0.5370	0.5294	0.0455
15	0.9074	0.9020	0.0390
16	0.2778	0.2745	0.9740
17	0.0926	0.0980	0.5241
18	0.0185	0.0196	0.0741
19	0.4444	0.4314	0.0000
20	0.8704	0.8627	0.0429
21	0.4630	0.4706	1.0000
22	0.2222	0.2157	0.5501
23	0.0926	0.0784	0.0988
24	0.5556	0.5686	0.0806
25	0.8889	0.8824	0.0689

Eş. 7 ve Eş. 11 kullanılarak bütün görevler için elde edilen gri ilişkisel katsayıları ve bu katsayılar

sonucunda da elde edilen gri ilişkisel dereceleri Tablo 5’te verilmiştir. Gri ilişkisel katsayıları bulunurken ayırt edici katsayı  $\zeta = 0.5$  olarak alınmıştır. Tablo 5 incelendiğinde gri ilişkisel derecesinin 0.4559 ile 0.9672 arasında değişim gösterdiği görülmektedir. En yüksek gri ilişkisel derecesi 0.9672 ile 13. görev dizilimi olan 120 dak’lık uçuş süresi ve 2400 m’lik uçuş irtifası için elde edildiği görülmektedir. En düşük değer ise 21 numaralı görev dizilimi olan 180 dak ve 1200 m için gerçekleşmiştir. 21 numaralı uçuş görevinde, uçuş süresinin yüksek olması nedeniyle elektrik motorundan elde edilen kazanım az olmakta ve uçuş seyirinin büyük bölümü konvansiyonel motordan elde edilen güç ile gerçekleşmektedir. Bu nedenle elde edilen tasarruflarda diğer uçuş görevlerine göre daha düşük olmaktadır.

**Tablo 5.** Gri ilişkisel katsayıları ve Gri ilişkisel dereceleri (Grey relational coefficients and grey relational grades)

Görev No	Gri İlişkisel Katsayısı			Gri İlişkisel Derecesi, $\gamma_i$	
	$\xi_i(1)$	$\xi_i(2)$	$\xi_i(3)$		
1	0.7500	0.7612	0.3497	0.6203	14
2	0.7941	0.7846	0.5110	0.6966	9
3	0.8182	0.8095	0.9459	0.8579	4
4	0.4355	0.4359	0.9529	0.6081	16
5	0.3333	0.3333	0.9577	0.5414	23
6	0.7714	0.7846	0.3466	0.6342	11
7	0.8710	0.8644	0.5043	0.7465	7
8	0.9310	0.9273	0.9210	0.9264	3
9	0.4500	0.4679	0.8789	0.5989	18
10	0.3462	0.3469	0.9436	0.5456	21
11	0.7500	0.7391	0.3435	0.6109	15
12	0.9000	0.8947	0.4977	0.7642	6
13	1.0000	1.0000	0.9015	0.9672	1
14	0.4821	0.4857	0.9166	0.6281	12
15	0.3553	0.3566	0.9276	0.5465	20
16	0.6429	0.6456	0.3392	0.5425	22
17	0.8438	0.8361	0.4883	0.7227	8
18	0.9643	0.9623	0.8709	0.9325	2
19	0.5294	0.5368	1.0000	0.6888	10
20	0.3649	0.3669	0.9210	0.5509	19
21	0.5192	0.5152	0.3333	0.4559	25
22	0.6923	0.6986	0.4762	0.6224	13
23	0.8438	0.8644	0.8350	0.8477	5
24	0.4737	0.4679	0.8611	0.6009	17
25	0.3600	0.3617	0.8789	0.5335	24

Her bir parametre için aynı seviye değerlerinin toplanıp ortalaması alınarak o parametre için ortalama Gri ilişkisel derecesi elde edilir. Bu işlem bütün seviyelerde her bir parametre için tekrarlanarak Gri ilişkisel dereceler için tepki taplosu elde edilmiş olur. Her bir parametreye ait seviye için elde edilen tepki değerleri Tablo 6 ve Şekil 4'te görülmektedir. Tepki sonuçları “Daha

