

## HİBRİT (TURBOFAN/GÜNEŞ ENERJİLİ) İTKİ SİSTEMLİ YÜKSEK İRTİFA İNSANSIZ HAVA ARACI KAVRAMSAL TASARIMI

Erdoğan MERMER<sup>1</sup>  
Tübitak Uzay Teknolojileri Araştırma  
Enstitüsü, Ankara

Prof. Dr. Serkan ÖZGEN<sup>2</sup>  
Orta Doğu Teknik Üniversitesi, Ankara

### ÖZET

*Bu çalışmanın amacı hem turbofan hem de güneş enerjisi ile çalışan, yüksek irtifada (30000 ft) 24 saatten daha uzun süre uçabilen ve 250 kg faydalı yük taşıyabilen bir İHA tasarlamaktır. Güç gündüz süresince sadece güneş panellerinden elde edilecektir. Bununla birlikte fazla olan güç lityum iyon pilleri şarj etmek için kullanılacaktır. Gereken yüksekliğe ulaşmak için sadece turbofan motoru kullanılacaktır. Turlama sırasında sadece güneş enerjisi ve pillerden gelen enerji kullanılacaktır. Tasarım metodu iki ana kısımdan oluşmaktadır. Birinci kısımda kavramsal tasarım metodları kullanılmıştır. Ağırlık analizi, kanat yükü, itki yükü, gerekli güç analizleri ve uçak performans analizleri tamamlanmıştır. Bu hesaplamalar sırasında uçağın yalnızca turbofan motoru kullanacağı varsayımı yapılmıştır. Bilinen ağırlık hesaplama yöntemleri uzun kanat açıklığı ve büyük kanat alanı olan uçaklarda doğru sonuç vermemektedir. Bu yüzden yeni bir yapısal ağırlık tahmin yöntemi kullanılmıştır. İkinci kısımda turlama sırasında güneş enerjisinin ve pil enerjisinin yeterliliği incelenmiştir. Güneş radyasyon modeli esas alınmıştır. İtki sisteminin iki veya bir turbofan motoru ve pervaneli dört elektrik motorundan oluşacağı öngörülmektedir. Güneş panellerinin verimliliği %30 ve %40 olarak alınmıştır. Böylece güneş hücreleri teknolojisindeki olası gelişmelerin uçuş zamanına olan etkileri gözlenebilmiştir. Son olarak yılın 4 farklı zamanında uçağın turlama süresi hesaplanmıştır.*

### GİRİŞ

Güneş enerjili uçaklar yaklaşık 40 yıldır araştırılmaktadır ve geliştirilmektedir. Özellikle son yıllarda, güneş panellerinin verimlilikleri ve pillerin enerji yoğunluklarındaki artış, uzun süre havada kalabilen, güneş enerjisi kullanan uçak tasarımlarının artmasını sağlamıştır. Solar Impulse ve QinetiQ Zephyr sırasıyla %22 ve %28 verimli güneş panelleri kullanmaktadırlar. Bununla birlikte Solar Impulse lityum-İyon (168 Ws/kg), QinetiQ Zephyr (350 Ws/kg) Lityum - Sülfür pil kullanmaktadır. Sülfür tabanlı pillerin yoğunlukları iyon tabanlı pillerin yoğunluklarının daha fazladır. Bu sebeple, yeni güneş enerjisi tabanlı uçak tasarımlarında Lityum-Sülfür piller, Lityum-İyon pillerin yerine tercih edilecektir. Güneş enerjisi ile çalışan uçaklar genellikle gözlem amaçlı kullanılmak üzere tasarlanmaktadır. Gelişen pil ve güneş panel teknolojisi sayesinde yakın gelecekte yer gözlem uydularının yerini güneş enerjili uçakların alması kaçınılmaz olarak görülmektedir. Güneş enerjili uçakların en büyük handikapı, sahip oldukları düşük enerji yoğunluğudur. Bu nedenle yüksek irtifalara çıkmaları

<sup>1</sup> Uzman Araştırmacı, Tübitak Uzay Teknolojileri Araştırma Enstitüsü., E-posta: erdinc.mermer@tubitak.gov.tr

<sup>2</sup> Prof. Dr., Havacılık ve Uzay Mühendisliği Bölümü, E-posta: serkan.ozgen@ae.metu.edu.tr

ve görev yerini hızlı değiştirmeleri çok zaman almakta, kimi zaman imkansız olmaktadır. Hibrit tasarıma, güneş enerjili sistemlerin uzun süre havada kalma üstünlüğü ile türbin motorlu uçakların yüksek enerji yoğunluğuna sahip olma üstünlüğünü aynı tasarımda buluşturma amacı ile başlanmıştır. Turbofan motoru, güneş enerjili uçağın yüksek irtifalara çıkmasını ve gözlenmek istenen bölgeye ulaşımı sağlamak için kullanılacaktır. Güneş enerjisi, gözlenen bölgede dolanma görevi süresince kullanılacaktır. Tasarım için elzem güneş panelleri ve pillerin maliyeti oldukça yüksektir.

## YÖNTEM

Tasarım için belirlenmiş gereksinimler Çizelge 1 de belirtilmiştir. Tasarım için benzer uçaklar araştırılmış ancak mevcut herhangi bir hibrit bir uçak olmadığı için yüksek irtifa insansız hava araçları esas alınmıştır. Ayrıca pillerin de faydalı yük olarak alınması uygun görülmüştür. Bu sebeple faydalı yük ağırlığının 1000 kg civarında olacağı tahmin edilmiştir. Çizelge 2 de incelenen uçakların performans ve geometri değerleri gösterilmiştir.

