

BAŞKENT ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

**GÜNEŞ ENERJİSİ İLE ÇALIŞABİLECEK RİJİT HAVA
GEMİLERİNİN KAVRAMSAL TASARIMI**

ALİ SERDAR GÜLTEKİN

YÜKSEK LİSANS TEZİ

2017

Bu sayfa boş bırakılmıştır.

GÜNEŞ ENERJİSİ İLE ÇALIŞABİLECEK RİJİT HAVA GEMİLERİNİN KAVRAMSAL TASARIMI

CONCEPTUAL DESIGN OF SOLAR POWERED RIGID AIRSHIPS

ALİ SERDAR GÜLTEKİN

Başkent Üniversitesi
Lisansüstü Eğitim Öğretim ve Sınav Yönetmeliğinin
Enerji Mühendisliği Anabilim Dalı İçin Öngördüğü
YÜKSEK LİSANS TEZİ
olarak hazırlanmıştır.

“Güneş Enerjisi İle Çalışabilecek Rijit Hava Gemilerinin Kavramsal Tasarımı” başlıklı bu çalışma, jürimiz tarafından, 10/02/2017 tarihinde, **ENERJİ MÜHENDİSLİĞİ ANABİLİM DALI 'nda YÜKSEK LİSANS TEZİ** olarak kabul edilmiştir.

Başkan : Prof. Dr. Tahir YAVUZ

Üye (Danışman) : Prof. Dr. Birol KILKIŞ

Üye : Prof. Dr. Adem ACIR

ONAY

..../05/2017

Prof. Dr. Emin AKATA
Fen Bilimleri Enstitüsü Müdürü



BAŞKENT ÜNİVERSİTESİ
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ
YÜKSEK LİSANS TEZ ÇALIŞMASI ORJİNALLİK RAPORU

Tarih: ... / 05 / 2017

Öğrencinin Adı, Soyadı : Ali Serdar GÜLTEKİN
Öğrencinin Numarası : 21310121
Anabilim Dalı : Enerji Mühendisliği
Programı : Tezli Yüksek Lisans
Danışmanın Unvanı/Adı, Soyadı : Prof. Dr. Tahir YAVUZ
Tez Başlığı : Güneş Enerjisi İle Çalışabilecek Rijit Hava
Gemilerinin Kavramsal Tasarımı

Yukarıda başlığı belirtilen Yüksek Lisans tez çalışmamın; Giriş, Ana Bölümler ve Sonuç Bölümünden oluşan, toplam 128 sayfalık kısmına ilişkin, 12/04/2017 tarihinde şahsım/tez danışmanım tarafından Turnitin adlı intihal tespit programından aşağıda belirtilen filtrelemeler uygulanarak alınmış olan orijinallik raporuna göre, tezimin benzerlik oranı % 3'tür.

Uygulanan filtrelemeler:

1. Kaynakça hariç
2. Alıntılar hariç
3. Beş (5) kelimeden daha az örtüşme içeren metin kısımları hariç

“Başkent Üniversitesi Enstitüleri Tez Çalışması Orijinallik Raporu Alınması ve Kullanılması Usul ve Esaslarını” inceledim ve bu uygulama esaslarında belirtilen azami benzerlik oranlarına tez çalışmamın herhangi bir intihal içermediğini; aksinin tespit edileceği muhtemel durumda doğabilecek her türlü hukuki sorumluluğu kabul ettiğimi ve yukarıda vermiş olduğum bilgilerin doğru olduğunu beyan ederim.

Öğrenci İmzası:.....

Onay
... / 05 / 2017

Prof. Dr. Tahir YAVUZ

TEŞEKKÜR

Tez çalışmam boyunca verdiği destekten ve göstermiş olduğu hoşgörüden dolayı danışman hocam Prof. Dr. Tahir YAVUZ'a, tezin geliştirilmesine katkılarından ötürü tez savunası jüri üyeleri Prof. Dr. Birol KILKIŞ'a ve Prof. Dr. Adem ACIR'a çok teşekkür ederim.

Tüm çalışma boyunca her türlü nazımı çekmiş olan, çalışmayı yarım bırakmaya her ikna olduğumdan beni bundan vaz geçiren, tüm aşamalarında yanımda olan sevgilim Ebru'ya ayrıca çok teşekkür ederim. Onun katkısını kesinlikle ödeyemem.

Bu süreçte yanımda olan, artık olmayan tüm dostlarıma ve aileme teşekkür ederim.

Tezi aynı masada yazmak zorunda kaldığım kedim Behzat'ı ve beni çalışmadan uzaklaştırmaya çalışan tüm kitap, film ve oyunları, özellikle de bilimkurgu türünde olan her şeyi de esefle kınıyorum. Onlara rağmen bu çalışmayı bitirmiş oluyorum.

Son olarak konu hakkında ilham veren, güneş enerjisi ile havacılık faaliyetleri gerçekleştirmeye çalışan herkese, özellikle de 2016 yılında, benim tezi yazdığım süre zarfında, dünya turunu tamamlamış olan Solar Impulse ekibine ayrıca teşekkürü bir borç biliyorum.

ÖZ

Bu tezin amacı, güneş enerjisi ile çalışacak sivil amaçlı hava gemilerini uygulanabilirlik ve öngörülebilir ekonomik kısıtlar çerçevesinde araştırmaktır. Bu tez temel olarak iki soru çerçevesinde konuyu ele almaktadır. Bunlardan ilki güneş enerjisi ile çalışan bir hava gemisi hareketi mümkün müdür ve buna bağlı olarak güvenli kullanımı için yapısal bütünlüğünü koruyabilecek midir? İkinci soru ise bu temelde üretilen bir hava gemisinin, mevcut ulaşım seçeneklerinde “geleneksel” ulaşım yöntemleri ile rekabeti mümkün müdür? Bu amaca ulaşmak için hali hazırda tasarlanmakta ya da tasarımı tamamlanmış olan 3 ayrı tip hava gemisinin tasarım kriterleri kullanılmış ve analitik yöntemlerle çözümü gerçekleştirilmiştir. Tez çalışması için en temel kaynak ve ilham kaynağı Gabriel Alexander Khoury'nin güneş enerjili hava gemisi yaklaşımıdır. Tezin diğer ilgili konuları olan hava gemilerinin tarihçeleri, tipleri, çalışma prensipleri, yapıları, ağırlık ve denge kontrolleri, güneş enerjisi sistemleri ve diğer sistemleri ele almak için ise 1940 ve 2015 yılları arasında konularla ilgili yayınlanmış makaleler, hava aracı bakım el kitapları, internet siteleri ve konferans bildirileri kullanılmıştır. Tez çalışması kapsamında elde edilen sonuçlar, güneş enerjisi ile çalışacak bir hava gemisi tasarımının beklenen hedefleri yılın bazı ayları yüksek enlemlerde sağlayamamasına rağmen hedef değerlerden düşük hızlarda verimli bir kullanılabileceğini ortaya koymaktadır. Düşük enlemlerde böyle sorun ile karşılaşmamaktadır. Yüksek irtifalar ise her zaman verimi arttırmaktadır. Çalışmanın ikinci bir sonucu olarak ise 2 ayrı vaka çalışması ve 2 ayrı örnek üzerinden incelenen konunun ekonomik boyutuna göre, güneş enerjili hava gemileri, alt yapının bulunmadığı, yeni alt yapı ihtiyacı olan ya da karmaşık yük taşıma zincirine sahip ulaşım hatlarında geleneksel metotlara göre üstünlük taşımaktadır.

Anahtar kelimeler: Hava gemisi, güneş enerjisi.

Danışman: Prof. Dr. Tahir YAVUZ, Başkent Üniversitesi, Makine Mühendisliği Bölümü.

ABSTRACT

Aim of this thesis is to research civil purposed solar airships in the frame of applicability and predictable economic constraints. In basic this thesis tries to handle the topic in two questions. First of all is it possible to move a solar powered airship and by this move is it possible to maintain physical rigidity for a safe use? As a second question is it possible for an airship manufactured on this basis can compete with “traditional” means of transport? In order to reach this goal design criteria of 3 different airship which are being designed or already in service and analytically solved. Main reference and source of inspiration is Gabriel Alexander Khoury’s solar airship approach. To discuss other related topics within the thesis which are history of airships, types, working principles, aerostructures, weight and balance control, solar power system and other systems, articles, aircraft maintenance manuals, websites and conference publications were used within a time period between 1940 and 2015. Results of this thesis show that, even if some of the months during the year in high longitudes, airships perform below design goals, airships may be operated in low speeds efficiently. There is no such a problem in low longitudes. High altitudes always increase the efficiency. Economic aspects which are studied by 2 different case studies and 2 different examples as a second result of this study, solar airships have supremacy on supply lines with no infrastructures, lines with a need of new infrastructure and complex supply chains.

Keywords: Solar airship, solar power

Thesis Supervisor: Prof. Dr. Tahir YAVUZ, Başkent University, Mechanical Engineering Department

İÇİNDEKİLER LİSTESİ

Sayfa

ÖZ	i
ABSTRACT	ii
İÇİNDEKİLER LİSTESİ	iii
ŞEKİLLER LİSTESİ	v
ÇİZELGELER LİSTESİ	vii
SİMGELER VE KISALTMALAR LİSTESİ	ix
1 GİRİŞ	1
1.1 Literatür Araştırması	1
1.2 Amaç ve Kapsam	8
2 HAVA GEMİLERİ	9
2.1 Karbon Ayak İzi	9
2.2 Hava Gemilerinin Tipleri	10
2.2.1 Rijid olmayan hava gemileri	10
2.2.2 Yarı rijid hava gemileri	11
2.2.3 Rijid hava gemileri	11
2.2.4 Geleneksel olmayan hava gemileri	12
2.3 Hava Gemilerinin Çalışma Prensipleri	12
2.3.1 Aerostatik	13
2.3.2 Aerodinamik	20
2.4 Sonuç	24
3 HAVA YAPISALI, AĞIRLIK ve DENGİ KONTROLÜ, İTKİ ve GÜÇ SİSTEMLERİ, DİĞER SİSTEMLER.....	25
3.1 Giriş	25
3.2 Hava Yapısal	25
3.2.1 Zarf	26
3.2.2 Burun konisi	30
3.2.3 İniş takımı	30
3.2.4 Kuyruk tümleşkesi	32
3.2.5 Gondola	32
3.3 Ağırlık ve Denge Kontrolü	32
3.4 İtki ve Güç Sistemleri	34
3.5 Sistemler	35
3.5.1 Basınç kontrolü	35

3.5.2	Balastlar	36
3.5.3	Elektrik sistemi.....	37
3.6	Sonuç	39
4	GÜNEŞ ENERJİSİ ve HAVA GEMİSİ UYGULAMARI	40
4.1	Giriş	40
4.2	Güneş Işınımı	41
4.3	Güneş Enerjili Hava Gemilerinin Ana Hatları	45
4.4	Güneş Enerji Sisteminin Birleşenleri.....	50
4.4.1	Güneş gözeleri	50
4.4.2	Kolektör şebeke ağı.....	54
4.4.3	Su elektrolizörü ve hidrojen jeneratörü	54
4.4.4	Güverte hidrojen tankları	56
4.4.5	Hidrojen endüksiyon ve basınçlandırma sistemi.....	56
4.4.6	Hava endüksiyon ve basınçlandırma sistemi.....	57
4.4.7	Hidrojen yakıt pilleri ve depolama birimleri	58
4.4.8	Termal yönetim sistemi.....	61
4.4.9	Su geri kazanım sistemi	62
4.5	Dünyada ve Türkiye’de Güneşlenme.....	62
4.6	Sonuç	62
5	HAVA GEMİSİNİN ANALİTİK TASARIMI	63
5.1	Giriş	63
5.2	Tasarım	64
5.3	Sonuçlar ve Değerlendirme	79
5.4	Hava Gemisi Ekonomisi ve Çevresel Değerlendirme	87
5.4.1	Ekonomik maliyetler	88
5.4.2	Çevresel değerlendirme	96
5.4.3	Vaka çalışması	98
6	SONUÇ VE ÖNERİLER.....	102
6.1	Sonuçlar	102
6.2	Öneriler.....	104
	KAYNAKLAR LİSTESİ	106

ŞEKİLLER LİSTESİ

Şekil 1.1 Hava Gemilerinin Tarihsel Gelişimi.....	5
Şekil 2.1 Daldırılmış küresel cisim etrafında akış	20
Şekil 2.2 Bir hava gemisi için önerilen en büyük yarıçap yerleşimi	24
Şekil 3.1 Hava gemilerinde bükülme	27
Şekil 3.2 Kesit alanında bükülmüş yüzey	28
Şekil 3.3 θ 'nın k oranına karşı değişimi grafiği	29
Şekil 3.4 Dinamik yük modeli.....	31
Şekil 3.5 Hava – Hidrojen Endüksiyon Sistemi.....	36
Şekil 3.6 Güneş enerjisi ile çalışan hava gemilerinin elektriksel güç sistemlerinin şematik gösterimi.....	37
Şekil 4.1 Boylamlara göre değişen güneşlenme.....	41
Şekil 4.2 Atmosferde ışığın izlediği yol	42
Şekil 4.3 Enlem ve yılın zamanının gün başına düşen normal doğrudan güneş enerjisine bulutsuz durumlarda etkisi.....	43
Şekil 4.4 Güneş Enerjili Hava Gemilerinde Sistem Ana hatları.....	45
Şekil 4.5 L enleminde Kuzey Yarım Kürede Güneş'in hareketi	46
Şekil 4.6 Hava gemisinin ana eksenine ile güneş geliş açısı B ve azimut açısı Z	47
Şekil 4.7 Paralel güneş ışınlarının iz düşüm alanı	48
Şekil 4.8 Farklı n ve B değerlerine göre iz düşüm alanları	49
Şekil 4.9 Güneş gözlerinin verimliliklerin yıllara göre artış (1975-2016)	53
Şekil 4.10 Elektrolizör temsili gösterimi	55
Şekil 4.11 Termal Yönetim Sistemi.....	61
Şekil 5.1 Bir elipsoidin üç ekseninde ölçüleri.....	65
Şekil 5.2 SolFlyte ile Güneş Enerjisi Hesapları.....	74
Şekil 5.3 Aralık ayında 90, 80, 70, 65, 60, 50, 40 ve 30 dereceler için güneş enerjisi	75
Şekil 5.4 Mart ayında 90, 80, 70, 65, 60, 50, 40 ve 30 dereceler için güneş enerjisi	75
Şekil 5.5 Haziran ayında 90, 80, 70, 65, 60, 50, 40 ve 30 dereceler için güneş enerjisi	76

Şekil 5.6 Günün saatlerine göre Ocak, Nisan Temmuz ve Ekim aylarında Oimyakon için hava gemisi ekseninin güneş geliş açısıyla 0° ve 90° açısı yaptığı durumda hava gemisi üzerine düşen güneş ışınlamı	77
Şekil 5.7 Günün saatlerine göre Ocak, Nisan Temmuz ve Ekim aylarında Bukit Kototobang için hava gemisi ekseninin güneş geliş açısıyla 0° ve 90° açısı yaptığı durumda hava gemisi üzerine düşen güneş ışınlamı	77
Şekil 5.8 Oimyakon'da Dragon Dream'in güneş geliş açısı ile 0° ve 90° yaptığı durumda aylara göre hızlar	80
Şekil 5.9 Bukit Kototobang'da Dragon Dream'in güneş geliş açısı ile 0° ve 90° yaptığı durumda aylara göre hızlar	81
Şekil 5.10 Oimyakon'da ML866'nın güneş geliş açısı ile 0° ve 90° yaptığı durumda aylara göre hızlar	81
Şekil 5.11 Bukit Kototobang'da ML866'nın güneş geliş açısı ile 0° ve 90° yaptığı durumda aylara göre hızlar	82
Şekil 5.12 Oimyakon'da ML868'in güneş geliş açısı ile 0° ve 90° yaptığı durumda aylara göre hızlar	82
Şekil 5.13 Bukit Kototobang'da ML868'in güneş geliş açısı ile 0° ve 90° yaptığı durumda aylara göre hızlar	83
Şekil 5.14 500 Metre – 60 °C için Aylara Göre Hız.....	84
Şekil 5.15 1500 Metre – 60 °C için Aylara Göre Hız.....	84
Şekil 5.16 2500 Metre – 60 °C için Aylara Göre Hız.....	85
Şekil 5.17 3500 Metre – 60 °C için Aylara Göre Hız.....	85
Şekil 5.18 Farklı ulaşım araçlarının verimlilik ve hız yönünden karşılaştırması	88
Şekil 5.19 Üç ayrı taşıma metodu ve farklı malzemelerin raf ömürleri ile değerleri	91
Şekil 5.20 Farklı hava platformlarının özgül yakıt tüketimleri.....	93
Şekil 5.21 Geleneksel taşımacılık ve hava gemileriyle taşımacılığın adımlarının temsili gösterimi.....	95
Şekil 5.22 1970 - 2050 yılları arasında CO2 emisyonları için tarihsel veriler ve öngörülen değerler	96
Şekil 5.23 2050'ye kadar yöntem ve bölgelere göre tahmini yakıt tüketimi.....	97
Şekil 5.24 Güneş enerjisi ile hareket eden hava gemilerinin aday olduğu aralık ..	97
Şekil 5.25 (1) Ankara ve Van arasında görev profili (2) İzmir Limanı ve Urla Yağcılar Köyü Urla RES sahası arasında görev profili	101