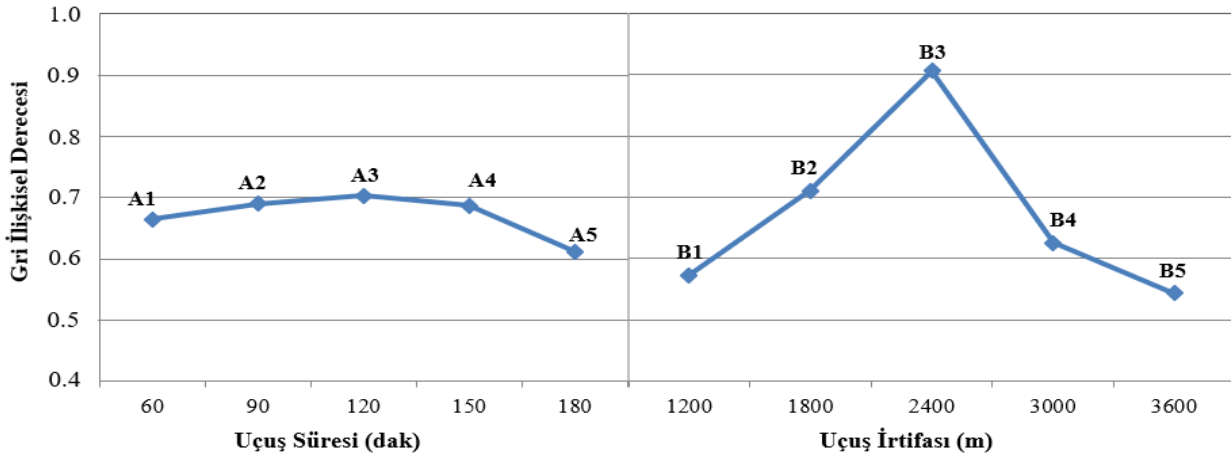
büyük daha iyi” normalizasyonuna göre değerlendirme yapılacak olur ise, A parametresinde Seviye 3 ve B parametresinde Seviye 3 değerinin en büyük değerler olduğu görülmektedir. Bu değerler A ve B parametreleri için sırasıyla 0.703 ve 0.906 olarak elde edilmiştir. Tablo 6 ve Şekil 4 incelendiğinde, A3 ve B3 değerlerinin en yüksek Gri ilişkisel derecelerini verdiği görülmektedir.

**Tablo 6.** Gri ilişkisel dereceler için tepki tablosu “daha büyük daha iyi” (Response table for the grey relational grades “higher-the better”)

Sembol	Parametre	Seviye 1	Seviye 2	Seviye 3	Seviye 4	Seviye 5	Mak-Min
A	Uçuş Süresi (dak)	0.665	0.690	<b>0.703</b>	0.687	0.612	0.091
B	Seyir İrtifası (m)	0.573	0.710	<b>0.906</b>	0.625	0.544	0.363

Uçuş süreleri ve seyir irtifaları için gri ilişkisel derecelerinin verildiği Şekil 4 incelendiğinde, uçuş süresinin 60 dak ile 180 dak arasında değişimi sonucunda gri ilişkisel derecesinin 120 dak'ya kadar yükseldiği ve daha sonra düşüş eğiliminde olduğu görülmektedir. Bunun sebebi ise uçuş süresinin uzaması ile hibrit-elektrikli itki sistemindeki elektrik motorunun bataryasının uçuş süresinin artmasına bağlı olarak azalması ve konvansiyonel motorun devreye girmesidir. Seyir irtifası için Şekil 4 incelendiğinde, 1200 m irtifadan 2400 m irtifaya kadar gri ilişkisel derecesinin

önemli bir artış gösterdiği fakat 2400 m irtifadan sonraki artışlarda önemli ölçüde düşüş gösterdiği görülmektedir. Bu durumun nedeni ise hibrit-elektrikli itki sistemindeki elektrik motorunun tırmanma için büyük oranda güç kullanması ve bu yüzden 2400 m'ye kadar olan irtifalarda kazanımının yüksek olduğu fakat irtifa değeri 2400 m'yi aştığında artık elektrik motorunun verdiği enerjinin düşmesi sonucu konvansiyonel motorun devreye girerek yakıt ve maliyet tasarrufu ile CO<sub>2</sub> azaltma değerlerini etkilemesidir.