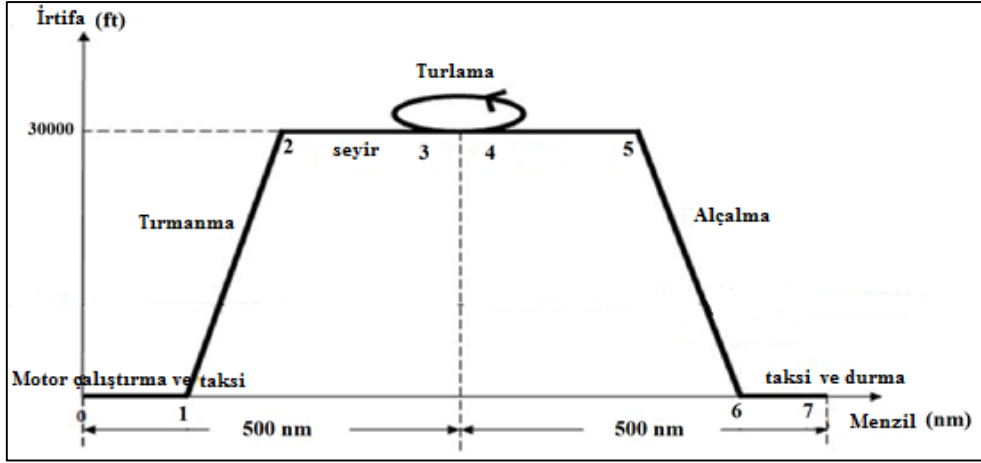
Çizelge 1: Gereksinimler

Faydalı Yük	Havada kalma süresi	Menzil	Seyir Hızı	Seyir irtifası	Tutunma kaybı hızı	Tırmanma hızı
(kg)	(saat)	(nm)	(m/s)	(km)	(m/s)	(m/s)
1000	24-48	1000	35	9-21	15	3

Kavramsal tasarımda ağırlık belirlenirken uçağın motor çalışması ve taksit, tırmanma, alçalma ve durma ağırlık oranları için tarihsel katsayılar kullanılmıştır. Dolanma ağırlık oranı, dolanma boyunca sadece güneş enerjisi kullanılacağı için 1 alınmıştır. Uçağın görev profili Şekil 1 de gösterilmiştir.

Çizelge 2: Benzer Tasarımlar

Uçak	Phantom Eye 2010	Global Observer 2 2005	Global Hawk 1998	Solar Impulse 2014	Lockheed U2S 2010	Condor 1989
Uzunluk	16 m	25 m	14 m	22.4 m	19.2 m.	15 m
Kanat açıklığı	65 m	79 m	35 m	71.9 m	31.4 m.	59 m
Boş ağırlık	3700 kg	2750 kg	3851 kg	2300 kg	14300 kg	3600 kg
Dolu ağırlık	4561 kg	4168 kg	10387 kg	2300 kg	18500 kg	9100 kg
İtke	Hidrojen	Hidrojen	Turbofan	Güneş	Turbofan	Turboprop
İtke gücü	2x112 kW	Elektrik	31 kN	Güneş+ Pili	86 kN	130 kW
Menzil	13000 km	17300 km	24985km	1541 km	10308 km	--
Dolanma Süresi	7 gün	7 gün	36 saat	-	12 saat	80 saat
Seyir irtifası	20 km	20 km	20 km	12 km	21.3 km	20 km



Şekil 1: Görev Profili

Aşağıda Şekil 1 de gösterilen bölümler için yapılan katsayı tahminleri göstermiştir.

(0-1) Motorun çalışması ve taksi için tarihsel katsayılar kullanılmıştır :

$$\frac{W_1}{W_0} = 0.97 \quad (1)$$

$W_0$  uçağın kalkış ağırlığını simgelemektedir.

(1-2) Tırmanma için tarihsel katsayılar kullanılmıştır :

$$\frac{W_2}{W_1} = 0.985 \quad (2)$$

$W_2$  uçağın seyire başladığı ağırlığı temsil etmektedir.

(2-3) Seyir için, Breguet Range formülü kullanılmıştır :

$$\begin{aligned} \frac{W_3}{W_2} &= \exp\left(\frac{-Rc_t}{V(L/D)}\right) \\ &= \exp\left(\frac{-6076100 \times 1.11 \times 10^{-4}}{2 \times 110 \times (34.64)}\right) = 0.9759 \end{aligned} \quad (3)$$

$W_3$  seyirin bitip dolanmanın başladığı ağırlığı temsil etmektedir. Süzülme oranı

$$\left(\frac{L}{D}\right)_{seyir} = 0.866 \times \left(\frac{L}{D}\right)_{max} \text{ ve özgül yakıt tüketimi } 0.4. \text{ alınmıştır.}$$

(4-5) Seyir (dönüş):

$$\frac{W_5}{W_4} = \frac{W_3}{W_2} \quad (4)$$

$W_4$  dolanmanın bittiği ağırlığı,  $W_5$  geri dönüşün başladığı ağırlığı temsil etmektedir.

(5-6) Alçalma için tarihsel katsayılar kullanılmıştır

$$\frac{W_6}{W_5} = 0.992 \quad (5)$$

$W_6$  iniş ağırlığını temsil etmektedir.