ÇİZELGELER LİSTESİ

Çizelge 2.1 Başlangıç durumunda basınç yüksekliğine kadar aerostatik parametreler	18
Çizelge 2.2 Hava direncinin sabit hacimde farklı kalınlık oranlarındaki değerleri .	22
Çizelge 2.3 Üç hava gemisinin hava direnci kırılımı	23
Çizelge 3.1 Gövde bileşenleri ağırlık kırılımı	33
Çizelge 3.2 Gövde bileşenleri ağırlık kırılımı	34
Çizelge 4.1 Su elektrolizörü bileşenleri ve ölçekleme faktörleri	55
Çizelge 4.2 Hava endüksiyon ve basınçlandırma sistemi bileşenleri ve ağırlık oranları	57
Çizelge 4.3 Farklı tipte yakıt pillerinin güç çıktıları, çalışma sıcaklıkları, uygulama alanları	59
Çizelge 4.4 Yakıt pili sistemi bileşenleri ve ağırlıkları	60
Çizelge 5.1 3 ayrı tip hava gemisinin teknik özellikleri	64
Çizelge 5.2 Çizelge 3'teki boyut bilgilerine göre hesaplanmış hacim ve yüzey alanları	66
Çizelge 5.3 3 farklı model için hacimsel hava direnci, hava direnci ve güç ihtiyaçları	67
Çizelge 5.4 Yüzer gazın yer alabileceği azami hacim değerleri.....	68
Çizelge 5.5 3 Farklı model hava gemisi için eğilme momenti, asgari basınç ve Hoop gerilimi değerleri	69
Çizelge 5.6 Üç ayrı tip hava gemisine göre güverte hidrojen tanklarının hacimleri ve ağırlıkları.....	69
Çizelge 5.7 3 ayrı tip hava gemisi zarf içerisinde olması gereken gaz miktarı.....	70
Çizelge 5.8 3 ayrı tip hava gemisinin zarf içerisindeki yüzer gazın hidrojen ve helyum olma durumlarında kaldırma kuvvetleri	70
Çizelge 5.9 Hava gemisi bileşen ağırlıkları.....	71
Çizelge 5.10 Ölçülen ve hesaplanan değerlerin sapma miktarları.....	79
Çizelge 5.11 4000 metre irtifa için aylara göre hesaplanmış hız değerleri	86
Çizelge 5.12 Hava gemilerinin yüzer gaz maliyetleri	90
Çizelge 5.13 3 ayrı tip hava gemisinin yüzer gaz kaybetme değerleri	90
Çizelge 5.14 2010-2020 arası servise girmiş uzun menzil ticari uçakların verileri ve yakıt tüketimleri	91

Çizelge 5.15 Hibrit hava gemisi maliyet tahminleri	94
Çizelge 5.16 Bazı rüzgâr jeneratörlerinin ağırlıkları	99



SİMGELER VE KISALTMALAR LİSTESİ

°C	Celsius
°K	Kelvin
A	Yüzey alanı
A	Zenith açısı
A _n	n sıcaklık gradyanı
atm	Atmosferik basınç
AU	Astronomik birim
A _w	Dalmış yüzeyin alanı
B	Güneş geliş açısı
B	Kaldırma kuvveti
CB	Kaldırma kuvveti merkezi
C _D	Hava direnci
C _{DA}	Boyutsuz alansal hava direnci
C _{DV}	Boyutsuz hacimsel hava direnci
C _f	Yüzey sürtünmesi
CG	Ağırlık merkezi
C _L	Aerodinamik kaldırma kuvveti
COSH	Control of Static Heaviness System
C _p	Hava özgül ısı
D	Güneş ışınımı
E _D	Doğrudan güneş enerjisi
E _r	Yansıyan güneş enerjisi
E _s	Güneş enerjisi
E _s	Yayıllı güneş enerjisi
E _t	Toplam enerji
F	Faraday sabiti
f	İz düşüm alanının azami iz düşüm alanına oranı
f ₂	Boylamsal membran gerilimi
g ₀	Yerçekimi ivmesi
H	İrtifa
H	Saat açısı
H _n	n katmanındaki irtifa
H _p	Basınç yüksekliği
I	Akım
I	Membran alanının ikinci momenti
IPCC	Hükümetlerarası İklim Değişikliği Paneli
ISA	International Standard Atmosphere
K	Eksenel gerilim
KE	Kinetik enerji
kg	Kilogram
kW	Kilovat
L	Enlem
L	Uzunluk
L _g	Bürüt statik kaldırma kuvveti
L _n	Net statik kaldırma kuvveti
M	Eğilme momenti
m	Metre
m ²	Metrekare

m^3	Metreküp
m_A	Mutlak hava kütlesi
m_g	Gondola ve ek yükler ağırlığı
m_{gaz}	Gaz kütlesi
$\dot{M}_h$	Birim saniyedeki hidrojen akışı
m_h	Hava gemisi ağırlığı
$\dot{M}_{hava}$	Birim zamanda yakıt piline yönlendirilen atmosferik hava
m_i	Edimsiz eylemsizlik
mm	Milimetre
mm^2	Milimetre kare
Mpa	Megapascal
m_R	Bağıl hava kütlesi
N	Deklinasyon açısı
N	Newton
NA	Nötr eksen
NASA	National Aeronautics and Space Administration
P	Güç
p_0	Referans değerdeki basınç
PE	Potansiyel enerji
PEM	Proton Exchange Membrane
p_{gaz}	Gaz basıncı
ph	Hidrojen basıncı
p_{hava}	Hava basıncı
P_p	Kompresör gücü
p_s	Belirli bir irtifadaki basınç
P_{tot}	Yakıt pili brüt gücü
PVDF	Polyvinylidene fluoride
Re	Reynolds sayısı
S_d	Doğrudan güneş gücü
SH	Statik ağırlık
S_r	Yansıyan güneş gücü
T	İtke
t	Membran kalınlığı
T_0	Referans değerdeki sıcaklık
$T_{çıkış}$	Kompresör çıkış sıcaklığı
$T_{giriş}$	Kompresör giriş sıcaklığı
T_n	n katmanındaki sıcaklık
T_s	Belirli bir irtifada sıcaklık
v	Dikey alçalma hızı
V	Hız
U	Tanklardaki hacim değişimi
V	Volt
V_h	Hidrojen tankı hacmi
V_n	Net hacim
VTOL	Vertical Take-off Landing
V_{zarf}	Hava gemisi zarf hacmi
W	İniş takımı tarafından gerçekleştirilen iş
w	Su buharı sütunu
WHO	World Health Organization
WWF	World Wildlife Fund

Z	Azimut açısı
z	İniş takımı eksenel sıkışma miktarı
Z	Sıkıştırma katsayısı
γ_a	Güneş Enerjisi hücreleri depolama alanı verimliliği
γ_c	Güneş enerjisi hücrelerinin çevirim verimliliği
γ_e	Elektrik donanımının verimi
γ_p	İtke verimi
γ_t	Toplam verimlilik
ΔT	Sıcaklık farkı
θ	Açı
λ	Uygunluk oranı
μ	Dinamik viskozite
ρ_a	Havanın yoğunluğu
$\rho_{\text{çıkış}}$	Kompresör hava çıkış yoğunluğu
ρ_g	Yoğunluk
σ	Basınç oranı
σ_{azami}	Atmosferik hava yoğunluğu
τ	Ayresol optik derinlik
π	Pi

1 GİRİŞ

Bu tezin amacı, güneş enerjisi ile çalışacak hava gemilerini uygulanabilirlik ve öngörülebilir ekonomik kısıtlar çerçevesinde araştırmaktır. Bu tez konuyu temel olarak iki soru çerçevesinde ele almaktadır. Bunlardan ilki güneş enerjisi ile bir hava gemisinin hareketi mümkün müdür ve buna bağlı olarak güvenli kullanımı için yapısal bütünlüğünü koruyabilecek midir? İkinci soru ise bu temelde üretilen bir hava gemisinin, mevcut ulaşım seçeneklerinde “geleneksel” ulaşım yöntemleri ile rekabeti mümkün müdür? Kıyas olarak ele alınacak olan “geleneksel” ulaşım yöntemleri ise turboprop ve turbojet uçaklar, dizel yük trenleri, uzun yol kamyonları ve süper tankerlerdir.

Tez çalışması için öncelikle öngörülen, güneş enerjisi ile çalışacak insanlı bir hava gemisinin, mevcut veriler ve tasarım kısıtları kapsamında baştan sona hesaplanması ve tasarlanması için analitik bir metot geliştirilmesiydi. Ancak çalışmaya başlandığında, alanda daha evvel çalışma yapılmamış olması ya da erişebilen kısıtlı çalışmanın konuyu bütüncül olarak ele almaması sebebiyle kapsamın daraltılması ve hava gemilerinin fizibilitelerini araştırmak ve ekonomik değerlendirmelerinin yapılması gerekliliği ortaya çıkmıştır. Tez çalışması ilerledikçe, bu konunun gerçek ekonomik maliyetlerinin hesaplanmasının da mevcut veriler ışığında oldukça güç olduğu anlaşılmıştır. Bu sebeple ekonomik değerlendirme için iki adet kurgusal vaka oluşturulmuş, yakıt tüketimi karşılaştırmaları yapılmış ve mevcut çalışmalardan örnekler kullanılmıştır. Konunun çevresel boyutuyla ilgili Hükümetler arası İklim Değişikliği Paneli ve Dünya Sağlık Örgütü raporlarından derleme yapılmıştır.

Geleneksel taşımacılığın yerini alabileceği tartışılan hava gemilerinin bu tezin çalışma konusu olmasının sebebi, küresel ölçekte artan karbon salınımları ve taşımacılık sektörünün bu salınımların payıdır. Bu bölümün ilerleyen kısmında bu konuya daha geniş yer verilecektir.

1.1 Literatür Araştırması

Güneş enerjisi ile çalışan insanlı bir hava gemisinin ilk örneği 2009’da Fransız hükümetinin desteklediği bir grup öğrenci tarafından yapılmış olan *Nephelios*’tur [1, p. 484]. Ancak 2010 yılında İngiliz Kanalını geçmesi planlanmış olan hava gemisinin [2] başarıya ulaşip ulaşmadığı konusunda bir kaynağa ulaşılamamıştır. Konu ile

ilgili akademik olamayan kaynaklardan erişilebilen bilgi çalışma içerisinde yer almaktadır. Günümüzde ticari olarak edinilebilir, güneş enerjisi ile çalışan insanlı tek hava gemisi ise *Solarship*'tir [3]. Şirket tarafından tasarlanması hedeflenen daha ileri modellerin yük kaldırma kapasitelerinin ve menzillerinin geleneksel taşımacılık metotlarıyla rekabet edip edemeyeceği de bu çalışmada değerlendirilmiştir. Bu amaçla Aeroscraft isimli Kaliforniya kökenli bir şirketin ürettiği ve/veya tasarlamakta olduğu üç ayrı model hava gemisinin, şirket tarafından kamuoyuyla paylaştığı teknik özellikleri temel alınacaktır.

Tezin konusu ile ilgili detaylı bir akademik çalışma bulunmamaktadır. Ancak Gabriel Alexander Khoury'nin *Airship Technology* isimli kitabında konu ile ilgili bir bölüm yer almaktadır. Hava gemisinin genel özellikleri ve tasarım yaklaşımı konusunda bu çalışmadan faydalanılmıştır. *Fundamentals of Aircraft and Airship Design, Volume 2 – Airship Design and Case Studies* isimli kitabın hava gemilerinin tasarımı ve vaka çalışmalarını içerdiği açık olsa da kitaba herhangi bir şekilde erişim sağlanamamış Aerodinamik eşitlikleri ise aynı kitabın ilk cildini kullanarak çalışılmıştır. Hava gemilerinin tarihçesine 1984 ve 2010 arasında yayımlanmış çeşitli kitapların elektronik formatlarından ve internet sitelerinden erişilmiştir. Yüzey sürtünmesini hesaplarken A. D. Young'ın 1936 tarihli çalışmasından [24] ve G. E. Dorrington'ın 2006 tarihli [25] çalışmasından faydalanılmıştır. Hava gemisinin sistem bileşenleri için sırasıyla 1941 tarihli Amerikan Savunma Bakanlığı tarafından yayınlanmış olan [26] “*Technical Manual of Airship Aerodynamics*”, 2013 tarihli E. Li ve P. Chaparala'nın [39] ve Global Climate and Energy Project'in 2006 tarihli [38] çalışmalarından yararlanılmıştır. Güneş enerjisi ile ilgili veri ise, Amerikan Enerji Bakanlığı, K. Scharmer ve J. Greif'in hazırladığı 2000 tarihli “*The European Solar Radiation Atlas*” ve B. Meinel ve M. P. Meinel'in hazırladığı 1976 tarihli “*Applied Solar Energy: An Introduction*” çalışmalarından alınmıştır. Hava gemisi ekonomisi konusunda ise G. A. Corporation'ın 1942 tarihli United States Navy K-Type Airships, Akron, B. E. Prentice, R. P. Beilock ve A. J. Phillips'in 2004 tarihli [50] sunumu, Association of American Railways'in 2016 tarihli [51] raporu, B. E. Prentice ve J. Thomson'ın 2004 tarihli [53] çalışması referans olarak alınmıştır. Güneş enerjisinin elipsoid bir yüzeye günün herhangi bir anında gelebileceği açıları hesaplamak için ise literatür araştırması sırasında *SolFlyte* isimli bir NASA yazılımı tespit edilmiştir. Yazılım ücretsiz erişime açık olsa da başvurular sonuç vermemiş ve yazılım

kullanılamamıştır. Ancak aynı yazılım ile yüzey alanına göre boyutsuz şekilde gerçekleştirilmiş “*Feasibility Study of Cargo Airship Transportation Systems Powered by New Green Energy Technologies*” isimli Jonathan R. Skuza ve diğerleri tarafından yazılmış bir çalışma kullanılmış ve aynı yaklaşım birebir olarak benimsenmiştir.

Hava gemilerinin kısa tarihi konusunda yapılmış olan literatür araştırması ise aşağıdaki şekildedir. İlgili referanslar, her bir ifade sonrasında yer almaktadır.

Hava gemileri, bir ya da daha çok kompartımanı gaz ile dolu, motoru ve yönlendirme sistemi olan havadan hafif bir hava taşıtıdır [4]. Hava gemisi Türkçede karşılığı zeplindir [5]. Hava gemileri kaldırma kuvvetlerini çevresini saran havadan daha hafif, kaldırıcı gazlardan alırlar. Hava gemileri kaldırma kuvvetini yüzer¹ gazlardan alan ayrostatların (örn: sıcak hava balonları, zeplinler) bir alt kümesidir.

Hava gemilerinin tarihçesine bakıldığında, Fransesco Lana de Terzi’nin 1670 yılında vakumlu 4 bakır küre ile desteklenmiş havai bir gemi tanımı yaptığı görülür [6]. Lana çalışmasını 5 ana prensibe dayandırmıştır. Robert Boyle’un kanıtladığı gibi havanın bir ağırlığı vardır, bu havanın ağırlığı hesaplanabilir, bir kap içerisindeki hava tahliye edilebilir, kapalı bir hacim olan kürenin içerisindeki hava miktarı tespit edilebilir ve hafif gövdeler ağır gövdelerin üzerinde yüzebilir.

Lana’nın fikri teorik olarak mümkün olsa da bu fikrin 17. yüzyılda uygulanması mümkün olmamıştır. Hipotetik bu araca Vakum Hava Gemisi adı verilmektedir.

Daha uygulanabilir bir tasarım Jean Baptiste Marie Meusnier tarafından 3 Aralık 1783’te Fransız Akademisi’ne “*Mémoire sur l’équilibre des machines aérostatiques*” çalışmasıyla sunulmuştur.

Jean-Pierre Blanchard itki için kanat çırpın ve kuşları gibi bir kuyruğu olan balonuyla 1785 yılında İngiliz Kanalı’nı geçmiştir [7].

1851’de Londra’da düzenlenen büyük fuarda Dr. William Bland, altında sarkan iki adet buhar motoruyla tahriklenen uzatılmış bir balon modeli teşhir etmiştir. Balonun

¹ *Buoyant* kelimesi İngilizce ’de tüm akışkanların kaldırma kuvveti için kullanılmaktadır. Türkçe ’de kaldırma kuvveti sıvılarla ilişkilendirildiği için yüzer kelimesi tercih edilmiştir. Diğer kullanımları Türkçe’ye uygun olarak bu teminin türevleridir. Hava gemileri literatüründe kullanılan çoğu terim denizcilik kökenlidir.

kaldırma kuvvetini 5 ton olarak hesaplamıştır. Bu model alt kısmındaki gondola ve yakıtı 3.5 ton olursa 1.5 tonluk bir faydalı yük kapasitesine sahip olacaktır [8]. Bland, aracın 80 km/saat ile uçabileceğini ve bu şekilde 210 saatte Sydney'den Londra'ya uçabileceğini iddia etmekteydi.

Henri Griffard 1852 yılında buhar motorlu hava gemisiyle 27 km uçarak ilk motorlu uçuşu yapan kişi olmuştur [7].

Fransız donanma mühendisi Dupuy de Lome büyük pervanesi 8 kişi tarafından döndürülen, kumanda edilebilir bir balon tasarlamıştır. Prusya-Fransa savaşı sırasında kuşatma altında kalan Paris ile taşranın iletişimini sağlamak için kullanılan balonları iyileştirmek için yapılan tasarım ancak savaştan sonra tamamlanabilmiştir [9].

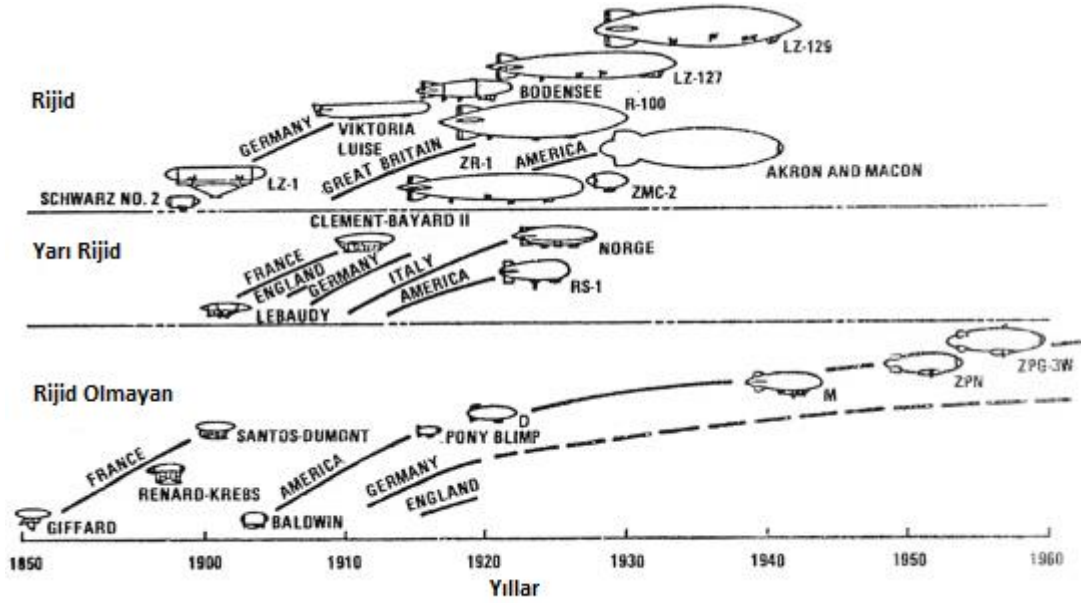
Paul Haenlein 1872 yılında hava gazı ile çalışan içten yanmalı bir motoru, hava gemisi zarfını şişirmek için kullanan bir hava gemisi uçurdu. Bu araç böyle bir motoru bu amaçla kullanan ilk hava gemisi olmuştur [9].