**Şekil 4.** Uçuş süresi ve uçuş irtifası için gri ilişkisel dereceleri (Grey relational coefficients for flight times and altitudes)

Tasarlanan hibrit-elektrikli itki sistemi ile gerçekleştirilen uçuş görevleri sonucunda yakıt ve maliyet tasarrufu ile CO<sub>2</sub> azaltma değerlerini en yüksek yapan optimum parametre dizilimi Tablo 7'de verilmiştir. Buna göre optimum uçuş görev dizilimi, uçuş süresi için 120 dak ve seyir irtifası için ise 2400 m olarak bulunmuştur. Uçuş süresinin 120 dak üzerine çıkması veya seyir irtifasının 2400 m üzerine çıkması durumunda tasarımı yapılan

hibrit-elektrikli itki sisteminin sağlamış olduğu tasarruf değerleri düşüş göstermektedir.

**Tablo 7.** Farklı parametrelerin optimum dizilimi (Optimum sequence of different parameters)

Parametre	Uçuş Süresi	Seyir İrtifası
Seviye	A3	B3
	120 dak	2400 m



#### 4.SONUÇLAR (CONCLUSIONS)

Bu çalışmada, elektrikleştirilmiş bir Cessa 172S uçağı üzerindeki yakıt ve maliyet tasarrufu ile CO<sub>2</sub> azaltma değerlerini etkileyen farklı uçuş süreleri ve seyir irtifalarının optimizasyonu için Gri ilişkisel analiz yöntemi kullanılmıştır. Gerçekleştirilen tasarımın optimizasyonu sonucu elde edilen sonuçları şu şekildedir;

- Hibrit-elektrikli itki sistemi sayesinde konvansiyonel uçuşlara göre ortalama %13.1 yakıt tasarrufu, %12.3 maliyet tasarrufu ve 11.4 kg CO<sub>2</sub> azaltması elde edilmiştir.
- Uçuş süresinin 120 dak üzerine çıkarılması ve 2400 m seyir irtifasının üzerine çıkılması sonucu güç gereksinimi artmakta ve konvansiyone motor devreye girerek yakıt, maliyet tasarrufu ve CO<sub>2</sub> azaltma değerlerini arttırmaktadır.
- Uçuş süresinin 60 dak'dan 120 dak'ya çıkartılması ile gri ilişkisel derecesi %5.8 artarken seyir irtifasının 1200 m'den 2400 m'ye çıkarılması ile gri ilişkisel derecesi %58.2 artmıştır. Seyir irtifasının etkisi uçuş süresine göre daha fazla olarak bulunmuştur.
- Yakıt, maliyet tasarrufu ve CO<sub>2</sub> azaltma değerlerini en yüksek yapan optimum uçuş parametre dizilimi A3B3 (120 dak uçuş süresi ve 2400 m seyir irtifası) olarak bulunmuştur.

#### SEMBOLLER (SYMBOLS)

O <sub>2</sub>	Oksijen
CH <sub>4</sub>	Metan
CO	Karbonmonoksit
CO <sub>2</sub>	Karbondioksit
HC	Hidrokarbon
H <sub>2</sub> O	Su
N <sub>2</sub> O	Azot oksit
NO <sub>x</sub>	Nitrojen oksit
nm	Deniz mili
Pb	Kurşun
PEM	Electrik motor gücü, kW
pmad	Güç yönetimi ve dağıtımı
Pt	Toplam kurulu güç, kW

#### DECLARATION OF ETHICAL STANDARDS (ETİK STANDARTLARIN BEYANI)

Bu makalenin yazarları çalışmalarında kullandıkları materyal ve yöntemlerin etik kurul izni ve/veya yasal-özel bir izin gerektirmediğini beyan ederler.

The author of this article declares that the materials and methods they use in their work do not require ethical committee approval and/or legal-specific permission.

#### YAZARLARIN KATKILARI (AUTHORS' CONTRIBUTIONS)

**Ismail ATA:** Fikrin geliştirilmesi, sonuçların analiz edilmesi ve makalenin yazım işlemini gerçekleştirmiştir.

Developed the idea, analyzed the results and performed the writing process.