(6-7) iniş ve durma ağırlığını temsil etmektedir

$$\frac{W_7}{W_6} = 0.993 \quad (6)$$

Yakıt ağırlığının kalkış ağırlığına oranını hesaplamak için

$$\frac{W_7}{W_0} = \frac{W_7 W_6}{W_6 W_5} \frac{W_5 W_4}{W_4 W_3} \frac{W_3 W_2}{W_2 W_1} \frac{W_1}{W_0} = 0.7896 \quad (7)$$

$$\frac{W_f}{W_0} = 1.06 \left(1 - \frac{W_7}{W_0}\right) = 0.223 \quad (8)$$

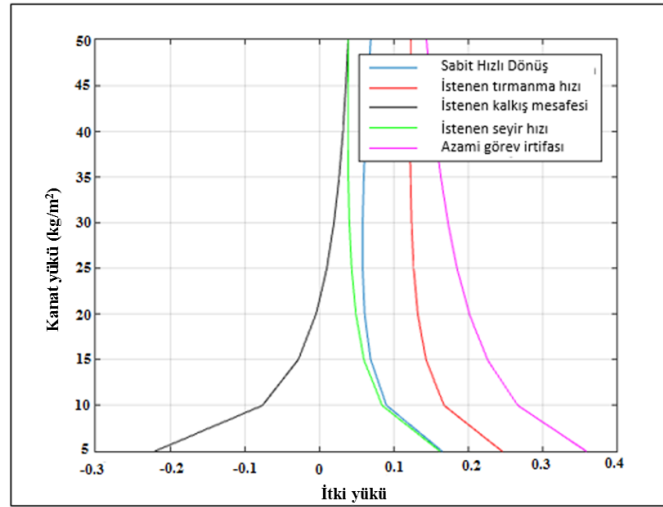
$$W_0 = \frac{W_{payload}}{1 - 2.75(W_0)^{-0.18} - \frac{W_f}{W_0}} \quad (9)$$

% 6 rezerv yakıt sonuca eklenmiştir. Kalkış ağırlığı hesaplama formülü aşağıda gösterilmiştir. Sonuç olarak kalkış ağırlığı ve yakıt ağırlığı:

$W_0 = 4105 \text{ kg (9050 lb)}$  ve  $W_f = 915.4 \text{ kg (2018.3 lb)}$  bulunmuştur.

Görev irtifası olarak 9144 m (30000 ft) belirlenmiştir. Uçağın menzili 1852 km (1000 nm)'dir. Öncelikle, görev profili ve görev segmentlerine ait ağırlık oranları kullanılarak kalkış ağırlığı iteratif olarak belirlenmiştir. Buna göre kalkış ağırlığı 40229 N, kanat yükü ise  $24.88 \text{ kg/m}^2$  olarak bulunmuştur. Benzer uçaklar incelenmiş ve ortalama kanat açıklık oranı 24.5 olarak hesaplanmıştır.

Kanat yükü hesaplanırken, gereksinimlerde belirtilen seyir hızı, tutunma kaybı hızı, kalkış mesafesi, iniş mesafesi göz önüne alınmış ve hesaplanan kanat yükü değerlerinden tüm performans değerlerini sağlayan en düşük değer seçilmiştir. Gereken itki hesaplanırken literatürde bulunan itki yükünün kanat yüküne bağlı değişim formülleri kullanılmıştır. Şekil 2 de de görüldüğü üzere  $24.88 \text{ kg/m}^2$  kanat yükünde uçağın itki yükü 0.185 olmalıdır.



Şekil 2: Kanat yükü itki yükü değişimi

Kanat yükü ve gereken itki hesaplamaları tamamlandıktan sonra geometri belirlenmiştir. Detaylı ağırlık hesaplamaları yapılırken HALE (High Altitude Long Endurance - Yüksek irtifa uzun süre havada kalabilen) kategori uçaklar için uygun olan matematiksel ifadeler kullanılmıştır. Güneş enerji itki sistemlerinin ağırlık tahmini yapılırken, sistemlerin birim kilograma düşen enerji üretimi göz önüne alınmıştır. Çizelge 3'de benzer tasarımların güç yoğunluğu belirtilmiştir. Tasarım için, benzer tasarımların güç yoğunluğunun ortalaması olan  $8.9 \text{ kg/kW}$  seçilmiştir.

Çizelge 3: Benzer güneş enerjili tasarımlar

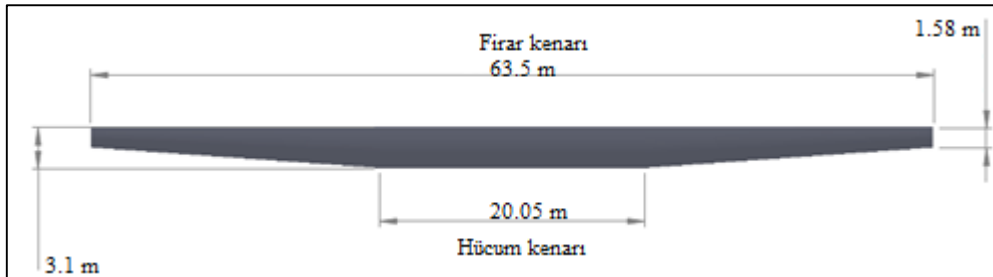
Tasarımcı	Sınıf (kanat açıklığı)	Ağırlık Güç Oranı	Verim
Rizzo	60 m HALE	4.5 kg/kW	68.0%
Youngblood	84 m HALE	5.1 kg/kW	-
Hall	100 m HALE	6.5 kg/kW	80.3%
Brandth	61 m HALE	14 kg/kW	76.2%
Colozza	80 m HALE	5.5 kg/kW	80.0%