Gaston Tissandier 1.5 BG'lik Siemens elektrik motorlu hava gemisiyle ilk elektrikli uçuşu yapmıştır [10].

Tarihteki tamamen kontrol edilebilir ilk serbest uçuşu ise Fransız Ordusundan Charles Renard ve Arthur Constantin *La France* ile gerçekleştirmiş ve tam olarak havalandıkları noktaya 23 dakika içinde 8 km'lik bir yol alarak varmışlardır [7]. Hava gemisinin 8.5 BG'lik motorunu 435 kg'lık bataryalar çalıştırmıştır [11].

1900 yılında ilk uçuşunu yapan Luftschiff Zeppelin LZ1 tüm zamanların en başarılı hava gemilerinden ilkidir. Tasarımcısı Count von Zeppelin'in ismiyle anılan hava gemisi, daha sonrasında birçok dilde hava gemilerine *Zeppelin* ismi verilmesine sebep olmuştur. 1890'da başladığı çalışmalarını kusurlu bir model olan LZ1 ile sonuçlandırmış ardından 1906 yılında daha da geliştirdiği LZ2'yi uçurmuştur. Zeppelin hava gemilerinin öncekilerden farkı üzeri kumaşla örtülü üçgen kiris kafesleri içerisinde yer alan gaz tanklarıdır. Başlangıçta kullanılmış olan çok düzlemli kuyruk kanatları kontrol ve istikrarlı uçuş sağlamıştır. Sonraki modellerde haç biçimli daha basit bir kuyruk kanat formu kullanılmıştır. Mürettebat ve motorlar gövdenin hemen altında sarkan gondolada iken, tahrik sağlayan pervaneler uzun kardan milleriyle bağlı oldukları yapının iki yanındadır. Ek olarak motor

kompartımanların arasında yolcu bölümü (daha sonrasında bomba salonu) bulunmaktadır [10].



Şekil 1.1 Hava Gemilerinin Tarihsel Gelişimi [12, p. 84]

İlerleyen yıllarda hava gemilerine ilgi ve hava gemilerinin sayısı artmıştır. Alberto Santos-Dumont *Number 6* ismini verdiği yarı rijid küçük hava gemisi ile Parc Saint Cloud'dan havalanmış, Eiffel Kulesi'nin etrafında tur atıp 30 dakikada geri dönmüştür. Bu başarı ona *Henri Deutsch de la Meurthe* ödülü kazandırmıştır. Amerikalı Thomas Scott Baldwin, Walter Wellman, Britanyalı Stanley Spencer, İspanyالی Leonardo Torres Quevedo, Fransız Henri Julliot ve İtalyan Enrico Forlanini, Birinci Dünya Savaşı'na kadar hava gemilerinin gelişmesinde etkili olmuş kişilerdir [10].

Hava gemileri ilk kez 10 Mart 1912'de Trablusgarp Savaşında bir silah olarak kullanılmıştır [13, p. 11]. Hava gemilerini tarih sahnesinde bir silaha dönüştüren Birinci Dünya Savaşı boyunca Alman, Fransız ve İtalyan orduları olmuştur ancak yüzer gaz olarak o zamanlarda hidrojen kullanıldığından büyük de bir zafiyet taşımaktaydılar. Savaşın başlangıcında taktik bombalama ve keşif için kullanıldılarsa da 1917'den itibaren doğrudan ordulara destek olarak kullanılmalarından vaz geçilmiştir [13, p. 11].

Hava gemileri korkutucu ancak isabetsiz silahlar olduklarını ispatlamışlardır. Seyrüsefer, hedef seçimi ve hedef alma en iyi koşullarda bile zordur ve çoğunlukla

karşılaşılan bulutlar hedef almayı daha da zorlaştırmaktadır. Hava gemilerinin savaş boyunca yarattıkları hasar kayda değer değildir [14].

İki savaş arasındaki yıllarda bazı ülkeler hava gemisi kullanmaya devam etmişlerdir. Almanya, Amerika Birleşik Devletleri ve Britanya rijid hava gemilerinin tek üreticileridir ve İtalya ile Fransa savaş tazminatı olarak verilen hava gemilerini işletmektedir. İtalya, Sovyetler Birliği, Amerika Birleşik Devletleri ve Japonya çoğunlukla yarı rijid hava gemileri kullanmaktadır [10].

24 Eylül 1916'da az hasarlı şekilde Yorkshire'a inen Alman L33 hava gemisinin yaklaşık kopyaları olan R33 ve R34 hava gemileri 1919'da kullanıma alınırlar. 2 Temmuz 1919'da R34 hava gemisi Atlantik'te çift geçiş yapar ancak bu Britanya'da hava gemilerine ilgiyi arttırmayı başaramaz ve Britanya hava gemisi programı büyük yara alır [10].

Amerika Birleşik Devletleri'nin inşa ettiği Zeppelin L49'u temel alan USS Shenandoah ilk uçuşunu 4 Eylül 1923'de yapmıştır. Helyum o dönemde nadir bulunan bir soy gazdır ve bilinen rezervin neredeyse tamamı USS Shenandoah'ın güvertesindedir. Zeppelin firmasına yaptırılan ikinci hava gemisi USS Los Angeles başarılı bir şekilde 8 yıl hizmet vermiştir ve Amerika Birleşik Devletleri donanmasını daha fazla hava gemisi edinmek yönünde cesaretlendirmiştir ancak sınırlı helyum kaynağını paylaşmak zorunda kalan hava gemileri işletme zorlukları çekmektedirler [15].

1922 yılında Britanya'da üretilmeye başlanan R100 ve R101 hava gemilerinin inşası beklenenden uzun sürmüştür. 1930 yılında Kanada'ya yapılan test uçuşunda başarılı olan R100 hava gemisinin ardından 5 Ekim 1930'da gerçekleşen R101'in ilk uçuşuna havacılıktan sorumlu devlet bakanı ve hava gemisinin başmühendisi de katılır ancak hava gemisi kaza yapar ve güverteadaki 54 kişiden 48'i hayatlarını kaybederler. Bu kaza Britanya'daki hava gemisi geliştirme faaliyetlerini sonlandırır [10].

1925'de Locarno Antlaşması Almanya'ya uygulanan hava gemilerinin inşa boyut kısıtlarını kaldırmasının ardından Zeppelin şirketi Graf Zeppelin LZ127'yi inşa etmiştir. Graf Zeppelin yakıt olarak propana benzer *blau gas* kullanmakta ve hidrojen tanklarının hemen altında depolanan hidrojene yakın yoğunluktaki *blau gas* ağırlık değişiminden kaynaklı hidrojen ventilasyonuna ihtiyaç duyulmamasını

sağlamaktaydı. Graf Zeppelin hiçbir yolcunun yaralanmadığı toplamda 1,6 milyon km'lik yolculuk yapmıştır [16].

1930'lu yıllar hava gemilerinin parlak zamanlarıdır. 1931 yılında inşası tamamlanan Empire State binasına hava gemilerinin yanaşmaları için bir iskele bile yapılmıştır. 1930'lu yıllarda birçok girişimci hava gemileriyle yük ve yolcu taşıma denemeleri yapmıştır [10].

Fakat gerçekleşen bir dizi kaza hava gemilerine olan ilginin kaybolmasına neden olmuştur. 1925 yılında USS Shenandoah, 1933 yılında USS Akron, 1935 yılında USS Macon ölümle sonuçlanan kazalarda kaybedilmiştir. Şimdiye kadar yapılmış en büyük hava gemisi olan Hindenburg LZ 129 ise 1937 yılında iniş halindeyken infilak etmiş ve 36 kişinin ölümüne sebep olmuştur. Bu kaza hava gemilerinin altın çağının sonunu temsil eder. Amerika Birleşik Devletleri'nin helyum ihracatını sınırlaması Hindenburg'un ikizi Graf Zeppelin II LZ130'un uçuşlarını engeller. İkinci Dünya Savaşının başlamasının ardından geriye kalan son zeplinler de hurdaya çıkarılır [10].

İkinci Dünya Savaşının başında Amerika Birleşik Devletleri donanmasının 10 adet hava gemisi mevcuttur. Savaş boyunca 154 hava gemisi daha inşa edilmiştir. Savaş boyunca hava gemileriyle desteklenmemiş konvoylarda 532 gemi denizaltılar tarafından batırılmışken, hava gemilerinin varlığında kayda geçmiş tek kayıp Persephone isimli tankerdir [17].

Hava gemileri İkinci Dünya Savaşından sonra 1990'lara kadar hemen hemen unutulmuştur. Günümüzde çoğunlukla reklamcılık, turistik geziler, gözetleme ve araştırma için kullanılmaktadırlar.

Günümüzde yüksek kaldırma kapasitesine sahip (örn: Airlander) hava gemileri araştırılmaktadır.

Türkiye'de hava gemilerinin kullanımı konusunda akademik bir çalışmaya erişilememiştir. Ancak çevrimiçi tarama sonucunda, akademik olarak güvenilir addedilemeyecek haber sitelerinden, Türkiye'deki ilk hava gemisinin İngilizler tarafından Çanakkale Savaşı sırasında bombardıman ve gözetleme amaçlı kullanıldığı bilgisine erişildi. Bunun dışında çeşitli zamanlarda reklam amaçlı hava gemileri farklı zamanlarda Türkiye'yi ziyaret etmiştir. Aynı şekilde, güvenilir kabul

edilemeyecek haber sitelerinden Türkiye'nin kara sınırlarının güvenliği amacıyla hava gemilerinin kullanımını değerlendirdikleri bilgisine erişilmiştir.

1.2 Amaç ve Kapsam

Yukarıda değinilen araştırma kapsamında ele alınmış olan bu tez giriş bölümü dahil 5 bölümden oluşmaktadır. Hava Gemileri isimli 2. bölüm hava gemilerinin tarihçesini, hava gemilerinin genel bir sınıflandırmasını ve hava gemilerinin aerodinamik ve aerostatik bilgilerini içermektedir. Aerodinamik ve aerostatik bilgiler ilerleyen kısımlarda hava gemisinin hareketinin hesabında kullanılacaktır. Hava Yapısalı, Ağırlık ve Denge Kontrolü isimli 3. bölüm, hava gemilerinin temel bileşenleri ile hava gemilerinin kaldırma kuvvetini ele almaktadır. Bu bölümde ele alınan bilgiler kullanılarak hava gemilerinin ağırlıkları ve taşıma kapasiteleri hesaplanacaktır. Güneş Enerjisi ve Hava Gemilerinde Güneş Enerjisi Uygulamaları isimli 4. bölümde bir hava gemisinin güneş enerjisi ile çalışması için gereken temel bilgiler ve güneş enerjisi ile çalışacak bir hava gemisinin sahip olması gereken ek sistemler ele alınmaktadır. Bu kısımdaki bilgiler kullanılarak güç hesapları yapılacaktır. Konunun analiz edileceği Tasarım Çözümü isimli 5. bölümde 2, 3 ve 4 numaralı bölümlerin içeriğinde yer alan bilgilerle tüm hesaplamalar yapılmış ve hava gemilerinin ekonomisi tartışılmıştır.

Yukarıda değinilmiş olduğu üzere, konu ile ilgili kısıtlı çalışma bulunmaktadır. Bu sebeple ana tartışmanın yer aldığı 5. bölümde birtakım varsayımlarda bulunuldu. Tezin başlangıç aşamasında bu kısımda yer alan hesapların yapılması için bir bilgisayar yazılımının geliştirilmesi ve tekil bir analitik hesap yöntemi oluşturularak bu alanda üretilebilecek hava gemileri için analitik bir metot geliştirme amaçlanmıştır. Ancak tez çalışması ilerledikçe bu konunun başka bir çalışmanın kapsamı olacağı değerlendirilmesiyle tezin kapsamı değiştirildi. Hesaplamaların tümü oluşturulan bir Excel Çizelgesi üzerinde verilerin elle değiştirilmesiyle yapıldı. Tez grafikleri Minitab programı kullanılarak çizilmiştir.

2 HAVA GEMİLERİ

Bu bölümde hava gemilerinin tarihçesi, tipleri ve çalışma prensipleri hakkında detaylı bilgi verilecektir.

2.1 Karbon Ayak İzi

1970'lerdeki petrol krizi sırasında fotovoltaik hücrelerle güneş enerjisinin kullanılması, insanlık için alternatif bir enerji kaynağı haline gelmiştir. Fakat güneş enerjisine ilgi düşen petrol fiyatlarıyla azalmıştır [18, p. 37]. *International Panel on Climate Change* (IPCC) verilerine göre sera gazı salınımları artmakta ve iklim değişikliği kesinlikle insan faaliyetlerinden kaynaklı sera gazı salınımları nedeniyle oluşmaktadır. 2004 yılında taşımacılık kaynaklı sera gazı salınımları, tüm insan faaliyeti kaynaklı salınımların yaklaşık olarak %23'ünü oluşturmaktaydı ve küresel enerji tüketiminin %26'sından sorumludur [19, p. 328]. Bununla birlikte ulaşımda kullanılan enerji kaynaklarının yaklaşık olarak %95'i fosil kaynaklıdır [19, p. 328]. Amerikan Enerji Bilgi Yönetimi'nin 2015 verilerine göre Amerika Birleşik Devletleri'nin enerji tüketiminin %28'i ulaşıma harcanmaktadır. Bunun %92'si fosil kaynaklı olup etanol, biyodizel gibi biyoyakıtların payı %5'tir. Elektrik ise ancak %1'e denk gelmektedir [20].

Bu sebeplerden ötürü, güneş enerjisi ile çalışan hava taşıtları son birkaç on yılda ilgi görmeye başlamıştır. Dünyadaki güneş enerjisi ile çalışan ilk uçak 1974 yılında yapılan *Sunrise*'dir (Gün doğumu). Güneş enerjisi ile çalışan hava taşıtları 1974'ten bu yana kayda değer şekilde gelişmiştir [18, p. 37]. 2015 yılında Dünya çevresinde güneş enerjili uçuş denemesi gerçekleştiren *Solar Impulse* ekibi Abu Dabi'den (Birleşik Arap Emirlikleri) Hawai'ye (ABD) kadar uçarak ve 5 gün 5 gece havada kalarak dünya rekoru kırmıştır. Ancak *Solar Impulse*'in Dünya çevresindeki yarı yolunda ısınan bataryaların değişme ihtiyacından ötürü yolculuğun kalan kısmı 2016 yılının ilk yarısına ertelenmiştir [21]. 24.07.2016 tarihinde yapılan Kahire – Abu Dabi uçuşu ile dünya etrafında yolculuk tamamlanmıştır.

Geleneksel hava taşıtlarının aksine güneş enerjisi ile çalışan hava taşıtları güneş ışınımını yakalayıp elektrik enerjisine çeviren fotovoltaik güneş hücrelerine sahiptirler. Gündüz uçuşlarında ihtiyaç duyulan enerji doğrudan sağlanırken kullanım dışı enerji güverte üzerindeki bataryalara depolanır. Depolanan bu enerji gece uçuşlarında kullanılmaktadır.

Güneş enerjisinin tükenmezliği ve uçuş sırasındaki sıfır sera gazı salınımıyla, güneş enerjili hava taşıtları genel çevrecilik gereksinimlerini karşılamaktadır.

Yüksek irtifalı güneş enerjili uçuşların yüksek bir potansiyeli bulunmaktadır. Atmosferik uçuş alanı dışındaki uçuşlarda (yaklaşık olarak 20 km ile 100 km irtifa) güneş enerjisi ile çalışan hava taşıtları güvenilirliklerine bağlı olarak aylar ya da yıllarca uçabilirler [18, p. 41]. Bu geleneksel hava taşıtları için mümkün olmayan bir durumdur.

Güneş enerjili hava taşıtlarının bir takım kısıtları da vardır. Güneş enerjisi ile çalışan hava taşıtlarının elektrik güç treni taşıtın en önemli parçasıdır çünkü elektrik enerjisini üreten, depolayan, taşıyan, ileten sistem budur. Elektrik güç treni üzerindeki her bir aksamda enerji kayıpları meydana gelmektedir. Güneş enerjisinden faydalanma oranı taşıtın gece uçuş yapıp yapamayacağını belirler. Kaldırma kuvvetini hava gemilerinde yüzer gazın oluşturması, birçok güneş enerjisi ile çalışan hava taşıtının handikabına karşı hava gemilerinin üstünlüğüdür.

2.2 Hava Gemilerinin Tipleri

2.2.1 Rijid olmayan hava gemileri

Rijid olmayan hava gemileri aslında gözlem balonu² ve türevi hava taşıtlarıdır. Rijid olmayan hava gemilerinin şeklini belirleyen yüzer gazın atmosfer ile basınç farkıdır. Gaz haznesi olarak yer alan zarf, yüzer gazı ve balonetleri dış ortamdan çevreleyerek korur. Balonetler, zarfın içerisindeki basıncın kontrol altında tutulmasını sağlar. Zarfın içinde balonetlerin ve yüzer gazın hacmi değiştirilerek farklı kaldırma kuvvetleri elde edilir.

Gondolanın dikey yükünü zarfın zarf içinde yer alan ve zarfın tepe noktasında gövde boyunca aşağıya inen askı sistemi karşılar. Harici askı sisteminin ana görevi ise, gondolanın yatay yük elemanlarını zarfa aktarmaktır. Zarfın kumaşı ince katmanlı kompozit içerir ve çevresel koşullara ve yüklere dayanabilir. Balonetler uçuş yüklerine ve çevresel koşullara maruz kalmadıkları için daha ince bir kumaş kullanılır. Zarfı oluşturan kumaşın yüksek mukavemet ağırlık oranı olması beklenir.

² İngilizce *Blimp* kelimesi için bu Türkçe karşılık tercih edilmiştir.

Rijid olmayan hava gemilerinin yapısalı basittir ve tasarımı, inşası, idame etmesi kolaydır. Rijid hava gemileriyle kıyaslanırsa üretim süresi kısadır. Rijid olmayan hava gemileri rijid hava gemilerinin tabiatından kaynaklı ağırlık sorunun üstesinden gelirler.

Rijid olmayan uygulamalar küçük hava gemilerinin inşası için uygundur. Büyük hava gemilerini rijid olmayan yapıda inşa etmenin önünde bazı engelleri vardır. Yüksek miktarda kumaş uzun dikişler, geniş bir çalışma alanı ve özel mekanik işleme metotları gerektirir. Yüksek miktarda yüzer gazın depolanması başka bir problemdir. Ayrıca balon şişilirken burun yapısı, kuyruk kısmı ve gondola dikkatle yerleştirilmeli ve basınçlı gövde ile teması engellenmelidir [12, p. 85].