#### ÇIKAR ÇATIŞMASI (CONFLICT OF INTEREST)

Bu çalışmada herhangi bir çıkar çatışması yoktur.

There is no conflict of interest in this study.

#### KAYNAKLAR (REFERENCES)

- [1] Xie Y, Savvarisal A, Tsourdos A, Zhang D, Gu J. Review of hybrid electric powered aircraft, its conceptual design and energy management methodologies. Chinese Journal of Aeronautics. 2012; 34: 432-450.
- [2] Committee on Propulsion and Energy Systems to Reduce Commercial Aviation Carbon Emissions. Commercial aircraft propulsion and energy systems research. Washington, D.C. National Academies Press. 2016.
- [3] Darecki M, Edelstenne C, Enders T. Flightpath 2050 Europe's vision for aviation. Luxembourg: European Commission. 2011.
- [4] Pernet C, Isikveren AT. Conceptual design of hybrid-electric transport aircraft. Progress in Aerospace Sciences. 2015; 79: 114-135.
- [5] Righi H. Hybrid electric aircraft. Mississippi State University. 2016.
- [6] Friedrich C, Robertson PA. Hybrid-electric propulsion for aircraft. Journal of Aircraft. 2015; 52: 176-189.
- [7] Iwanizki M, Arzberger MJ, Plohr M, Silberhorn D, Hecken T. Conceptual design studies of short range aircraft configurations with hybrid electric propulsion. In AIAA Aviation 2019 Forum, Dallas, Texas, US, 2019.
- [8] Nicolay S, Kapuk S, Liu Y, Elham A. Conceptual design and optimization of a general aviation aircraft with fuel cells and hydrogen. International Journal of Hydrogen Energy. 2021; 46: 32676-32694.
- [9] Hoelzen J, Liu Y, Bensmann B, Winnefeld C, Elham A, Friedrichs J, Hanke-Rauschenbach R. Conceptual design of operation strategies for hybrid electric aircraft. Energies. 2018; 11: 217.

- [10] Ata I, Akgül B. Investigation of hybrid-electric propulsion system applied on Cessna 172S aircraft. *International Journal of Energy Studies*. 2023; 8: 385-399.
- [11] Chai X, Yu X, Wang Y. Multipoint optimization on fuel efficiency in conceptual design of wide-body aircraft. *Chinese Journal of Aeronautics*. 2018; 31: 99-106.
- [12] Information Manual Skyhawk SP, Cessna aircraft company model 172S NAV III avionics option- GFC 700 AFCS, , Cessna Aircraft Company, Wichita, Kansas, USA, 2007.
- [13] Hospodka J, Bínová H, Pleninger S. Assessment of all-electric general aviation aircraft. *Energies* 2020; 13(23): 6206.
- [14] Turkey Electricity Generation-Transmission Statistics for 2019, 38-Graph III.I - Distribution of Turkey's electricity generation by sources in 2019, Webpage: <https://www.teias.gov.tr/tr-TR/turkiye-elektrik-uretim-iletim-istatistikleri> (Son erişim: Eylül 2021).
- [15] Turkish Greenhouse Gas Inventory 1990-2019, National inventory report for submission under the united nations framework convention on climate change, Tük, April 2021.
- [16] Webpage:[https://www.tedas.gov.tr/#!/tedas\\_tarifeler](https://www.tedas.gov.tr/#!/tedas_tarifeler) (Son erişim: Eylül 2021).
- [17] Operator's Manual Lycoming O-360, HO-360, IO-360, AIO-360, HIO-360 & TIO-360 Series, 8th Edition, Part No. 60297-12, October 2005.
- [18] Acır A., Canlı ME, Ata I, Çakıroğlu R. Parametric optimization of energy and exergy analyses of a novel solar air heater with grey relational analysis. *Applied Thermal Engineering*. 2017; 122: 330-338.
- [19] Çakıroğlu R, Tanürün, HE, Acır A, Üçgül F, Olkun S. Optimization of NACA 4412 augmented with a gurney flap by using grey relational analysis. *Journal of the Brazilian Society of Mechanical Sciences and Engineering*. 2023; 45(3): 167.