**Kanat Geometrisi** Daha önce ağırlığın 40229 N olacağı hesaplanmıştı. Kanat yükü tanımı ve bu ağırlık kullanıldığında kanat alanı 165 m<sup>2</sup>, kanat açıklığı ise 63.5 m olarak bulunmuştur. Yüksek irtifa gözlem uçaklarının kanat açıklıkları fazladır. Bu nedenle eliptik kaldırma dağılımını bozmamak adına kanat üzerinde farklı koniklik oranları kullanılmaktadır. Uç veter koniklik oranının 0.5 olduğu durum için hesaplamalar yapılmıştır. Koniklik oranının 0.5 olduğu durumda kanat boyunca ortalama koniklik oranının 0.721 olduğu görülmüştür.  $c_{kök,kanat}$  kanat uç veter uzunluğunu,  $c_{uç,kanat}$  kanat uç veter uzunluğunu,  $\lambda$  koniklik oranını,  $c_{ort,kanat}$  ortalama veter uzunluğunu temsil etmektedir. Şekil 3'de kanat geometrisi gösterilmiştir.

$$c_{kök,kanat} = \frac{2S}{b(1 + \lambda)} = \frac{2 \times 165}{63.5(1 + 0.721)} = 3.1 \text{ m} \quad (10)$$

$$c_{uç,kanat} = \lambda c_{kök,kanat} = 1.58 \text{ m} \quad (11)$$

$$c_{ort,kanat} = \frac{2}{3} c_{kök,kanat} \frac{1 + \lambda + \lambda^2}{1 + \lambda} = 2.68 \text{ m} \quad (12)$$



Şekil 3: Kanat geometrisi

**Kuyruk Geometrisi** Güneş enerjili uçaklarda yatay kuyrukta da güneş panelleri kullanmak için T-kuyruk modeli kullanımı uygundur. Benzer hesaplamalar kuyruk geometrisini belirlemek için kullanılmıştır. Hacim katsayıları için yüksek irtifa uçakların hacim katsayıları kullanılmıştır.

Yatay kuyruk alanı hesaplanırken denklem 13, dikey kuyruk alanı hesaplanırken denklem 14 kullanılmıştır.  $S_{HT}$  yatay kuyruk alanını,  $c_{HT}$  yatay kuyruk hacim katsayısını,  $S_W$  kanat alanını,  $\bar{c}_W$  kanat ortalama veter uzunluğunu,  $L_{HT}$  yatay kuyruğun aerodinamik merkezinin kanat aerodinamik merkezine olan yatay uzaklığını temsil etmektedir.

$S_{VT}$  dikey kuyruk alanını,  $c_{VT}$  dikey kuyruk hacim katsayısını,  $b_W$  kanat açıklığını,  $L_{VT}$  dikey kuyruğun aerodinamik merkezinin kanat aerodinamik merkezine olan yatay uzaklığını temsil etmektedir.

Çizelge 4: Kuyruk hacim katsayıları

Uçak	Yatay kuyruk hacim katsayısı	Dikey kuyruk hacim katsayısı
Lockheed Martin U-2S	0.34	0.014
Northrop Global Hawk	0.32	0.0186
Boeing Condor	0.53	0.012
ISR	0.34	0.014

$$S_{HT} = \frac{c_{HT} \bar{c}_W S_W}{L_{HT}} \quad (13)$$

$$S_{VT} = \frac{c_{VT} b_W S_W}{L_{VT}} \quad (14)$$

Yapılan hesaplamalar sonucunda yatay kuyruk alanı 15 m<sup>2</sup>, dikey kuyruk alanı 14.5 m<sup>2</sup> olarak bulunmuştur.

Geometri ve ağırlık hesaplamaları tamamlandıktan sonra performans hesaplamalarına başlanmıştır. Parazit sürüklenme katsayıları bulunduktan sonra turlama sırasında gerekli olan güç farklı irtifalarda hesaplanmış, Çizelge 5, 6 ve 7'de sunulmuştur. Parazit sürüklenme katsayıları kullanılarak hesaplanan gereken güç değerleri ise Şekil 4'de gösterilmiştir.

Çizelge 5: Deniz seviyesindeki parazit sürüklenme katsayısı

Deniz seviyesi	Re	C <sub>f</sub>	FF	C <sub>D,0</sub>
Kanat	5.13E+06	0.0033	1.11	0.008600
Gövde	2.84E+07	0.0026	1.21	0.000245
Dikey kuyruk	5.03E+06	0.0034	1.10	0.000625
Yatay kuyruk	2.42E+06	0.0038	1.10	0.000913
Toplam parazit sürüklenme katsayısı				0.0129