2.2.2 Yarı rijid hava gemileri

Yarı rijid hava gemileri hem rijid hem de rijid olmayan hava gemilerinin özelliklerini taşıyan hibrit hava taşıtlarıdır. Aerodinamik yapılı bir omurga, burundan kuyruk kısmına kadar gitmekte ve ana yükün büyük kısmını taşımaktadır. Ayrıca omurganın varlığı, yükün hava gemisine eşit yayılmasını sağlar. Omurga ve zarfın teması hem istenen hem de istenmeyen bir durumdur. Zarf ile omurga iyi yerleştirilmeleri durumunda eğilme momentlerini birlikte yüklenirlerken, doğru yerleştirilmemeleri yapıya ek gerilimler bindirilmesine yol açar.

2.2.3 Rijid hava gemileri

Rijid hava gemilerinin rijid olmayanlardan en büyük farkı, zarfın basıncından bağımsız olarak bir şekle sahip olmalarıdır. Bunun sebebi çoğunlukla bütünüyle metal bir iskelete sahip olmalarıdır. Harici yüklerin tamamı, bu metal iskelet tarafından taşınmaktadır. İskelet büyük oranda alüminyum çapraz kirişler ve hava gemisi boyunca yatay diğer kirişlerden oluşmaktadır. Tüm bu kirişler birbirlerine metal tellerle bağlanır. Yüzer gazı içeren balonlar çapraz kirişler arasına yerleştirilmiştir. Yüzer gazın kompartımanlara ayrılmış olması emniyeti artırır ve acil durumlarda ani kaldırma kuvveti kaybını engeller.

Sıcaklık ya da irtifaya göre kaldırma kuvveti ayarı tekil bir gaz balonunun şişmesi ya da büzülmesi ile gerçekleşir. Zarfın yük gereksinimi rijid olmayan hava gemilerinden düşüktür. Rijid hava gemilerinde stres birikimi gövdenin iç kısmına bağlı olabilecek gondola, kanatlar ve motorlardan kaynaklanır. Rijid gövdeler faydalarını ve etkilerini büyük hava gemilerinde gösterirler çünkü büyük hava gemilerinin kumaşı için

dayanımdan kaynaklı bir boyut kısıtı bulunmamaktadır. Rijid hava gemileri, yarı rijid hava gemilerinde görülen, yüksek hızlarda seyir sırasında burun çökmesini yaşamazlar ve mürettebatın tamir ya da muayene işlemleri için iç kısımlara erişimine izin verirler. Avantajlarına rağmen rijid bir hava gemisi inşa etmek maliyetli ve karmaşıktır.

2.2.4 Geleneksel olmayan hava gemileri

Yukarıda sayılan üç tip hava gemisi konvansiyonel olarak üretilmiş ve kullanılmıştır. Geleneksel hava gemileri dışında modellerde de hava gemileri tasarlanmış ya da imal edilmiştir. Bunlar küresel, mercimeksi, kanatlı, çift gövdeli, deltoid, dart, düz gövdeli, toroid ve çoklu balonlu biçimlerde geleneksel olmayan diğer hava gemisi tipleridir.

2.3 Hava Gemilerinin Çalışma Prensipleri

Hava gemileri aerostatik uçuş olarak isimlendirilen bir mekanik ile havada durmakta ve itki güç sistemlerinin yardımıyla hareket etmektedirler. Aerostatik uçuşta kullanılan dinamikler, hidrostatik hareket eden denizaltılarınkine oldukça benzemektedir.

Havadan ağır motorlu uçuş dinamiklerinden de faydalanan hibrit hava gemileri dışındaki (sabit ya da döner kanatlarla kaldırma kuvveti, aerodinamik kaldırma kuvveti vb.) diğer hava gemileri ana kaldırma kuvveti olarak yüzerliğin prensiplerini kullanırlar. Yüzerlik yer değiştirilen akışkanın yoğunluğuna bağlıdır. Akışkanın özellikleri bu durumda çok önemlidir. Hava gemilerinde içinde çalıştıkları akışkan ise atmosferik havadır. Atmosferik hava küçük bölgelerde bile özellikleri bakımından çok büyük farklılıklar göstermektedir.

Atmosfer içinde bir gövde hareket ettiği zaman gövde üzerine aerodinamik kuvvetler etki eder. Hava gemileri gövdelerinin, gondolalarının, itki güç sistemlerinin ve kuyruk kanatçıklarının biçimi ve yüzey özelliklerine bağlı olarak hava direnci³ ve aerodinamik kaldırma kuvvetine maruz kalırlar.

³ Drag kelimesi için hava direnci karşılığı kullanılmıştır.

Atmosferik hava çoğunluğunu oksijen ve azotun oluşturduğu gazların bir karışımıdır. Hava gemilerinin faaliyet gösterdiği uçuş zarfı içinde atmosferin kompozisyonu çok az farklılık gösterir ve bundan ötürü de homojen bir gaz olarak kabul edilebilir.

2.3.1 Aerostatik

Bir hava gemisinin diğer hava taşıtlarına göre en büyük üstünlüğü aerostatik kaldırmaya sahip olması, yani geleneksel hava taşıtlarının sabit kanat ya da döner kanat olmasından bağımsız bir şekilde kaldırma kuvvetine sahip olabilmeleri için hareket halinde olmaları ve kanatlarının aerodinamik bir kaldırma kuvveti sağlamalarıdır. Hava gemileri kaldırma kuvvetini pasif olarak sağlar. Bu avantaj hava gemilerinin, diğer geleneksel hava taşıtlarına göre kayda değer bir yakıt tasarrufu yapabilmesini sağlar.

Atmosferik havanın özellikleri sıcaklık yükseklik profilleriyle aşağıdaki eşitlikte gösterildiği gibi tanımlanmaktadır.

$$T = T_n + A_n(H - H_n) \quad (2.1)$$

Eşitlikte T_n H_n irtifasında n katmanındaki sıcaklık, A_n ise sıcaklık gradyanını ifade etmektedir. Uluslararası Sivil Havacılık Örgütü (ICAO) atmosferin Troposfer olarak isimlendirilen ilk 11 km'lik katmanında 6.49 K/km'lik çevresel sıcaklık düşme oranına sahip bir Uluslararası Standart Atmosfer (ISA) tanımlamaktadır. Ticari uçuşların çoğu bu aralıkta gerçekleştirilmektedir. Ancak ISA olarak idealize edilen atmosferin aksine sıcaklık düşme oranı gerçekte üniform değildir. Ayrıca bu hesaplama havada nem olmadığı varsayımına göre yapılmaktadır. Bu tez çalışmasında hesaplar, ISA'ya göre yapılmıştır. Bu sebeple H_n deniz seviyesi olan 0 metredir.

$$T_s = T_0 + A_n * H \quad (2.2)$$

Eğer $T_0=288.15$ °K ve $A_n=-0.0065$ °K/m ise T_s aşağıdaki hale gelir.

$$T_s = 288.15 - 0.0065H \quad (2.3)$$

Herhangi bir H irtifasında ise basınç değeri p_s aşağıdaki gibi ifade edilmektedir.

$$p_s = p_0 \left(\frac{T_s}{T_0} \right)^{-\frac{g_0}{A * R_A}} \quad (2.4)$$

Deniz seviyesinde p_0 hava basıncının 101,325 N/mm², deniz seviyesinde standart yerçekimi ivmesi g_0 'ın 9.80665 m/s², sıcaklık gradyanı A 'nın -0.0065 °K/m ve

atmosferik hava için gaz sabiti R_A 'nın 287.05287 Nm/kgK olduğu durumda herhangi bir H irtifasında basınç değeri aşağıdaki gibi ifade edilebilir.

$$p_s = 101325 \left(\frac{288.15 - 0.0065H}{273.15} \right)^{5.2558797} \quad (2.5)$$

Herhangi bir H irtifasında ρ_s atmosferik yoğunluk değeri ise aşağıdaki gibi ifade edilmektedir.

$$\rho_s = \rho_0 \left(\frac{T_s}{T_0} \right)^{-1 + \left(-\frac{g_0}{A \cdot R_A} \right)} \quad (2.6)$$

Deniz seviyesinde ρ_0 atmosferik hava yoğunluğunun 1,225 kg/m³, deniz seviyesinde standart yerçekimi ivmesi g_0 'ın 9.80665 m/s², sıcaklık gradyanı A 'nın 0.0065 °K/m ve atmosferik hava için gaz sabiti R_A 'nın 287.05287 Nm/kgK olduğu durumda herhangi bir H irtifasında yoğunluk değeri aşağıdaki gibi ifade edilebilir.

$$\rho_s = 1.225 \left(\frac{288.15 - 0.0065H}{288.15} \right)^{4.2558797} \quad (2.7)$$

Standart dışı atmosfer sıcaklık profili hesabı için ISA değerlerine sabit bir artış eklenir. Bu şekilde eşitlik 2.1 aşağıdaki forma gelir.

$$T = T_n + \Delta T + A_n(H - H_n) \quad (2.8)$$

Gereken koşullardaki yoğunluğun ISA deniz seviyesindeki yoğunluğuna oranı göreceli yoğunluk olarak adlandırılmaktadır ve aşağıdaki eşitlikle ifade edilir.

$$\sigma = \frac{\rho_A}{\rho_0} \quad (2.9)$$

Aşağıdaki grafikte farklı irtifalar ve standart dışı atmosfer sıcaklıkları için göreceli yoğunluk değerleri grafik olarak gösterilmiştir.

Dinamik viskozite Sutherland Kanunu kullanılarak aşağıdaki eşitlikten hesaplanmaktadır.

$$\mu = \frac{1.458 * 10^{-6} \sqrt{T}}{1 + \frac{110.4}{T}} \quad (2.10)$$

Kinematik viskozite ise aşağıdaki eşitlikten bulunur.

$$v = \frac{\mu}{\rho} \quad (2.11)$$

Hava gemileri kapalı zarf içerisinde hapsedilen yüzer gaz, hava taşıyı çevreleyen havadan daha hafif olduğunda hava gemileri kaldırma kuvveti üretir. İtici gondolaya ya da gövdeye bağlı motorlar ile sağlanır.

Hava gemilerinde yüzer gaz olarak genellikle sıcak hava, hidrojen ve helyum kullanılır. Hidrojen en yüksek kaldırma kuvvetini sağlasa da yanıcı bir gaz olmasından ötürü kullanım riskleri ve engelleri taşımaktadır. Hindenburg kazası ardından çoğunlukla yüzer gaz olarak helyum kullanılmaya başlanmıştır [12, p. 85].

Helyum hidrojene göre %7,3 daha düşük bir kaldırma kapasitesine sahiptir [12, p. 89]. Helyum hidrojenin aksine bir soy gazdır ve yanıcı değildir. Fakat kaynağı kısıtlı ve pahalıdır. Ayrıca insan standartlarında yenilenemeyen bir kaynaktır. Kapalı bir hacimden kaçan helyum, kalıcı olarak kaybolmuş kabul edilir. Ayrıca herhangi bir kaynaktan pratik olarak üretilmemektedir. Öte yandan yüzer gaz olarak hidrojen kullanılması durumunda ise, güvertede yer alan hidroliz cihazıyla kaybolan hidrojenin yerine konması mümkün olabilir.

120 °C'de sıcak havanın kaldırma kapasitesi 0 °C'deki hidrojenin üçte biri kadardır [12, p. 89]. Sıcak hava genellikle balonlarda kullanılmaktadır. Metan görece daha ucuzdur ve kaldırma kapasitesi helyum ve sıcak hava arasındadır. Fakat metan ya da doğal gaz yüksek kaldırma kapasitesine sahip olsa da yanıcıdır. Amonyak ise aşındırıcıdır.

Bu çalışma kapsamında yüzer gaz olarak helyum ve hidrojen ele alınmış ve iki yüzer gazın oluşturdıkları kaldırma kuvvetleri karşılaştırılmıştır.

Yüzer gazın yüzde yüz saf olması mümkün değildir ancak neredeyse saf kabul etmek yanlış olmaz. Karışımında çoğunlukla katışık olarak atmosferik hava bulunur. Yüzer gazı çevreleyen zarfın gözeneklerinden ötürü bazı kaçaklar oluşur ve saflık operasyon sırasında azalır. Deniz seviyesinde helyumun ISA yoğunluk hesabı aşağıdaki gibidir.

$$\rho_g = k * 0,169 + (1 - k) * 1.225 \quad (2.12)$$

Eşitlikte 0.169 helyumun ISA deniz seviyesindeki %100 saf halinin yoğunluğudur. 1.225 ISA deniz seviyesindeki atmosferik havanın yoğunluğu, k değeri helyumun saflık değeridir.

Helyum ve hidrojenin yoğunlukları 0 °C ve 1 atm basınçta sırasıyla 0,1786 kg/m³ ve 0,0899 kg/m³tür.

Hava gemisinin bütünlüğünü koruyabilmesi için bir diğer önemli faktör ise iç basınçtır. İç basıncın rijid olmayan hava gemilerinde her zaman dış basınca eşit olması gerekir. Eksi ya da artı basınç zarfın elastitesine bağlı olarak bir miktar karşılanabilir.

Rijid hava gemilerinde ise eksi ve artı basınç yapısalın mukavemetiyle karşılanmaktadır. Ancak unutulmamalıdır ki çok yüksek basınç ya da çok düşük basıncı karşılamak için hava gemisinin yapısalının o denli dirençli olması gerekir. Güçlü bir yapısal, daha ağır bir yapı anlamına gelmektedir.

Tüm zarfın yüzer gaz tankı olarak kullanıldığı durumlarda balonetler iç ve dış basıncı dengelemek için kullanılırlar.

Bir hava gemisinin yapısalının basınçtan kaynaklı hiçbir yüke maruz kalmadığı durumda aşağıdaki eşitliği yazmak mümkün olacaktır [22, p. 7].

$$p_{gaz} + \Delta p_{gaz} = p_{hava} \quad (2.13)$$

Gövdenin taşıyabileceği en yüksek iç basınca ulaştığı irtifaya basınç yüksekliği (H_p) denilmektedir. Bu noktada önemli bir parametre olan deniz seviyesindeki ve H irtifasındaki gazların yoğunluk oranından söz edilebilir [22, p. 7].

$$\sigma = \frac{\rho_{hava}(H)}{\rho_{hava}(0)} = \frac{\rho_{gaz}(H)}{\rho_{gaz}(0)} \quad (2.14)$$

Kaldırma kuvveti (B) akışkan içerisindeki bir cismin taşıdığı akışkanın ağırlığı kadar cisim gövdesine onu çevreleyen akışkanın uyguladığı kuvvettir. Kuvvet cismin ağırlığına karşı uygulandığı için dikey yönlüdür. Kaldırma kuvveti çoğunlukla hidrostatik için kullanılan bir terim olduğundan bu kısımda bu fenomeni tarif etmek için statik kaldırma ifadesi kullanılacaktır.

Brüt statik kaldırma (L_g), kaldırma kuvvetinin gerçek karşılığıdır ve yer değiştirilen akışkanın ağırlığına eşittir ve aşağıdaki gibi ifade edilir.

$$L_g = V_n * \rho_a \quad (2.15)$$

Hacim V_g yani balonetler dâhil tüm zarfın brüt hacmi ya da V_n yani balonetler hariç tüm zarfın brüt hacmi olarak ifade edilebilir. Kullanım sistemin açık ya da kapalı olmasıyla değişmektedir.

Net statik kaldırma (L_n), zarfın içerisindeki kapalı gazın ağırlığı hariç brüt statik kaldırmadır ve aşağıdaki gibi ifade edilir.

$$L_n = L_g - M = V_n * \rho_n = V_n * (\rho_a - \rho_g) \quad (2.16)$$

Sistemin kullanım şekline göre brüt kaldırma kuvveti hesabı gibi farklılık gösterir.

Eşitlik 2.14'de yer alan gazların yoğunluk oranıyla eşitlik 2.16'yı hava gemisinin uçuş zarfını çizme amaçlı düzenleyerek aşağıdaki eşitliği yazmak mümkün olabilir [22, p. 8].

$$L_n = m_{gaz} * \left(\frac{\rho_{hava}}{\rho_{gaz}(0)} - 1 \right) \quad (2.17)$$

Kaldırma kuvveti merkezi (CB) yer değiştirilen akışkanın ağırlık merkezidir ve statik kaldırmanın etki ettiği noktadır.

CG ve CB'nin uçuş sırasında yer değiştirmeleri hava gemilerinde dengeyi sağlar. İdeal durumda CG'nin CB'nin hemen altında yer alması beklenir. CB'nin uçuş doğrultusunda öne ya da arkaya hareket etmesi, hava gemisinin burnunun aşağı ya da yukarı doğrultulmasına ve dikey ekseninde hava gemisinin hareketine bağlı olarak ek kaldırma kuvvetine sebep olur.

Statik ağırlık (SH) hava gemisinin net statik kaldırmayı aşan kısmıdır ve aşağıdaki gibi ifade edilir.

$$SH = W_{havagemisi} - L_n \quad (2.18)$$

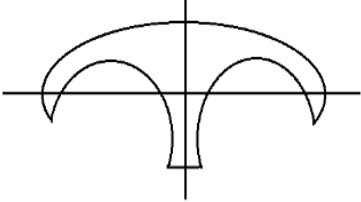
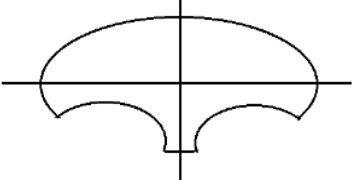
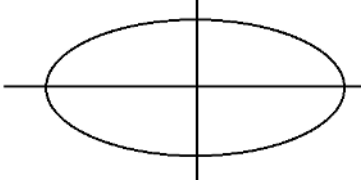
Hava gemisinin ağırlığının net statik kaldırmaya eşit olduğu durum hava gemisinin dengede olması olarak ifade edilir. Hava gemisinin statik olarak hafif olması da mümkündür. Hava gemisinin ağır olması genellikle kontrol edilebilirlik açısından

tercih edilir. Acil durumlarda dengeye ulaşabilmesi için balast⁴ ya da yüzer gaz bırakması gerekebilir [1, p. 200].

Hava gemisi basınç yüksekliği (H_p), balonetlerin tam sönük olması durumunda hava gemisi zarfı aşırı basınçlandırılmadan ya da hava gemisi zarfından gaz tahliyesi yapılmadan hava gemisinin yükselebileceği azami irtifayı ifade etmektedir.

Konvansiyonel elipsoit hava gemilerinin kaldırma kuvveti çoğunlukla yüzer gazdan gelmektedir. Kaldırma kuvvetinin bir kısmı ise aerodinamik olarak ileri yönlü hareketten ya da itki vektörlemeden kaynaklanabilir.