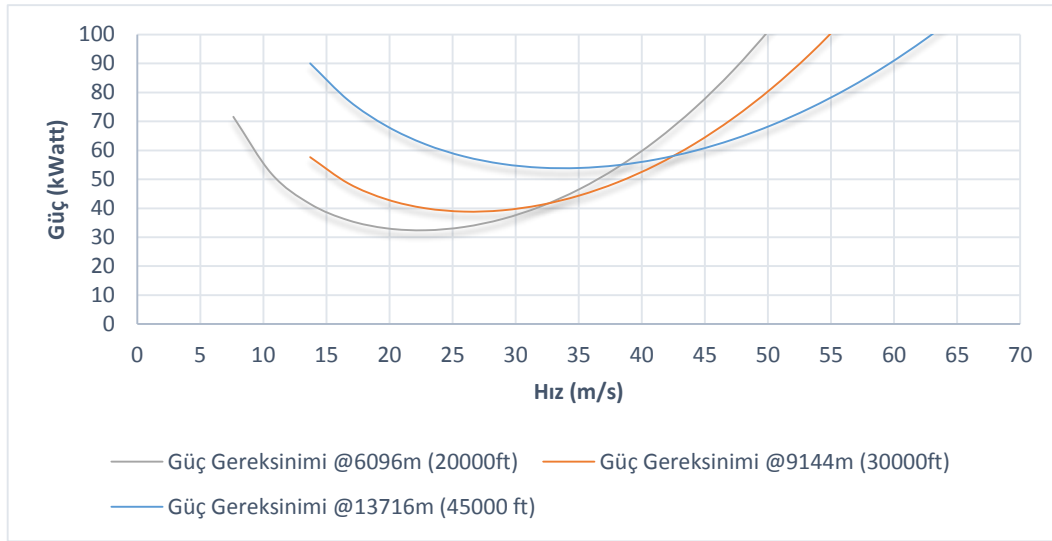
Çizelge 6: 9144 metredeki (30000 ft) parazit sürüklenme katsayısı

6096m (20000ft)	Re	C <sub>f</sub>	FF	C <sub>D,0</sub>
Kanat	3.07E+06	0.0037	1.11	0.001900
Gövde	1.70E+07	0.0028	1.21	0.001046
Dikey kuyruk	3.02E+06	0.0037	1.10	0.000718
Yatay kuyruk	1.45E+06	0.0042	1.10	0.009736
Toplam parazit sürüklenme katsayısı				0.0134

Çizelge 7: 13716 metredeki (45000 ft) parazit sürüklenme katsayısı

13716m (45000ft)	Re	$C_f$	FF	$C_{D,0}$
Kanat	1.25E+06	0.0043	1.12	0.01146
Gövde	6.95E+06	0.0032	1.21	0.00084
Dikey kuyruk	1.23E+06	0.0043	1.10	0.00123
Yatay kuyruk	5.96E+05	0.0049	1.10	0.00217
Toplam parazit sürüklenme katsayısı				0.0157

$Re$  Reynolds sayısı,  $C_f$  sürtünme katsayısı,  $FF$  şekil faktörü,  $C_{D,0}$  sıfır taşıma sürüklenme katsayısını simgelemektedir.



Şekil 4: Farklı irtifalarda ve hızlarda gereken gücün değişimi

**Güneş radyasyonu hesaplamaları** Güneş panellerinden elde edilen gücü hesaplamak için Duffie J. A., Beckman W. A güneş radyasyonu hesaplama modeli kullanılmıştır. Bu model, yılın belirli bir gününde ve saatinde, belirli yükseklikte birim yüzeydeki güneş radyasyonunu vermektedir. Çizelge 7'de katsayılar ve açıklamaları verilmiştir.

Çizelge 8: Güneş radyasyonu hesaplamalarındaki semboller ve açıklamaları

Sembol	Açıklama
d	Yılın belirli bir günü
$\phi$	Enlem
P	Basınç
h	Saat
Gsc	Radyasyon katsayısı
P0	Deniz seviyesinden yükseklik
g	Yer çekimi ivmesi
$\delta$	Eğim
$\tau$	Radyasyonun atmosferik iletimi
v	Uzaydan gelen radyasyon

Hesaplamalar formül 15-19 kullanılarak yapılmıştır

$$v^2 = \left(1 + 0.033 \times \cos \frac{360 \times d}{365}\right) \quad (15)$$

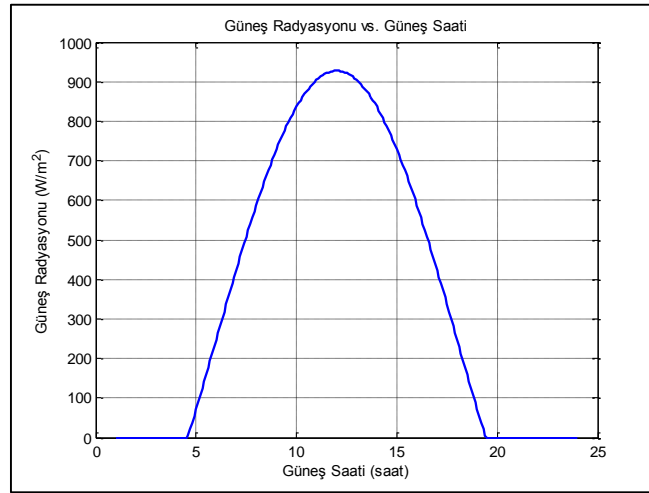
$$\delta = 23.45 \times \sin\left(\frac{360 \times (284 + d)}{365}\right) \quad (16)$$

$$P_s = G_{sc} \times A_s \times v^2 \times (\sin\delta \times \sin\phi + \cos((h - 12) \times 15) \times \cos\delta \times \cos\phi) \quad (17)$$