Çizelge 2.1 Başlangıç durumunda basınç yüksekliğine kadar aerostatik parametreler

	Normal durum $L_g = V_n * \rho_a$ $L_n = L_g - M$ $M = V_n * \rho_g$ $L_n = V_n * \rho_a - V_n * \rho_g = V_n(\rho_a - \rho_g) = V_n * \rho_n \quad (2.19)$
	Hava gemisinin yükselmesi $\rho_{gs} = \sigma \rho_{g0}$ $V_{ns} = \frac{M}{\rho_{gs}}$ $L_g = V_{ns} * \rho_{as} = \frac{M}{\sigma \rho_{g0}} \sigma \rho_{a0} = M * \frac{\rho_{a0}}{\rho_{g0}}$ $L_n = L_g - M = M \left(\frac{\rho_{a0}}{\rho_{g0}} - 1 \right) = \frac{M}{\rho_{g0}} \rho_{n0} \quad (2.20)$
	Hava gemisi basınç yüksekliğindeyken $L_n = M \quad (2.21)$

⁴ Balastlar, ağırlığı dengelemek için kullanılan nesnelerin muhtelif adıdır. Denizcilikte safra olarak bilinir.

Çizelge 2.1’de bir hava gemisinin başlangıç durumu, yükselme durumu ve basınç yüksekliğindeki durumunun aerostatik parametrelerinin hesapları gösterilmiştir.

Çizelge 2.1’deki üç koşul aynı zamanda hava gemisinin iç hacmindeki değişikliğin bir ifadesidir. 3. durumda hava gemisinin iç hacmi, zarf hacmine eşitlenmektedir. Bu koşul balonetlerin tamamen söndüğü ve zarf iç hacminin tamamının yüzer gaz ile kaplandığı zaman, bir başka ifadeyle basınç yüksekliğinde gerçekleşir. Bu durum tasarımı yapılan azami irtifa için gerekli olan yüzer gaz kütlesinin hesaplanması için kullanılabilir [22, p. 8].

$$m_{gaz} = V_{zarf} * \sigma_{azami} * \rho_{hava}(0) \quad (2.22)$$

Yukarıdaki eşitlikte yer alan ifadelerden σ_{azami} , tasarımı yapılan en yüksek irtifa için atmosferik hava yoğunluğu oranıdır.

Hava gemilerini etkileyen diğer faktörleri iki ana grupta toplamak mümkündür. Bunlardan ilki balonet hacimleri, brüt zarf hacmi, dâhili gaz sıcaklığı ve basıncı gibi ölçümlerdeki tutarsızlıklar; ikincisi ise hava olayları ve atmosferdeki bölgesel farklılıklardır [1, p. 197].

Dâhili basınç çevreleyen ortamdan her zaman için büyüktür ancak etkisi oldukça küçüktür. Basınç farkının 5 cm su sıvı sütunu olduğu varsayılırsa çevrelenen gazdaki yoğunluk değişimi deniz seviyesinde %0,5, 3000 m irtifada %0,7 mertebesinde gerçekleşir.

Hava gemileri kapalı birer hacim olduklarından bir tür sera etkisiyle aşırı sıcak hale gelirler. Aşırı ısı tanklardaki yüzer gazın hacminin artmasına, balonetlerdeki atmosferik gazın tahliye edilmesine ve bundan ötürü kaldırma kuvvetinin artmasına sebep olur. Bu durum genellikle hava gemisi yüzeyde bağlıyken ve doğrudan güneş ışığı altındaysa gerçekleşir. Bu sebeple hava gemisinin uçuşunun tüm evrelerinde aşırı ısınma durumuna önem verilmelidir.

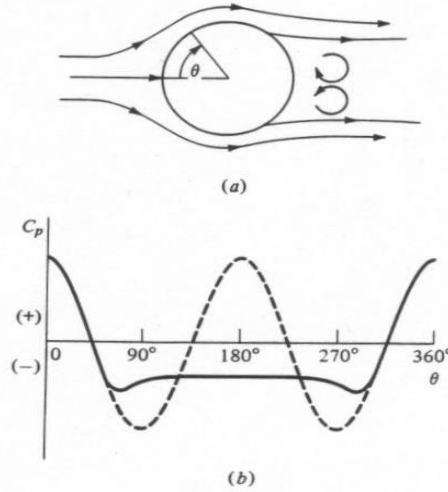
Hava gemileri geniş yüzeylerinden ötürü yağmur, kar ve buzlanma gibi hava olaylarına karşı da hassastırlar. Yüzeyde biriken yağış hava gemisini ağırlaştırır ve kaldırma kuvvetini azaltır. Uçuş sırasında bu gibi hava olaylarıyla karşılaşınca uçuşa güvenli devam edebilmenin limitleri bulunmalıdır.

Nemin artması atmosferik havanın yoğunluğunu azaltır. Bundan ötürü taşan hava ve kaldırma kuvveti azalır. Sıcak iklimlerde daha yüksek nem görülür.

2.3.2 Aerodinamik

Havanın viskozitesi düşüktür. 300 °K'de 18.325×10^{-6} 'dır [1, p. 24]. Buna rağmen bir gövde boyunca hareket eden atmosferik havanın miktarı kesme hareketi oluşturmak için yeterlidir. Gövde ile ani temasta bulunan atmosferik havanın gövdeye göre göreceli hareketi sıfırdır. Laminer akışta yüzeye paralel hareket halinde olan ardışık atmosferik hava katmanları viskoz olmayan hızlara ulaşana kadar hızlanırlar. Fakat bu düzenli hizalama bir noktada bozulur ve akış türbülanslı hale gelir. Serbest akıştan akışkan alan ve hareketsiz haldeki havaya ekleyen girdaplar oluşur. Bu düşük hızlı, laminer ve türbülanslı havayı içeren bölgeye sınır tabaka adı verilir. Hızın azalması sınır tabaka içinde momentumun kaybına ve bundan kaynaklı yüzey sürtünme de hava direncine sebep olur.

Şekil 2.1'de gösterildiği üzere gövde üzerindeki basınç sınır tabakanın oluşmasına etki eder. 0° ve 90° arasında basınç azalır. Sınır tabakanın kalınlığı bu bölgede daha yavaş artar. Basınç gradyanı akışkanın hızının artmasına sebep olur. 90° ve 180° arasında bu etkinin tam tersi gözlemlenir. Sınır tabakanın içinde net hızın sıfırlanması, korunum kanunlarından ötürü akışkanın yüzeyden uzaklaşmasına sebep olur. Sınır tabakanın yüzeyden ayrılması ve basınç dağılımındaki simetrinin kaybolması akış yönünde cismin gerisinde *wake*⁵ oluşturur.



Şekil 2.1 Daldırılmış küresel cisim etrafında akış [23]

⁵ Wake kelimesi için Türkçe karşılıklar denizcilikle ya da hidrodinamik kavramlarla ilişkili olduğu için kelimenin olduğu gibi bırakılması uygun bulunmuştur.

Gövde üzerinde etki eden tüm aerodinamik kuvvetleri ve momentleri boyutsuz olarak ifade etmek bir avantajdır. Aerodinamik kaldırma kuvveti C_L ve hava direnci C_D katsayıları aşağıdaki gibi ifade edilebilir.

$$C_L = \frac{\text{Aerodinamik kaldırma Kuvveti}}{0.5 \rho V^2 A} \quad (2.23)$$

$$C_D = \frac{\text{Hava direnci}}{0.5 \rho V^2 A} \quad (2.24)$$

Bu eşitliklerdeki A referans yüzey alanını, V ise akış hızını temsil etmektedir. Yüzer hava taşıtlarında referans değeri A , (yüzer hacim)^{2/3} şeklinde kullanılmaktadır [1, p. 26].

R101 hava gemisi modeli üzerinde hesaplanan göre A/L^2 'nin değişimi, d/L 'nin bir fonksiyonu olmak üzere $0 < d/L < 0.35$ aralığında hemen hemen sabit kalmaktadır [24, p. 65].

$$\frac{A}{L^2} = 2.33 d/L \quad (2.25)$$

$$\frac{\text{Hacim}}{L^3} = 0.454 \left(\frac{d}{L}\right)^2 \quad (2.26)$$

Eğer C_{DV} ve C_{DA} , sırasıyla (hacim)^{2/3} ve yüzey alanı kullanılarak boyutsuz hale getirilmiş hava direnci katsayılarını ifade ederse aşağıdaki eşitlik yazılabilir [1, p. 26]. Hava direnci hesaplanırken kullanılan gövde uygunluk oranı λ , $\lambda = L/d_{\max}$ şeklindedir [25, p. 363].

$$\frac{C_{DV}}{C_{DA}} = \frac{A}{(\text{Hacim})^{2/3}} = 3.88 (\lambda)^{1/3} \quad (2.27)$$

Alastair Reid'in Skyship 500 hava gemisi verileri kullanılarak ortaya koyduğu üzere 5131 m³ hacimde, 1782.92 m² yüzey alanında, 50 m boy ve 14 m çapta eşitlik 2.21 aşağıdaki gibi olmaktadır.

$$\frac{A}{(\text{hacim})^{2/3}} = 5.976 \text{ ve } 3.88 (\lambda)^{1/3} = 5.928 \quad (2.28)$$

Eşitlik 2.28'in sonucu gerçek verilerden %0,8 oranında sapmaktadır. Bu hata oranıyla iki boyutsuz sistem arasında iyi bir dönüştürme metodu olduğunu ortaya koymaktadır [1, p. 26].

Asgari yüzey sürtünmesi asgari yüzey alanıyla gerçekleşir. Asgari yüzey alanını sağlayacak hacim ise küredir. Küresel bir hacim bazı yapısal avantajlara sahip olsa da ileri yönlü hareketlerde yüksek hava direncine maruz kalır. Young hava direncinin d/L oranıyla ilişkisini çalışmıştır. Young'ın eşitlik 2.27'den türettiği veriler Çizelge 2.2'de verilmiştir.

Çizelge 2.2 Hava direncinin sabit hacimde farklı kalınlık oranlarındaki değerleri

d/l	A/l ²	Reynolds	C _{DA}	C _{DV}
0.05	0.114	2.360	0.00271	0.0285
0.10	0.229	1.491	0.00301	0.0251
0.15	0.342	1.138	0.00329	0.0240
0.182	0.413	1.000	0.00347	0.0237
0.20	0.456	0.940	0.00356	0.0236
0.25	0.570	0.810	0.00386	0.0237
0.30	0.692	0.716	0.00422	0.0244

Çizelge 2.2'den anlaşılabileceği üzere C_{DA}, d/l oranı arttıkça monoton bir şekilde artmaktadır. Young d/l oranının 0.182 olduğu durumun hesaplarına göre en ideal d/l oranı olduğunu önermektedir [24, p. 64]. Skyship SK600 hava gemisinin d/l oranı 0.258'dir ve küçük bir hava direnci penaltısı bulunmaktadır [1, p. 27]. Kalınlık oranı eğilme momentlerine karşı yapısal direnç üzerinde doğrudan etkilidir. Kalınlığın artması direnci azaltır.

Bu konu üzerindeki çalışmalara Young'dan sonra devam eden Sighard F. Hoerner birçok hava gemisi için gövde üzerinden akışın türbülanslı olduğunu kabul ederek aşağıdaki eşitliği türetmiştir.

$$\frac{C_{DV}}{C_f} = 5 \left(\frac{l}{d} \right)^{\frac{1}{3}} + 6 \left(\frac{d}{l} \right)^{1.2} + 24 \left(\frac{d}{l} \right)^{2.7} \quad (2.29)$$

Eşitlik 2.23 en düşük değerini d/l 0.217 olduğunda vermektedir. Bu da Young'un hesapladığı değerden büyüktür.

Hoerner daha sonra makul yüzey pürüzlülüğü ve $Re > 5 \cdot 10^6$ koşulunda C_f değerinin aşağıdaki gibi olacağını ifade etmiştir.

$$C_f = 0.043/Re^{\frac{1}{6}} \quad (2.30)$$

Eşitlik 2.23 ve eşitlik 2.24 birleştirildiğinde ise aşağıdaki eşitlik elde edilmektedir.

$$C_{DV} = \left[0.172 \left(\frac{l}{d} \right)^{\frac{1}{3}} + 0.252 \left(\frac{d}{l} \right)^{1.2} + 1.032 \left(\frac{d}{l} \right)^{2.7} \right] / Re^{\frac{1}{6}} \quad (2.31)$$

William F. Durand 1934 yılında yaptığı çalışmada, Durand *Bodensee, U.S.S. Los Angeles, U.S.S. Macon* isimli üç hava gemisinin hava direnci parametrelerini araştırmış ve üç modelde de yaklaşık olarak hava direncinin %50'sinin zarftan kaynaklandığını tespit etmiştir [1]. Ancak geriye kalan hava direnci hâlâ aşılması gereken bir zorluktur. Hava direncine etki eden diğer hava gemisi bileşenleri; kanatçıklar ve dümen, pervaneler, güç aktarma organları, merdivenler, kablolar, kayışlar, radyatörler, gondola, demirleme aparatları ve diğer ekipmanlar olarak sayılabilir. Bunu sayısal olarak göstermek için Bodensee, U.S.S Los Angeles ve U.S.S Macon'ın hesaplanmış hava direnci Çizelgesuna bakılabilir [1, p. 30].

Çizelge 2.3 Üç hava gemisinin hava direnci kırılımı

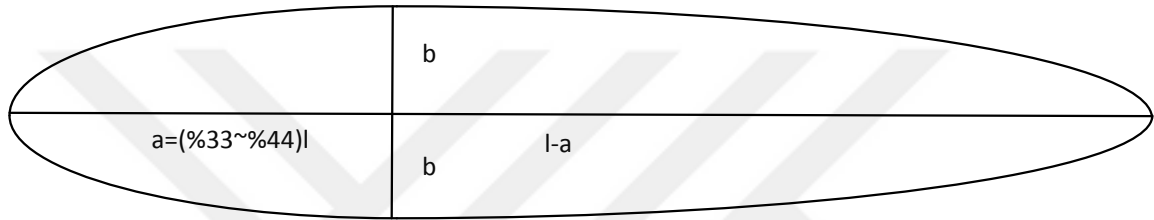
Su geri kazanımsız hesaplanmış hava direnci bölgesi kırılımı	Bodensee	U.S.S Los Angeles	U.S.S. Macon
	%	%	%
Çıplak gövde	47.0	53.2	57.1
Kanatçıklar ve dümen	12.5	12.0	20.5
Kanat güç organları, merdivenler, bağlantılar, radyatörler, egzoz susturucuları vb.	14.0	16.6	15.7
Arka güç organları, tırabzanlar, tamponlar	12.0	5.3	Mevcut değil
Gondola	12.0	11.0	4.1
Diğer çıkıntılar, çapa, kaputlar vb.	2.5	1.9	2.6
Hava Direnci Katsayısı (ampirik)	0.025	0.022	0.019

Testler ve tecrübe sonucunda Amerika Hava Kuvvetleri tarafından ortaya konulmuş dört tasarım detayı aşağıdaki gibidir [26, p. 20].

- Hava gemisinin gerisine doğru sürekli genişleyen yarıçapa uygun kesintisiz eğri izlenmelidir.

- Hava gemisinin aşırı uzun geri bölümü hava direncini ciddi şekilde değiştirmemektedir.
- Silindirik orta bölüm kullanımı hava gemisinin hava direncinin yarıçapın büyüdüğü alan boyunca oluşan hava direncine eşdeğer dirence maruz kalmasına sebep olur.
- En geniş yarıçap burundan itibaren hava gemisinin %33- %40'ı arasında yer almalıdır.

Bir hava gemisinin hava direncini düşürmenin yolu hava gemisinin veter hattı boyu uzunluğunun en geniş yarıçaptan 4-8 kat fazla olmasıdır [25, p. 363].



Şekil 2.2 Bir hava gemisi için önerilen en büyük yarıçap yerleşimi

2.4 Sonuç

Bu bölümde anlatılmış olan hava gemilerinin aerostatik ve aerodinamik çalışma prensipleri, 5 numaralı Hava Gemisi Analitik Tasarım bölümünde hava direnci, güç ihtiyacı ve kaldırma kuvveti hesapları için kullanılacaktır. Hava gemisi tipleri ve tarihçeleri hakkındaki bölümler hava gemileri hakkında genel bilgi vermeyi amaçlamaktadır.

Hava gemisi hareketi konusunda iki önemli sorunun ikisi de hava gemisi boyutlarına bağlıdır. Bunlardan bir tanesi oluşacak yüksek hava direncidir. Bunun bir çözümü sürtünme katsayısı düşük malzemelerle hava gemisini kaplamak olabilir. İkincisi ise, boyutlardan ötürü anlık şiddetli rüzgarlarda hareket ekseninden başka bir yöne oluşacak hareket vektörüdür. Bu konular Bölüm 5'te tartışılmaktadır.

Son olarak Şekil 2.2'teki çizelgeye istinaden hesaplanan hava direnci yaklaşık iki kat olarak kullanılmalıdır.

3 HAVA YAPISALI, AĞIRLIK ve DENGİ KONTROLÜ, İTKİ ve GÜÇ SİSTEMLERİ, DİĞER SİSTEMLER

3.1 Giriş

Bu bölümde, daha sonraki bölümlerde kullanılacak olan hava gemisi tasarımının temel prensiplerinden bahsedilecektir.

Hava gemileri diğer hava taşıtlarından yüzerlik hariç tasarım bileşenleri olarak farklı değildir. Bu hava gemilerinin diğer hava taşıtlarıyla karşılaştırıldığında en büyük avantajı ve dezavantajıdır. Hava gemileri kaldırma kuvveti sağlamak için itkiye ihtiyaç duymazlar, ancak kaldırma kuvvetini sağlamak için gereken büyük hacim ve büyük yüzey alanları sebebiyle diğer hava taşıtları kadar hızlı hareket edemezler.

Bir hava gemisi gövdesini oluşturan hava yapısı [aerostructure], yüzerliğini koruyan ağırlık kontrolünü, hareketini ve diğer sistemlerde kullanılan gücü sağlayan itki sistemlerini ve uçuş kontrolü ile operasyonel diğer faaliyetlerini yerine getiren görev sistemlerini içermektedir. Bu bileşenler sırasıyla anlatılacaktır.

3.2 Hava Yapısı

Bir hava gemisinin yapısı yüzer gazın kaldırma kuvvetini kontrol edebilecek tüm vasıtaları sağlamalıdır. Bazı sebeplerden ötürü yüzer gazın uçuş boyunca dengelemeye ihtiyacı olabilir. Bu sebepler aşağıdaki gibi sıralanabilir:

- Zarfın yağmur koşullarında ıslanması ya da yüzeydeki suyun buharlaşması
- Hava değişimleriyle yüzer gazın aşırı ısınması ya da soğuması
- Yakıt tüketimi
- Yükleme ya da boşaltma

Yakın zamandaki gelişmeler bir hava gemisinin bir denizaltı gibi kendini içinde bulunduğu ortamdan daha ağır ya da hafif hale getirebilmesine olanak vermektedir. Bundan dolayı geleneksel hava gemilerinin kaldırma kuvvetinin yaklaşık %15'ine karşılık gelen balast yükü kullanmaya gerek kalmayacaktır. Ayrıca ana güç kaynağı olarak güneş enerjisi kullanmak fazladan yakıt ağırlığını da önleyecektir. Yapısal olarak tasarımda göz önünde bulundurulması gereken konular yüzer gazın zarf içinde tutulması, erişim, buzdan koruma, yapısal bütünlük, denge ve ağırlık kontrolü başlıklarına indirgenmektedir.

Bir hava gemisi için yapısal tasarımda en önemli olan konularda birisi demirlediği zaman atmosferik olaylardan ötürü hareket edebilme ihtimaline karşı yapısal bütünlük gösterebilmesidir. Genellikle hava gemileri bu serbest hareketin gövdeyi burmaması için burun kısmında demirlenirler ve hareket sırasında oluşacak yüklerin gövde boyunca dağılabilmesi için burun kısmından itibaren güçlendirilirler. Burun kısmındaki güçlendirilmiş bölge hareket sırasında da yüksek hava direncine maruz kalacağı için önemlidir.

Bir hava gemisi diğer hava taşıtlarına göre oldukça büyük büyük ve yavaşlırlar. Bundan ötürü yapısal üzerinde yük faktörleri ve aerodinamik basınç dağılımları çok düşüktür. Bu özellik yapısal tasarımın hacim ağırlık oranını diğer hava taşıtlarından hafif olmasını sağlar.

Diğer hava taşıtları havada kalmak için itkiye ihtiyaç duyduklarından çoğunlukla motor gücünü yitirmeleri felaketle sonuçlanmaktadır. Bir hava gemisi ise gücü yitirdiği zaman serbest süzülen bir balona dönüşmektedir. Bu sebeple havada motor tamirleri mümkündür. Yapısal tasarımların havada motor tamirine kolaylık sağlayacak şekilde yapılması hava gemisini daha güvenilir yapar.

Yapısal tasarımı yapılması gereken ana bileşenler sırasıyla, zarf, gondola, kuyruk, burun yapısalı, iniş takımı, itki sistemi yapısalı şeklindedir. İtki yapısalı hariç diğer bileşenlerin tasarımı diğer hava taşıtlarından farklı değildir.

3.2.1 Zarf

Bir hava gemisinin zarfı doğrudan yüzer gazı çevreleyebileceği gibi, balonetleri çevreleyen ikinci bir hava tabakasının da etrafını örtebilir. Bu çalışmada zarf içinde 4 adet balonet olduğu varsayılacak ve zarfın balonetler etrafındaki atmosferik havayı çevrelediği var sayılacaktır.

Zarf hava gemisi hareket halindeyken hem atmosferik yüklere maruz kalacak hem de içerideki havanın basınç değişikliğinden ötürü dışarı doğru genişlemeye çalışacaktır. Ayrıca zarfın üzerindeki güneş gözelerinin ve elektrik tertibatın yükü de zarfa binecektir.

Uçuş sırasında zarfın bütünselliğinin korunması için gereken basıncın hesaplanması için hava gemisinin eğilme momentini bulmak gerekir. Eğilme momentini hesaplamak için ise zarf ve kuyruğa yüklenen aerodinamik yüklerin

dağılımının hava gemisinin kendi ağırlığı, havadaki manevralar ve kuvvetli rüzgârlar, yüzerlik, itki ve hava direncine eşitlenmesi gerekir.

Günümüzde hava taşıtlarında kompozit kullanılması yaygınlaşmış bir uygulamadır. Kompozit malzemeler hafif ve mekanik mukavemetinin aynı ağırlıktaki metallerden yüksek olması sebebiyle tercih edilmektedir. Bir hava gemisi için en geçerli uygulama farklı mekanik özelliklere sahip kumaş katmanlarından oluşan kompozit bir yapı uygulanmasıdır [27, p. 2].

Amerika Birleşik Devletleri Federal Havacılık Otoritesi FAA bu hesap için aşağıdaki formülü türetmiştir [28].

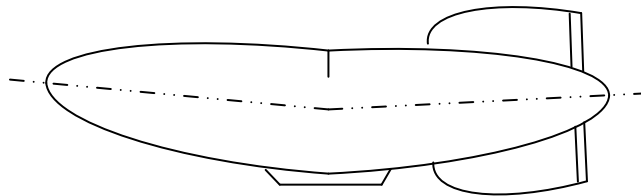
$$M = 0.029 \left\{ 1 + \left[\frac{L}{d} - 4 \right] [0.5624L^{0.02} - 0.5] \right\} \rho_{uv} V L^{0.25} \quad (3.1)$$

Eşitlik 3.1’de L/d oranı 4 ila 6 arasında olmalıdır. Bu eşitlikte L hava gemisinin uzunluğunu, d zarfın azami çapını, ρ hava yoğunluğunu, u anlık kuvvetli rüzgâr hızını, v hava gemisi hızını, V ise zarfın toplam hacmini vermektedir. Anlık kuvvetli rüzgâr hızı için önerilen değerler, azami hızda deniz seviyesinde 7,6 m/s, tasarım hızında oluşabilecek azami anlık rüzgâr yoğunluğu için 10,7 m/s’dir [1].

Hava gemisinin bütünlüğünün korunması için ise aşağıdaki eşitlik sıfıra eşit ya da sıfırdan büyük olmalıdır.

$$f_2 t = Mr \left(\frac{t}{I} \right) + \frac{(T - p(\pi r^2))}{2\pi r} \geq 0 \quad (3.2)$$

Eşitlik 3.2’de ise f_2 boylamsal membran gerilimini, t membran kalınlığını, M azami eğilme momentini, I membran alanının ikinci momentini, T itkiyi ve p zarfın yüksek basıncını ifade etmektedir.



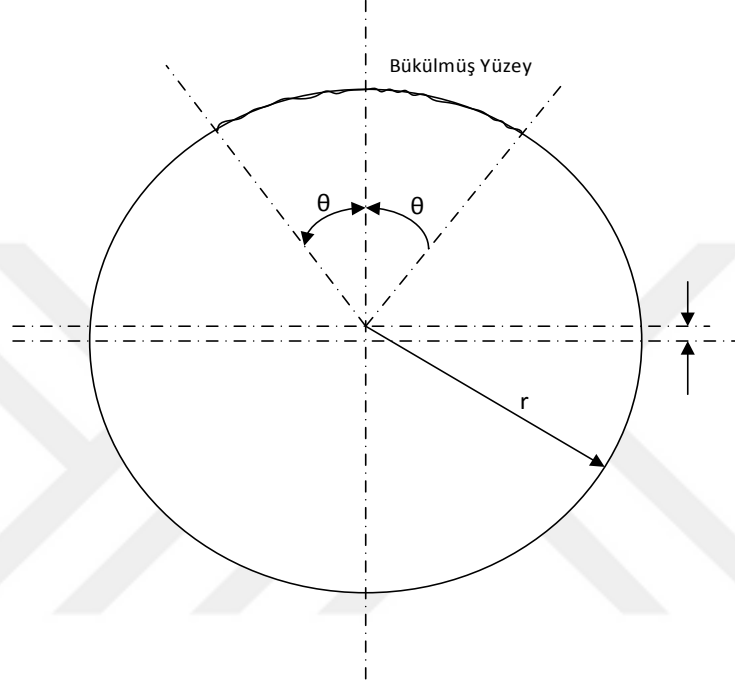
Şekil 3.1 Hava gemilerinde bükülme

Şekil 3.1’de temsili olarak gösterilen bükülmenin yaşanmaması için gereken asgari basınç I/t ’nin geniş çaplarda dairesel membran için πr^3 olduğu durumda eşitlik 3.2 aşağıdaki formda yazılabilir.

$$p_{min} = \frac{2M}{\pi r^3} + \frac{T}{\pi r^2} \quad (3.3)$$

Eğer hava gemisinde bükülme gerçekleşirse zarfın bükülen kısmı işlevini kaybeder ve eşitlikten çıkarılması gerekir. I/t eşitliği aşağıdaki şekilde düzeltilebilir.

$$I/t = r^3 [\pi - \theta + (\frac{\sin 2\{\pi - \theta\}}{2} - 2(\sin^2\{\pi - \theta\})(\pi - \theta))] \quad (3.4)$$



Şekil 3.2 Kesit alanında bükülmüş yüzey

Bükülme alanında normal eksen ise aşağıdaki eşitlikle hesaplanır

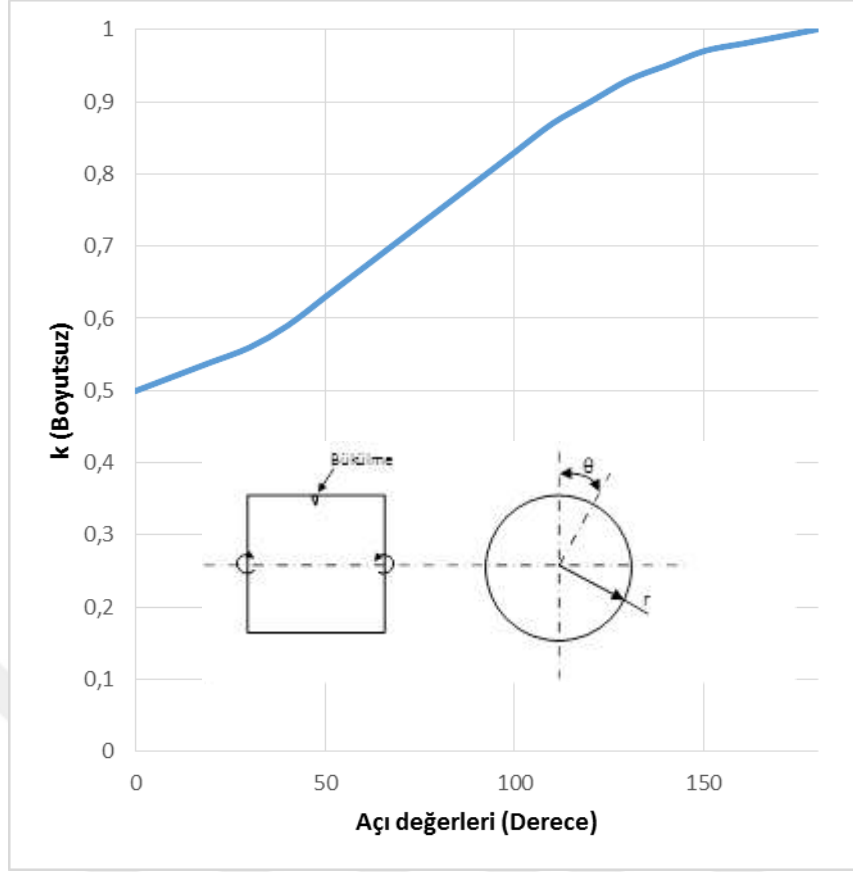
$$NA = r(\sin\theta)/(\pi - \theta) \quad (3.5)$$

Şekil 3.3'de verilen k değeri momentin yoğunluk, alan ve yarıçapa oranıdır ve aşağıdaki eşitlikle hesaplanır. Fakat basınç merkezi merkezde kalmaya devam eder. İtkiyi ihmal ederek denge için aşağıdaki eşitliği yazmak mümkündür [1].

$$\frac{P}{2rt\{\pi - \theta\}} + \frac{PNA(rcos\theta + NA)}{I} = \frac{M(rcos\theta + NA)}{I} \quad (3.6)$$

$$k = \frac{M}{\rho Ar} \quad (3.7)$$

Şekil 3.3'de gösterildiği ve 3.7 eşitliğinin ifade ettiği üzere k değeri θ 180° olduğunda 1 olur.



Şekil 3.3 θ 'nın k oranına karşı değişimi grafiği

Eğer k 1 olursa aşağıdaki eşitliği yazmak mümkün hale gelir.

$$M = pAr \quad (3.8)$$

Fakat bu denli bükülmüş bir zarf uygulanabilir değildir. Teoriyi bir adım ilerletmek için zarfın öteki yüzündeki boylamsal gerilmeleri incelenmelidir. Denge için zarfın öteki yüzündeki boylamsal gerilim değeri f_2 aşağıdaki eşitlik yazılabilir [1].

$$f_2 = \frac{M(r - NA)}{I} + \frac{P}{2rt\{\pi - \theta\}} - \frac{PNA(r - NA)}{I} \quad (3.9)$$

Eğer eşitlik 3.9'u P , I , NA , M ve k cinsinden yeniden düzenlenirse aşağıdaki eşitlik elde edilir.

$$\begin{aligned} & \frac{f_2 t}{(p\pi r)} \quad (3.10) \\ &= \frac{[(1 + \cos \theta)(\{\pi - \theta\}^2 - (\{\pi - \theta\} \cos \theta \sin \theta) - 2 \sin^2 \theta)]}{\left[2 \left(\{\pi - \theta\} \cos \theta (\{\pi - \theta\}^2 - (3 \sin^2 \theta) + (\sin^3 \theta (\{\pi - \theta\}^2 - 2)))\right)\right]} \\ &= K \end{aligned}$$

3.2.2 Burun konisi

Burun konisi bir hava gemisi zarfının ön kısmına monte edilmiş ve hava gemisinin aerodinamik şekil almasını sağlayan karmaşık bir yapıdır. Palamar yerine ev sahipliği yaptığı gibi modern hava gemilerinde pruva pervanesi, halatlı vinç, bir kamera sistemi, kumanda dişlisi ve haberleşme cihazlarını da barındırır. Hava gemisinin hareketi sırasında yüksek hava direncine maruz kaldığı için hava gemilerinin yapısal olarak en güçlü oldukları yerdir.

Tipik olarak burun konisinin boyu tüm gövdenin %8'i kadar uzunlukta, çapı ise gövde çapının %10-%15'i kadar olmaktadır [1, p. 181].

3.2.3 İniş takımı

Hava gemileri operasyonel olarak farklı arazilere inmeye ihtiyaç duyabilirler. Ancak hava gemileri altın çağlarını yaşadıkları 1930'larda iniş için çok sayıda personelin yardımına ihtiyaç duyuyorlardı. Günümüzde yer destek ekipmanlarının ve sınırlı sayıda da olsa personelinin yardımına hâlâ ihtiyaç duymaktadırlar. Fakat yakın zamandaki bazı gelişmeler ve operasyonel konseptin değişmesi hava gemilerini kendi başlarına inip kalkabilen hava taşıtlarına dönüştürmektedir.

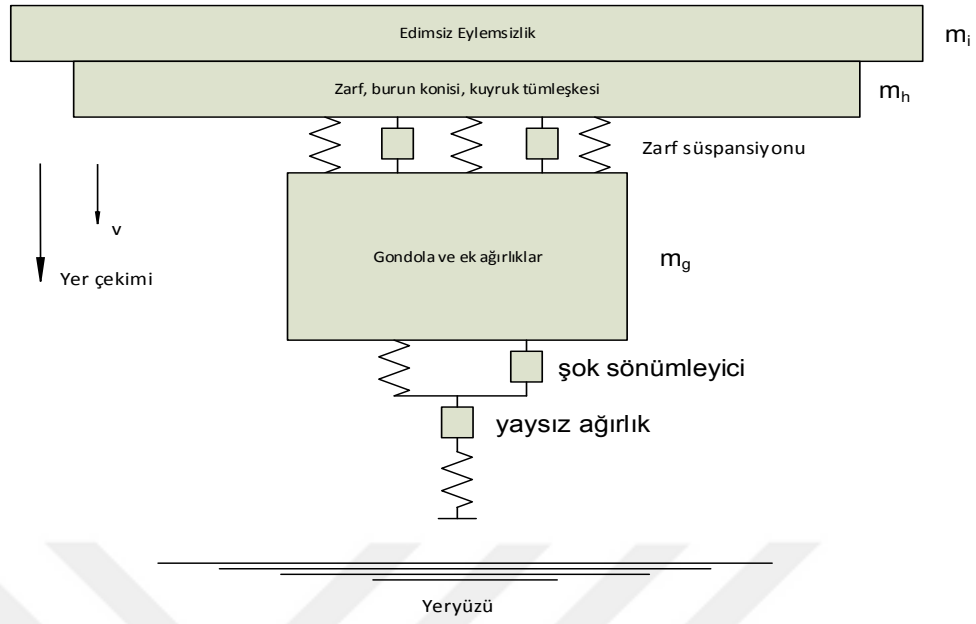
Zaman içinde temel olarak iki ana tip iniş takımı geliştirilmiştir. Bunlardan bir tanesi suya iniş yapabilmekteyken bir tanesi sert yüzeylere iniş yapmak içindir. Bu çalışmada suya iniş yapabilen iniş takımları incelenmeyecektir.

Yüzeye inmek aslında hava gemileri için doğru bir tanım değildir çünkü zeminde bile yüzerliğini korumaya devam ederler. İniş takımı için esas olan istenilenden daha süratli gerçekleşen inişler sırasında zeminle çarpışma ihtimaline karşı hareketi sönmöleyecek bir yapıda olmalarıdır. İniş takımındaki birim sayısı hava yapısının ve itki sisteminin genel konfigürasyonuna bağlıdır. Eğer bir hava gemisinin vektörlenmiş itkisi yoksa ve hava gemisi statik olarak ağırse ileri hareketli kısa bir kalkış yapması yani döner mafsallı bir iniş takıma sahip olması ya da iniş takımını bir tür yay olarak kullanarak sıçramalı kalkış yapması gerekir.

Basit bir şekilde bir hava gemisinin iniş sırasında sönmölemesi gereken kinetik enerji aşağıdaki eşitlikle elde edilebilir.

$$KE = \frac{Mv^2}{2} \quad (3.11)$$

Eşitlik 3.11’de M toplam kütleyi, v ise dikey alçalma hızını ifade etmektedir.



Şekil 3.4 Dinamik yük modeli

Bir hava gemisinin iniş takımına binen dinamik yük Şekil 3.4’de temsili olarak gösterilmektedir. Eşitlik 3.11’de yer alan M toplam kütlesini

Şekil 3.4’de de gösterilmekte olan yüklerin toplamı olarak aşağıdaki eşitlikle belirleyebiliriz.

$$M = m_g + m_h + m_i \quad (3.12)$$

Eşitlik 3.12’de yer alan m_g gondola ve ek ağırlıkları, m_h zarf, burun konisi ve kuyruk tümleşkesinin ağırlığını, m_i ise edimsiz eylemsizliği ifade etmektedir.