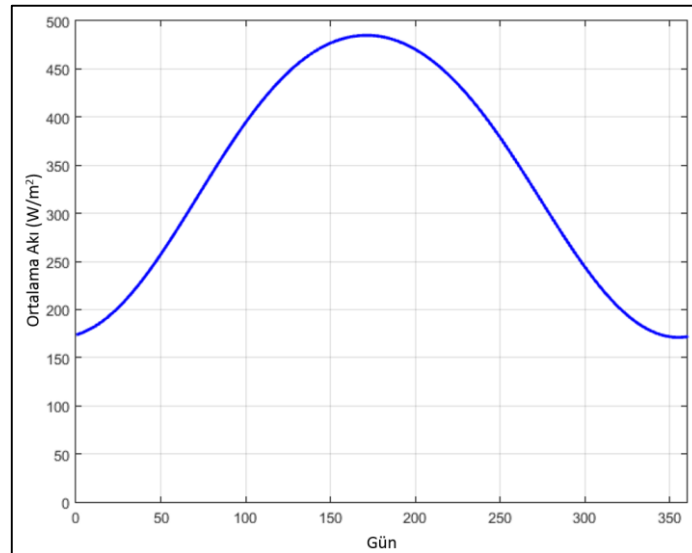
$$\tau = \frac{p}{p_0} \times (\sqrt{1229 + (614 \times \cos(\phi - \delta))^2} - 614 \times \cos(\phi - \delta)) \quad (18)$$

$$A_s = 0.5 \times (e^{-0.65 \times \tau} + e^{-0.095 \times \tau}) \quad (19)$$

Yukarıda belirtilen formüller kullanılarak Ankara'nın 21 Haziran günündeki birim alandaki radyasyon değerleri Şekil 5'de, yıllık ortalama radyasyon ise Şekil 6'da gösterilmiştir.



Şekil 5: Ankara'nın 21 Haziran'da birim alandaki güneş radyasyonunun saate göre değişimi.



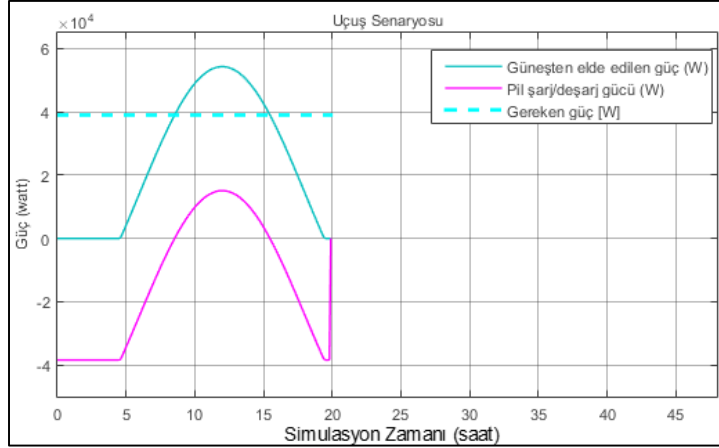
Şekil 6: Ankara'nın yıllık ortalama güneş radyasyonu.

Şekil 6 da görüldüğü üzere kış aylarındaki güneş akısı yaz aylarındaki güneş akısının yaklaşık olarak 1/3 üdür. Bu nedenle güneş enerjili uçaklar sadece yaz aylarında operasyoneldir. Hibrit uçak tasarımının amacı kış aylarında da operasyonel kalabilmektir.



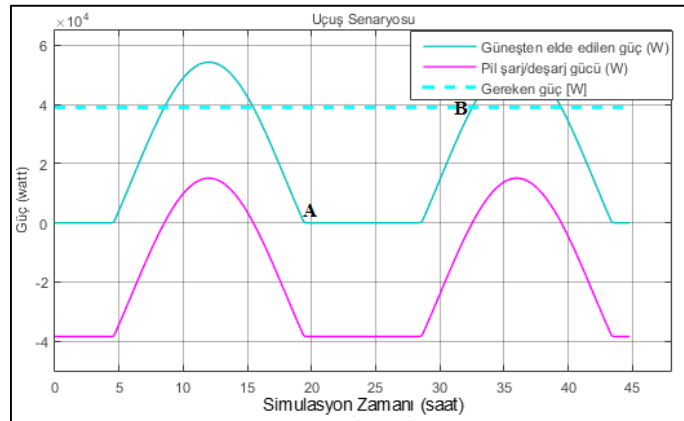
## UYGULAMALAR

**Dolanma Süresi Simülasyonları** Şekil 7’de uçağın 21 Haziran’da 9144 m (30000 ft) yükseklikte ve %30 verimli güneş panelleri ile dolanma simülasyonu gösterilmiştir. Pil şarj/deşarj eğrisinin negatif değerlerde olması uçağın pil gücünü kullandığını göstermektedir. Gerekli olan güç günün her saatinde sabit 39.5 kW alınmıştır. Simülasyon 24:00 da başlatılmıştır. Bu da uçağın görev irtifasında turlamaya saat 24:00’te başladığını göstermektedir. Gereken gücün, güneş radyasyonundan gelen güç ve pilden gelen güçten büyük olması durumunda simülasyon durmaktadır. Örnek simülasyonda sistem 20 saat sonra durmuştur. Başka bir deyişle, uçak 30000 ft yükseklikte %30 verimli güneş panelleri ve 168 Ws/kg güç yoğunluğuna sahip piller ile 20 saat havada kalabilmektedir.



Şekil 7: Uçağın 21 Haziran’da, 30000 ft’de %30 verimli güneş panelleri ile uçuşunun simülasyonu.

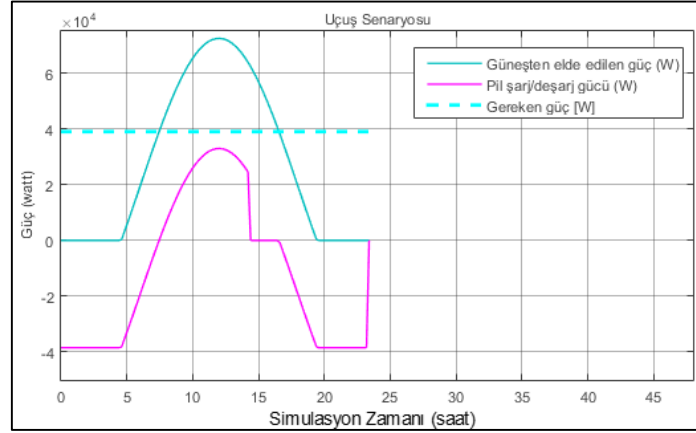
Uçağın hibrit olması sebebi ile güneş çevrimini tekrar başlatmak ve uçağın havada kalma süresini uzatmak için bazı önermeler yapılmıştır. Uçağın, güneş enerjisinden gelen gücün, gereken güce eşit olduğu saate kadar, turbofan motoru kullanması durumunda, tükettiği yakıt miktarı hesaplanmıştır ve bu yakıt miktarının, uçağa göreve başlamadan önce yüklenmesi durumunda, güneş çevrimini tamamlayıp operasyona devam ettiği varsayılmıştır. Şekil 8’de belirtilen A noktası simülasyonun bittiği zamanı, B noktası gereken gücün güneşten gelen güce eşit olduğu zamanı göstermektedir.



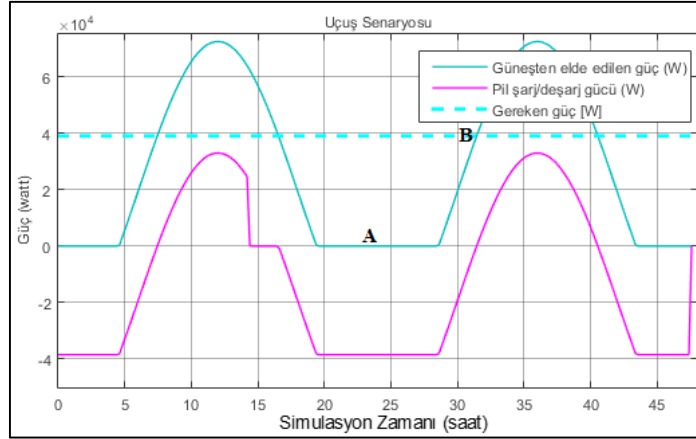
Şekil 8: Uçağın 21 Haziran tarihinde, 30000 ft’de %30 verimli güneş panelleri ve lityum iyon piller güneş çevrimini tamamlaması için gereken zamanın gösterimi.

Uçağın saat 24:00’da turlamaya başladığı düşünülürse, saat 21:00’de mevcut enerjinin göreve devam etmek için yetersiz kaldığı gözlenmiştir. B noktası zaman olarak 10:00’ı temsil

etmektedir. Yapılan hesaplamalarda, 13 saatlik dolanma süresinin turbofan motorla sağlanması durumunda uçağın 1005 lb fazladan yakıt alması gerektiği hesaplanmıştır. Diğer bir simülasyon %40 verimli güneş panelleri ile yapılmış ve sonuçlar Şekil 9'da gösterilmiştir.



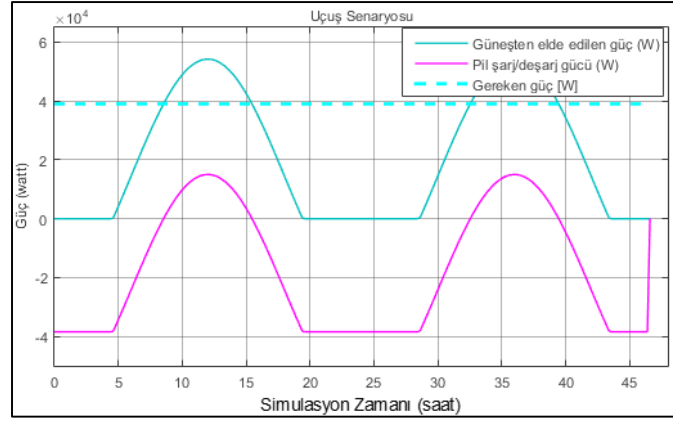
Şekil 9: Uçağın 21 Haziran'da, 30000 ft'de %40 verimli güneş panelleri ile uçuşunun simülasyonu.



Şekil 10: Uçağın 21 Haziran tarihinde, 30000 ft'de %40 verimli güneş panelleri ve Li-ion piller güneş çevrimini tamamlaması için gereken zamanın gösterimi.

Uçağın saat 24:00'da turlamaya başladığı düşünülürse, saat 23:50'de mevcut enerjinin göreve devam etmek için yetersiz kaldığı gözlenmiştir. Şekil 10'daki B noktası zaman olarak 8:30'u temsil etmektedir. Yapılan hesaplamalarda, 8 saat 40 dakikalık dolanma süresinin turbofan motorla sağlanması durumunda uçağın 3288 N (740 lb) fazladan yakıt alması gerektiği hesaplanmıştır.