Kinetik enerjiye ek olarak iniş takımı hava gemisinin potansiyel enerjisini de sönümler. Sönümlenmesi gereken potansiyel enerji aşağıdaki eşitlikle hesaplanabilir.

$$PE = \frac{wz}{2} \quad (3.13)$$

Eşitlik 3.13’teki w azami durağan ağırlığını, z ise iniş takımının dikey yer değişimini ifade etmektedir. İniş takımının sıkıştırılmasıyla gerçekleştirilen iş ise aşağıdaki eşitlikten bulunabilir.

$$W = \frac{Pz}{2} \quad (3.14)$$

Eşitlik 3.14'teki P iniş takımının dikey tepkisini ifade etmektedir. Eşitlik 3.11, 3.13 ve 3.14'ü birleştirilerek iniş takımının sönümlemesi gereken azami kinetik ve potansiyel enerjiyi ise aşağıdaki eşitlikten hesaplamak mümkün olur.

$$\frac{Pz}{2} = \frac{Mv^2}{2} + \frac{wz}{2} \quad (3.15)$$

$$P = w + \frac{Mv^2}{z} \quad (3.16)$$

3.2.4 Kuyruk tümleşkesi

Bir hava gemisinin kuyruk tümleşkesi çoğunlukla zarfa bağlı sabit satırlar ve hareketli kontrol satırlarından oluşmaktadır. Kontrol satırları çoğunlukla hava gemisinin arka kısmında bir kuyruk tümleşkesi olarak yer alsa da burun kısmında kanard şeklinde de yer alabilir. Ancak bu hava gemileri için alışıldık bir kontrol şekli değildir. Kontrol satırlarının yeri seçilirken aşağıdaki hususlara dikkat edilmelidir:

- Hava taşıtının ne kadar gerisinde olurlarsa o denli büyük bir kuvvet kolu yaratacakları için ihtiyaç duyulan güç azalır.
- Hava taşıtının çok gerisinde olmaları daha büyük türbülanslara maruz kalmalarına sebep olur ve aerodinamik etkileri azalır.
- Hava taşıtının çok gerisinde olmaları burun kısmına daha çok karşı ağırlık gerektirir.

Kuyruk tümleşkesi tasarlanırken bu hususlar göz önünde bulundurulmalıdır.

3.2.5 Gondola

Bir hava gemisinde gondola uçuş sistemlerinin çoğunluğunu, personeli ve kargoyu taşır. Bazı durumlarda motorları da taşıyabilir. Bir gondola basınçlı ve basınçsız olarak iki şekilde yapılabilir.

Gondola doğrudan zarfın altına bağlanabileceği gibi yükü hava gemisinin tümüne dağıtmak için zarf içerisinde askı sistemi de kullanılabilir.

3.3 Ağırlık ve Denge Kontrolü

Hava taşıtları için ağırlık en önemli tasarım kriteridir. Bu sebeple tasarım yapılırken bir hava taşıtının güvertesinde olacak tüm ağırlığın doğru şekilde detaylı bir şekilde hesaplanması gerekir. Bir hava gemisinde yer alacak standart nesneler sırasıyla, motor yağı, sabit balast, tuvalet atıkları, kimyasallar, hava gemisi acil durum

ekipmanları, gemi mutfağı ve ekipmanları, destekleyici elektronikler ve aviyonikler, mürettebat, kargo, el kitapları, seyrüsefer cihazları, yiyecek, içecek, göreve özel diğer ekipmanlar şeklindedir. Bunlar geminin kendi ağırlığına ek yük getirirler.

Tasarım yapılırken ağırlıkla ilgili göz önünde bulundurulması gereken kriterler şöyledir:

- Faydalı yük
- Dayanım
- Performans
- Operasyonel ortam
- Azami ağırlıklar

Denge kontrolü için çalışmaya konu olan güneş enerjisi ile çalışan hava gemileri iniş kalkış sırasında havadan ağır hale gelmelerini sağlayan hava tankları arasında akışkan transferi yapmaktadırlar. Uçuş sırasında yakıt gibi tükenen yükler güvertede bulunmadığı için tasarım detaylandırılırken yapılacak iterasyonlar boş ve operasyonel ağırlıkların hesaplanmasını sağlayacaktır.

Tüm sistemlerin ve hava gemisinin ağırlığını hesaplamak bu çalışmanın konusu değildir. Bu sebeple ağırlık değerleri güneş gözelerinin, kolektör şebeke ağının, yüzer gazın ve elektrik motorların ağırlıkları hariç benzetimle yaklaşık olarak kullanılacaktır. Çizelge 3.1 ve

Çizelge 3.2’de iki ayrı kaynaktan alınan farklı ağırlıkta ve tipte hava gemilerinin ağırlık kırılımları gösterilmektedir.

Çizelge 3.1 Gövde bileşenleri ağırlık kırılımı [breakdown] [1, p. 216]

	Bileşen ağırlığı (kg)	Yüzde (%)	Bileşen ağırlığı (kg)	Yüzde (%)
Gövde parçaları	10,000 m ³		70,800 m ³	
Zarf kumaşı	1,497	75.3	7,024	68.3
Askı sistemi	110	5.5	927	9.0
Burun konisi	209	10.5	1.244	12.1
Tozluk	8	0.4	160	1.6
Erişim/Bakım	12	0.6	280	2.7
Kablolar	30	1.5	96	0.9
Sistemler	32	1.6	95	0.9
Yüzer gaz valfleri ve kelepçeler	90	4.5	460	4.5

Toplam	1,988	100	10,286	100
--------	-------	-----	--------	-----

Çizelge 3.2 Gövde bileşenleri ağırlık kırılımı [27, p. 9]

Bileşen	Ağırlık (kg)
Zarf dışı	
Burun konisi	128
Orta gövde	848
Kuyruk konisi	180
Balonetler	220
Güneş gözeleri örtüsü gerilim elemanları	2147
Gondola ve omurga	
Askı sistemi	380
Su elektrolizör birimi	350
Hava endüksiyon ve basınçlandırma	220
Hava endüksiyon dağıtımı	50
Hidrojen endüksiyon	150
Yakıt pili	321
Elektriksel güç dağıtım	65
Elektrik motorlar (dört adet)	390
Termal yönetim	150
Su geri kazanım	100
Su depolama tankları	100
Kumanda, haberleşme, kontrol	20
Hava gemisi toplam	5820

3.4 İtki ve Güç Sistemleri

Bir hava taşıının havada hareket edebilmesi için en önemli bileşeni itki ve güç sistemleridir. Ancak itki ve güç sistemleri kendilerine özgü tasarım kriterleri sebebiyle, itki ve güç sistemlerinin tasarımları bu çalışmanın kapsamına alınmamışlardır. Bölüm 4.4'te güç sistemin bileşenleri daha detaylı anlatılacaktır.

Bir hava gemisi, bir hava taşıtı olduğu için, hava gemisinin güvertesindeki motorun en az bakıma ihtiyaç duyması ve düşük ağırlıklı, düşük fiyatlı ve yüksek verimli olması doğru olacaktır. Bu tanıma en çok uyan motorlar, fırçasız DC motorlardır. Fırçasız DC motorlar içinde doğrultucusu olan AC motorlardır ve yaklaşık olarak %90 verimde çalışırlar.

Bugüne kadar bir hava aracında çalışabilecek yapılmış en güçlü motor 50 kg ağırlık ve 260 kW güç çıkışıyla Siemens'in tasarımıdır [29].

3.5 Sistemler

Bir hava gemisi için yüzerlik ve yapısal önemli olduğu için bu fonksiyonları ve atanmış görevleri yerine getirecek yardımcı sistemlere ihtiyaç duyulacaktır. Aşağıdaki listede tipik bir hava aracında yer alabilecek sistemler sıralanmıştır:

- İtki Sistemi
- Yakıt Sistemi
- İniş Takımı
- Elektrik Sistemi
- Hareketlendiriciler
- Buzdan Koruma Sistemi
- Çevresel Kontrol Sistemi
- Işıklendirme Sistemi
- Uçuş Kontrol Sistemi
- Seyrüsefer Sistemi
- Hava Veri Algılama Sistemi
- Haberleşme Sistemi
- Görev Bilgisayarı
- Kayıt Sistemi
- Silah Sistemi
- Basınç Kontrol Sistemi

Yukarıda listelenmiş sistemlerin tbu çalışmanın kapsamında olmadığı için detaylı olarak ele alınmayacaklardır. Bu kısımda kısaca ele alınacak sistemler basınç kontrol sistemi, elektrik sistemi ve hava gemilerine özgü olduğu için yukarıda bahsedilmemiş olan balastlardır. Güneş enerjisi ile ilgili olan sistemler Bölüm 4'te anlatılacaktır.

3.5.1 Basınç kontrolü

Basınç kontrol sistemi kanallar, elektrikle çalışan üfleyiciler, valfler, atmosferik havayı emerek bir miktar basınçlandırmaya yarayan pervanelerden oluşmaktadır.

Sistemin görevi basınçlandırılmış havayı balonetlere yönlendirip, balast havasını balonetlerden atmosfere bırakmaktır.

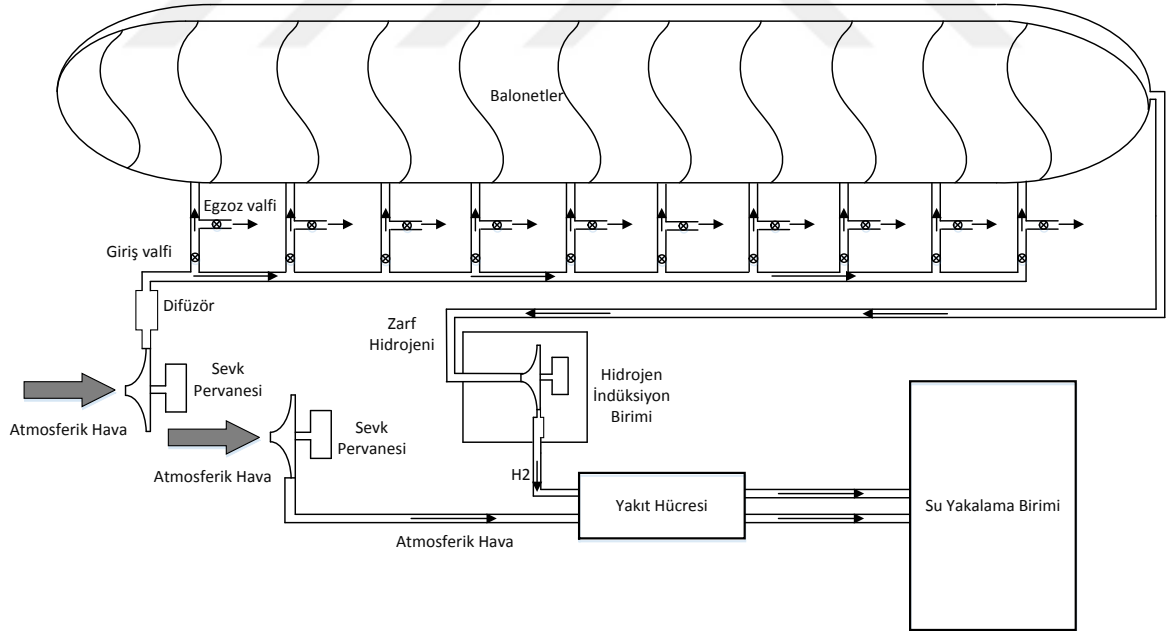
Yüzer gazı çevreleyen kapların basıncı bir hava gemisinin yüzerliği ile doğrudan ilişkilidir. Bir hava gemisinin askıda kalacağı irtifa ya da dikey hareket yapacağı ivme doğrudan basınç kontrolü ile sağlanır.

Yüzer gazı çevreleyen tanklardaki hacim değişimi kabaca aşağıdaki eşitlikle hesaplanabilir:

$$U = \frac{RdV}{60 * 1000} \quad (3.17)$$

Yukarıdaki eşitlikte yer alan U hacimdeki değişimin m³/sn cinsinden değerini, R m/sn cinsinden irtifa kazanma ya da kaybetme hızını, d yoğunluğu, V zarfın hacmini ifade etmektedir.

Hava gemilerinde basıncı dengelemenin en etkili yolu zarf içerisine hava pompalamaktır ve bunun için de, çoğunlukla pervanelerle desteklenmiş ram havası kullanılır.



Şekil 3.5 Hava – Hidrojen Endüksiyon Sistemi

3.5.2 Balastlar

Hava gemilerinin ağırlıklarını ayarlamamanın yöntemi balastlardır. Toplam ağırlık balastlar eklenerek ya da azaltılarak değiştirilebilir. Balast olarak yakıt, su, kum, ya da başka materyaller kullanılabilir. Yakıt kullanan hava gemilerinde yakıt yanma

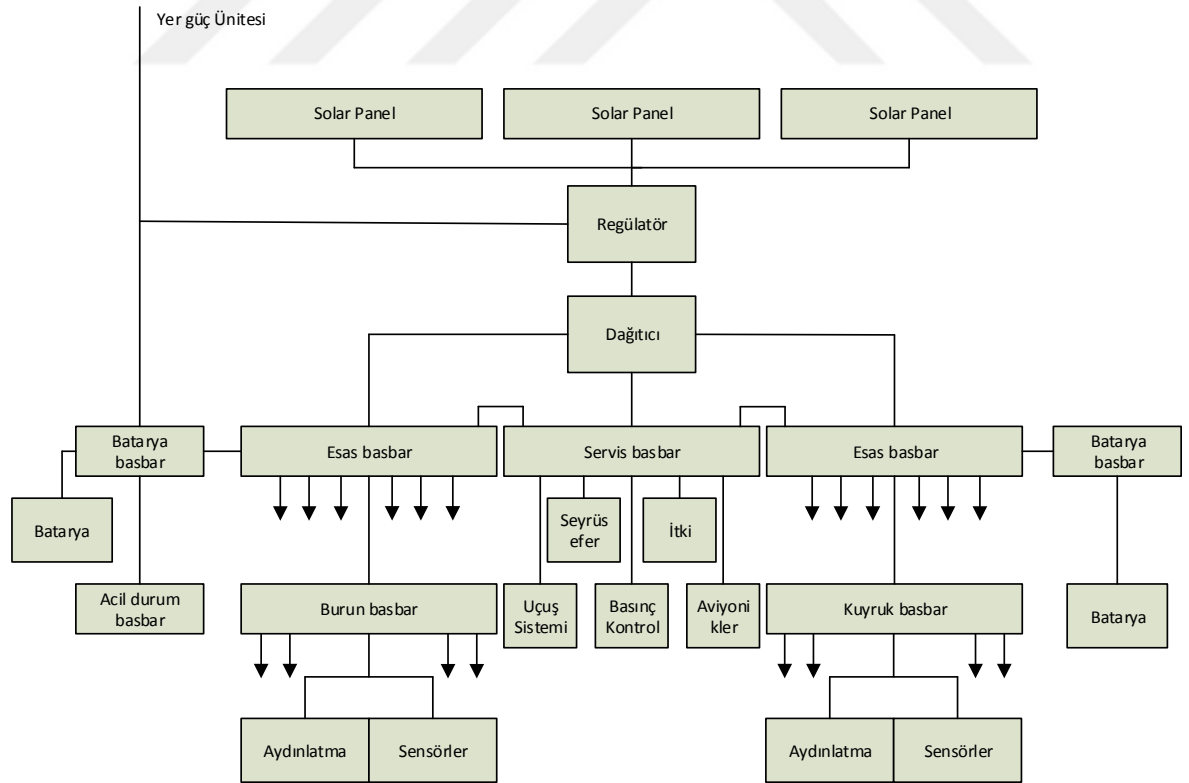
tepkimesinden çıkan su ya da atmosferik nem ağırlığı dengelemek için balast tanklarında biriktirilmektedir. Güneş enerjisiyle çalışan bir hava gemisinde atmosferik nemi yakalamak tüketilen yakıtı dengelemekten ziyade aerodinamik yükleri ve zarf içerisinden kaçması muhtemel yüzer gazları dengelemek için kullanılabilir [27, p. 3].

Yakın zamanlı yeni hava gemisi tasarımlarında, atmosferik havanın yüksek basınçlı kaplarda zarf içerisinde biriktirilmesiyle denizaltı benzeri bir yüzerlik sağlanmaktadır.

3.5.3 Elektrik sistemi

Günümüzdeki hava taşıtları görevlerini yapabilmeleri için geçmiş tasarımlara göre daha çok elektriksel güç gerektiren sistemlerle donatılmaktadır. Bu sebeple bir hava taşıtının elektriksel güç sistemi en önemli birleşenlerinden birisi haline gelmektedir. Elektrikle çalışan bir hava taşıtında ise geleneksel tasarımlardaki yakıt hatlarının da görevini devralarak itki sistemlerini beslemektedirler.

Aşağıda, güneş enerjisi ile çalışan bir hava gemisinin şematik olarak gösterilmiş elektrik güç sistemi yer almaktadır.



Şekil 3.6 Güneş enerjisi ile çalışan hava gemilerinin elektriksel güç sistemlerinin şematik gösterimi

Şekil 3.6'da şematik olarak gösterilmiş bileşenler yük hesabı, bazı sistemlerin uçuş süresi boyunca devamlı, bazı sistemlerin ise ihtiyaç anında çalışacağı için sürekli ve kesintili olarak iki şekilde yapılmalıdır. Sürekli yük analizi için aşağıdaki eşitlik kullanılabilir.

$$\text{Ortalama Akım} \quad (3.18)$$

= Hava gemisi başına ekipman sayısı

* ekipmanların ortalama akımı

* operasyon süresi

Kesintili yük analizi için ise aşağıdaki eşitlikten yararlanılır.

$$\text{Ortalama Akım} \quad (3.19)$$

= Hava gemisi başına ekipman sayısı

* ekipmanların ortalama akımı

* operasyon süresi/analiz süresi

İki ayrı durum için elde edilen değerler sistemlerin o durumlardaki ortalama akım değerleridir. Hava taşıtlarında kullanılan sistemler genellikle 28 VDC ile çalışmaktadırlar. Ortalama akım değerlerinin voltaj değerleri ile çarpımı da ortalama elektriksel yükü verir.

$$P = V * I \quad (3.20)$$

Bu hesapların yapılması için bazı varsayımlarda bulunulması gerekmektedir. Bu çalışma kapsamında;

- Yük hesabı yapılırken sistemde yer alan ara bağlantı kabloları hesaba katılmayacak,
- Hesaba katılan sistemlerin üretici firmalarının internet kataloglarında yer alan ortalama akım değerleri referans alınacak,
- Yükün tamamen bataryalara aktarıldığı durumda hava gemisinin gün doğumundan gün batımına kadar güneşlendiği varsayılacaktır.