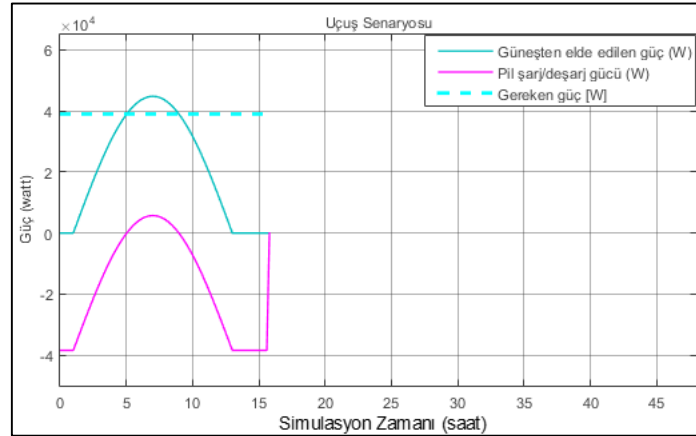
Diğer bir önemli simülasyonda pil yoğunluğu değişiminin havada kalma süresine olan etkisi araştırılmıştır ve pil yoğunluğunun, havada kalma süresi üzerinde daha fazla etkili olduğu gözlenmiştir. Son yıllarda lityum-sülfür piller güneş enerjili uçaklarda deneysel olarak kullanılmaya başlanmıştır. QinetiQ Zephyr Li-S pil teknolojisi ile dünyanın en uzun süre havada kalabilen uçağı ünvanını kazanmıştır. Hibrit tasarım için pil yoğunluğu 400 kW/kg seçildiğinde sürekli uçuşun mümkün olabileceği gözlenmiştir.



Şekil 11: Uçağın 21 Haziran'da, 30000 ft de %30 verimli güneş panelleri ve lityum sülfür piller ile uçuşunun simülasyonu.

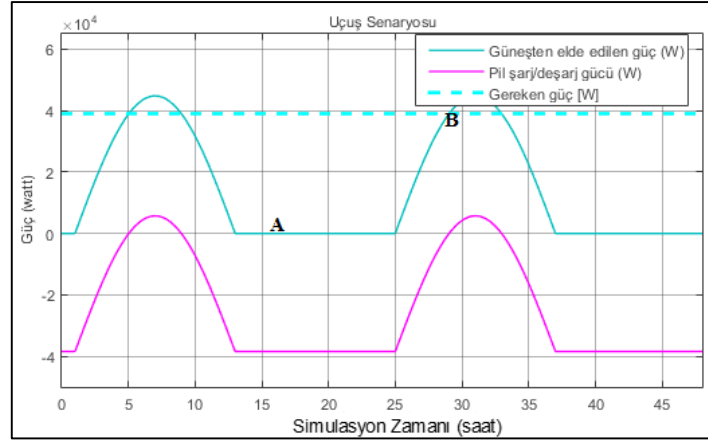
Şekil 11'de uçağın sülfür bazlı pil kullandığı simülasyon gösterilmiştir. Li-S pil ile uçak, sadece güneş enerjisi kullanarak 47 saat havada kalabilmektedir.

Simülasyonlar farklı günler ile tekrarlanmış, dolanma süresi ve çevrimi tamamlamak için gereken fazla yakıt hesaplanmıştır. Şekil 12'de 21 Mart tarihinde yapılan simülasyon gösterilmiştir. 21 Mart tarihinde uçak 16 saat havada kalabilmektedir.



Şekil 12: Uçağın 21 Mart tarihinde, 30000 ft de %30 verimli güneş panelleri ve lityum iyon piller ile uçuşunun simülasyonu.

Uçağın saat 05:00'da turlamaya başladığı düşünülürse, saat 20:00'de mevcut enerjinin göreve devam etmek için yetersiz kaldığı gözlenmiştir. Şekil 13 de B noktası zaman olarak 10:00 u temsil etmektedir. Yapılan hesaplamalarda, 15 saat 50 dakikalık dolanma süresinin turbofan motorla sağlanması durumunda uçağın 762 kg (1680 lb) fazladan yakıt alması gerektiği hesaplanmıştır.



Şekil 13: Uçağın 21 Mart tarihinde, 30000 ft de %30 verimli güneş panelleri ve lityum iyon piller güneş çevrimini tamamlaması için gereken zamanın gösterimi.

## SONUÇ

Çalışmadaki amaç, uzun süre havada kalabilen, menzili fazla, yüksek irtifalı bir uçak tasarlamaktır. Yapılan hesaplamalar sonucunda tasarımın gereksinimleri karşıladığı görülmüştür. Hibrit uçak, güneş enerjili uçakların ve türbin motorlu uçakların üstün getirilerine sahiptir. Ayrıca, farklı görevlerde farklı tip itki kullanması sebebi ile de bahsedilen motorların götürülerini elimine etmektedir. Yapılan hesaplamalar neticesinde fazla yakıt ile 67 saat havada kalma süresi hesaplanmıştır. Mevcut tasarımlar ile karşılaştırıldığında öncü bir tasarım olduğu düşünülmektedir. Ayrıca güneş panellerinin verimliliği ve pillerin enerji yoğunluğunun teknolojik gelişimleri göz önüne alındığında, yakın gelecekte güneş enerjili uçakların tasarımlarının ve kullanımının artacağı öngörülmektedir.

## Kaynaklar

Raymer D. P.,(2006), *Aircraft Design: A Conceptual Approach*, , AIAA Education Serisi 4. baskı

Nicolai L. M., Carichner G. E. (2010) *Fundamentals of Aircraft and Airship Design Volume I — Aircraft Design*, AIAA Serisi

Duffie J. A., Beckman W. A. (2013) *Solar energy thermal processes*, , John Wiley and Sons, Inc 4. baskı

Noth A., *Design of Solar Powered Airplanes for Continuous Flight*, Ph. D. Dissertation, Autonomous Systems Lab, ETH Zürich, İsviçre, 2008.

Gudmundsson, S., *General Aviation Aircraft Design Applied Methods and Procedures*, BH Serisi, 2014