Hava gemisinin gece çalışabilmesi için ise güvertede gündüz üretilen fazla enerjinin depolanacağı bataryalar elektrik sisteme bağlanmalıdır. İhtiyaç duyulacak bataryaların sayısı aşağıdaki eşitlikten hesaplanabilir.

$$\text{Batarya adedi} = \text{Yüklü Kapasite} / \text{Batarya Kapasitesi} \quad (3.21)$$

Batarya kullanım süresi uçuş yapılan yılın günü, hava gemisinin irtifasına ve hızına göre değişkenlik gösterecektir.

3.6 Sonuç

Bu bölümde hava yapısalı, ağırlık denge kontrolü, itki ve güç sistemleri ile diğer sistemlerin anlatılmasının amacı, hava gemisini bir hava taşıtı olarak daha detaylı kavramak ve Bölüm 5'te yer verilen ağırlık hesapları için bir ana hat sağlamaktır.

Hava gemilerinin gelişmelerinin durduğu 1930'lu yıllardan bu yana teknolojik yatırım ve araştırma geliştirme faaliyetleri uçaklarda olduğu gibi devam edilse hava gemilerinin varsayımsal olarak gelebilecekleri nokta önemlidir. Havacılığın erken zamanlarında kullanılan ahşap yerini önce metallere, sonrasında da kompozit yapılara bırakmıştır. Havacılıkta kullanılan motor teknolojisi aynı şekilde gelişmiştir. Ancak terk edilen hava gemileri için aynı durum söz konusu değildir. Bu sebeple bu bölümde yer alan veriler hava gemilerinin gelecek için daha fazla umut vaat ettiği 1930'lu ve 1940'lı yıllara dayanmaktadır. Daha hafif malzemelerin ve daha verimli motorların kullanıma alınmasıyla hava gemilerinin taşıyabileceği faydalı yük kayda değer şekilde artacak ve daha büyük ve dayanıklı hava gemilerinin yapımı mümkün olacaktır.

4 GÜNEŞ ENERJİSİ ve HAVA GEMİSİ UYGULAMARI

4.1 Giriş

Hava gemilerinin güneş enerjisi ile çalıştırılmaları konvansiyonel olmayan ancak ilerleyen dönemde daha sık karşılaşılmaması beklenen bir durumdur.

Güneş enerjisi mekânsal olarak dağılan ve konsantre olmayan bir enerji biçimidir. Deniz seviyesinde yaklaşık olarak 1000 W/m^2 enerji alınabilir [1, p. 520]. Hava gemilerinin geniş gövdelere sahip olmaları ve diğer hava taşıtlarına göre daha az enerjiye ihtiyaç duymalarından ötürü yüksek hızlara ulaşmak mümkündür. Kullanılabilecek azami güç hava gemisinin irtifasına ve güneş panellerinin enerji çevirim oranlarına bağlıdır.

Güneş enerjisi, ekolojik ve çevresel kaygıların arttığı bu çağda daha anlamlı ve çekicidir. Güneş enerjisi yenilenebilir, masrafsız, kirliletmeyen ve yanmayan bir yakıttır. Güneş enerjisi ile çalışan bir hava gemisi ikmal yapmadan güneşli alanlarda ve yüksek irtifalarda çok uzun süre kalabilir ki bu da günümüz hava taşıtlarında istenilen uzun dayanım⁶ özelliğine karşılık gelmektedir. Ayrıca güneş enerjisi ile çalışan bir hava taşıtı sabit ağırlıklı olacağı için havada kalma süresi boyunca harcanan yakıttan ötürü değişen ağırlıklara bağlı rota düzeltme işlemine gerek kalmayacaktır.

Bilinen ilk güneş enerjili hava gemisi olan *Sunship* 1972 yılında Gabriel Alexander Khoury tarafından tasarlanmıştır. 80 metre gövde uzunluğunda tasarlanan araç hesaplara göre tropik bölgede öğle vaktinde 2,614 kW güneş enerjisi almaktaydı. %15 enerji çevrim verimliliğine ve kümülatif olarak %7,9 enerji verimine sahip hava gemisi 206 kW gücü itkiye çevirebiliyordu. Bu itki 162 km/h hız sağlıyordu.

Michael Walden 1978-79 arasında radyo kontrollü iki test modeli tasarlamış ve Nevada çölünde uçurmuştur. 1984'te yaptığı son model 24 m çapındadır.

Tokyo-Sanyo Co. Ltd., 1992 yılında *Solar Egg* isimli 7 m uzunluğunda radyo kontrollü bir insansız araç tasarlamıştır. Amorf silikon güneş panelleri kullanan hava gemisi 200 mW/g güç ağırlık oranına sahiptir.

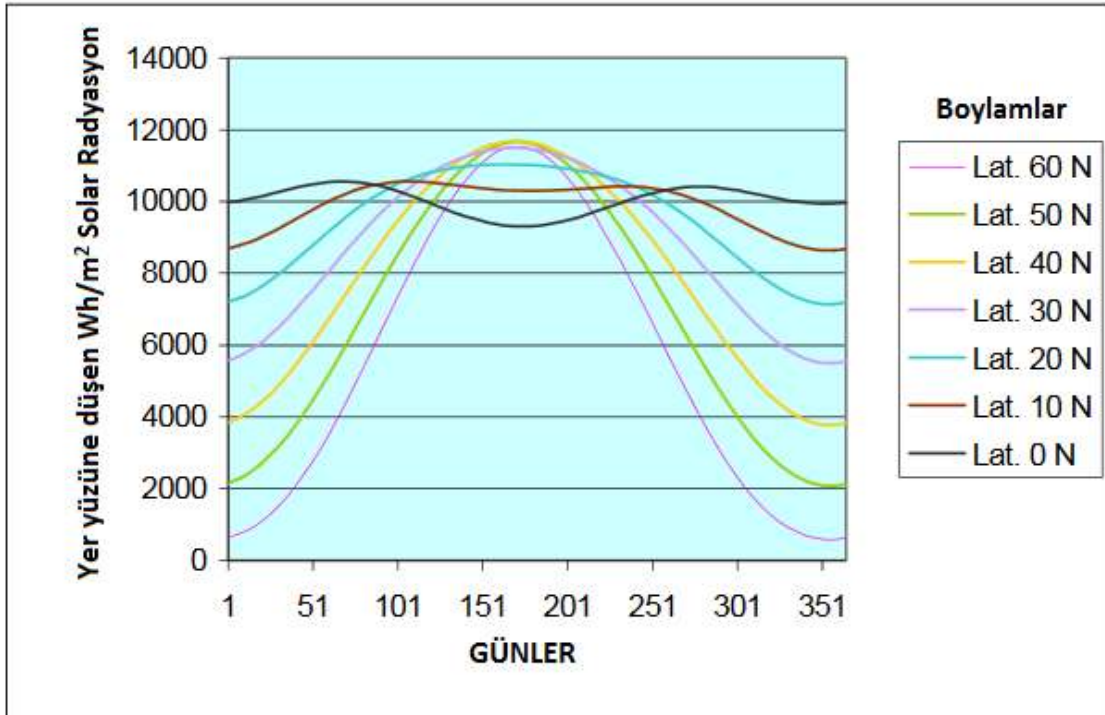
⁶ Long Endurance

Stuttgart Üniversitesi 1993-1994 yılları arasında silikon güneş panelleri kullanan Lotte-1, Lotte-2 ve Lotte-3 isimli hava gemilerini tasarlamış ve imal etmiştir.

Fransa devletinin desteklediği *Project Sol'R* kapsamında mühendislik öğrencilerinden kurulu bir takım 2009 yılında *Nephelios* isimli bir hava gemisi tasarlamış ve imal etmiştir. 22 m uzunluğunda 350 m³ hacimli insanlı ve rijid olmayan bu hava gemisi 42 m² güneş paneli ile kaplıydı. 2.5 kW güç üreten güneş panelleri 30 ila 35 km/h hız sağlıyorlardı [2].

4.2 Güneş Işınımı

Güneş sabiti; güneş elektromanyetik ışınımının Güneşe 1 AU mesafedeki bir düzleme, yani Dünyaya, dik olarak geldiğinde %0,1 sapma ile yaklaşık olarak 1,362 W/m²'dir. Güneş sabiti fiziksel anlamda bir sabit değildir ve yıllar içinde değişmektedir. Geçtiğimiz dört yüz yıl içinde yapılan ölçümlerde %0,2'den az bir aralıkta değişiklik göstermiştir [30]. Güneş Işınımı Atlasına göre güneşten dünyaya ulaşan güneş ışınımı 1367 W/m²'dir. Dünya ile Güneş arasındaki mesafe $\pm$ %1,7 değişmektedir ve ters orantıdan ötürü ise Dünyaya ulaşan güneş ışınımı ise $\pm$ %3,3 arasında saptmaktadır. Ayrıca her 11,2 yılda bir yaklaşık olarak 1 W/m² azalıp artmaktadır [31, p. 28].

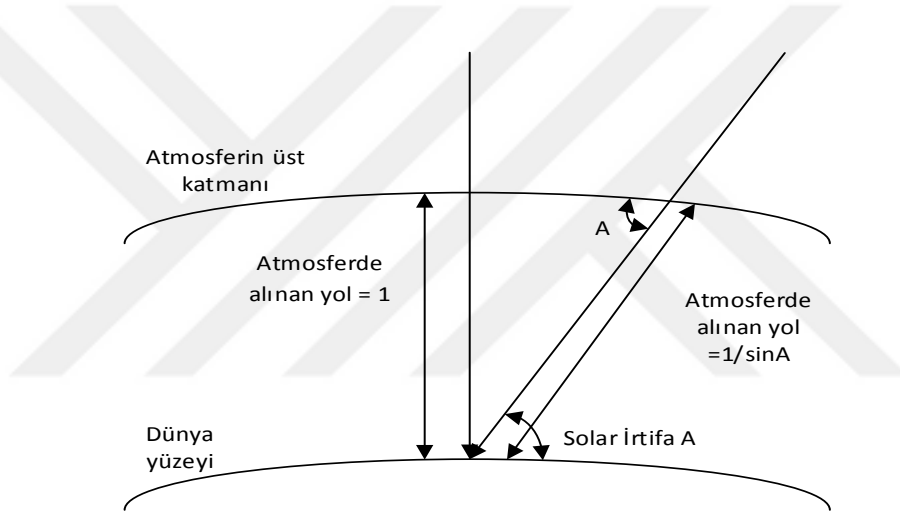


Şekil 4.1 Boylamlara göre değişen güneşlenme

Atmosferin üst katmanları için geçerli olan güneş sabiti, hava kütlesi, ışığın atmosferde izlediği yol, nemlilik gibi değişkenlerden etkilenir ve yüzeye bir miktarı ulaşır. Güneş ışınlarının karşılaştığı hava kütlesinin 1, güneş açısının 90° olduğu şartlarda deniz seviyesinde ve bulutsuz bir günde yüzeye ulaşan güneş enerjisi yaklaşık olarak 956 W/m^2 'dir [1, p. 522]. Çok kirli bir atmosferde bu değer 800 W/m^2 ve altı değerlere inebilir. 20 dereceden büyük diğer güneş açıları için aşağıdaki eşitlik kullanılarak ışığın karşılaşacağı hava kütlesi hesaplanabilir.

$$m = \frac{1}{\sin A} \quad (4.1)$$

Deniz seviyesinde hava kütleleri 1, 2 ve 3 için sırasıyla güneş açısı 90° , 30° ve 20° 'dir.



Şekil 4.2 Atmosferde ışığın izlediği yol

Deniz seviyesinde doğrudan güneş ışınlamı D , güneş açısı A 'nın bir fonksiyonu olarak değişir [32].

$$D(A) = D_0 e^{-c[\csc A]^S} \quad (4.2)$$

Yukarıdaki eşitlikte D_0 güneş sabiti $1,362 \text{ W/m}^2$, diğer 2 ampirik sabit ise c 0.357, s 0.678'dir. A ise $\csc A = 1/\sin A$ 'dır. Bu eşitlik gökyüzünün açık olduğu durumlarda doğrudan güneş ışınlamının sadece güneş açısı ile değiştiğini göstermektedir. Zenith açısı A ise aşağıdaki eşitlik kullanılarak hesaplanır.

$$\sin A = \cos N \cos H \cos L + \sin N \sin L \quad (4.3)$$

Bu eşitlikteki L dünya üzerindeki bir enlemi, H saat açısını, N deklinasyon açısını göstermektedir. 0° L değeri için ekvatordur. N değeri $+23.5^\circ$ ile -23.5° aralığında değişebilir.

Eşitlik 4.3'deki diğer değişkenler ile sırasıyla şöyle hesaplanmaktadır. L değeri hesabın ya da ölçümün yapıldığı Ekvator enlemidir.

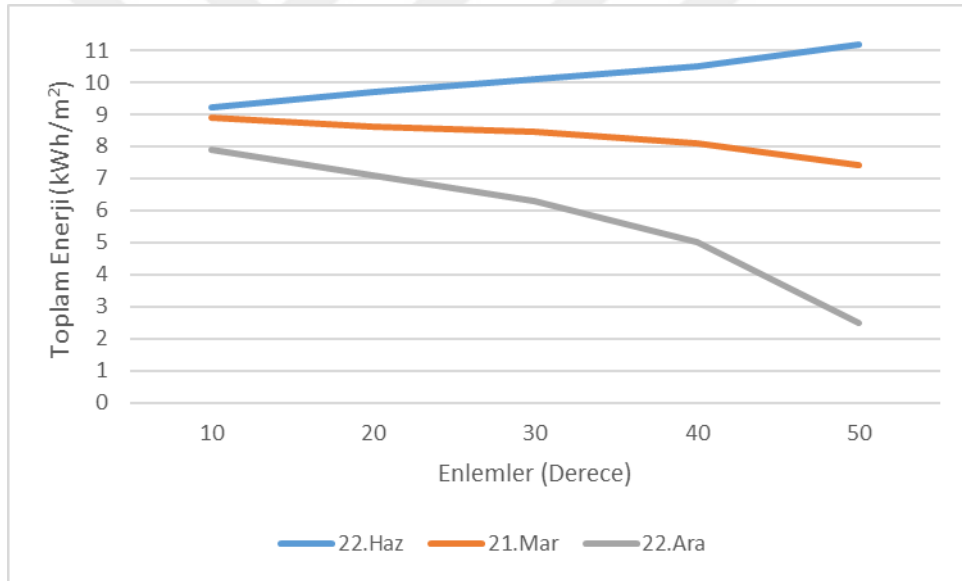
$$H = \left(\frac{t}{24}\right) * 360^\circ \quad (4.4)$$

$$N = 23.5 \sin\left(\frac{2\pi d}{265}\right)^\circ \quad (4.5)$$

Eşitlik 4.2'de Laue'nin yaptığı değişiklik ile doğrudan güneş ışıını deniz seviyesi üzerindeki irtifalar için de geçerli bir eşitliğe sahip olur.

$$D(A, h) = D_o(1 - ah)e^{-c[\csc A]^S} + ahD_o \quad (4.6)$$

Bu eşitlikteki a her bir km için 0.14'tür. Ancak bu eşitlik atmosferin ilk birkaç kilometresi için geçerlidir. Şekil 4.3'de yılda gelen güneş enerjisinin enleme göre nasıl değiştiği temsili olarak gösterilmektedir.



Şekil 4.3 Enlem ve yılın zamanının gün başına düşen normal doğrudan güneş enerjisine bulutsuz durumlarda etkisi

Yayıllı güneş ışıını ise gökyüzünün tamamından gelmekte ve havadaki partiküller tarafından saçılmaktadır. Toplanabilir ancak odaklanamaz. Yayıllı güneş ışıını havanın açık olduğu bir günde ışıının karşılaşacağı hava kütlesinin 1 olduğu koşulda 90 ila 110 W/m², ışıının karşılaşacağı hava kütlesinin 3 olduğu koşulda 40 ila 70 W/m² enerji yoğunluğuna sahip olabilir. Bulutlar yayıllı radyasyon üzerinde önemli bir etkiye sahiptirler.

Yansıyan güneş ışınımı ise albedo cinsinden ölçülmektedir. Albedo bir yüzeyin yansıtıcılığıdır. Çöl kumları 0.4 albedoya sahip olabilirken, bulutlar 0.9 albedo olabilir [1, p. 525]. Dünyanın ortalama albedosu 0.3'tür [33].

Güneşlenmenin hesaplanması için geliştirilen ve yaygın kullanılan yedi metot bulunmaktadır. Bunlar sırasıyla Bird ve Hulstrom metodu (1980,1981), Heliosat-1 modeli (Dumortier, 1995; Page, 1996), MAC modeli (Davies, 1987; Davies ve diğerleri, 1988), METSTAT (Maxwell, 1998), MLWT2 modeli (Gueymard, 2003), MRM-5 modeli (Kambezidis ve Psiloglou, 2008; Psiloglou ve diğerleri, 2000), Yang modeli (2001) şeklindedir [34, pp. 1240, 1241].

Güneş sabitini doğru hesaplamak için aşağıdaki eşitlikten faydalanılmalıdır [34, p. 1242].

$$D_0 = 1367(1.017 + 0.0174 \cos \zeta)^2 \quad (4.7)$$

Eşitlik 4.7'deki ζ havadaki anomaliyi ifade etmektedir ve aşağıdaki eşitlikten hesaplanabilir [34, p. 1242].

$$\zeta = \frac{2n\pi}{365} + 0.0334 \sin \frac{2n\pi}{365} + 0.000349 \sin \frac{4n\pi}{365} \quad (4.8)$$

Eşitlik 4.8'deki n hesaplamanın yapıldığı günün sayısıdır. Dai ve Fang'ın yeni geliştirdiği metotla direkt ve yayılı güneş ışınımı D_Y 'yi şimdiye kadar ki en yüksek isabetle aşağıdaki iki eşitlik hesaplanabilmektedir [34, p. 1243].

$$D = D_0 \exp[-0.103m_A^{0.571} - 0.081(wm_R)^{0.213} - \tau^{0.91}m_R^{0.87}] \quad (4.9)$$

$$D_Y = (0.143 + 0.113 \sin h - 0.0485w + \tau)(D_0 - D) \sin h \quad (4.10)$$

Eşitlik 4.7 ve 4.8'in kullanılabilmesi için bilinmesi gereken birkaç değişken bulunmaktadır. Bunlardan ayresol optik derinliği⁷ τ ve su buharı sütunu⁸ w 'dir. Ayresol optik derinliği birimsiz bir değişkenken su buharı sütunu cm ile ölçülür. Bu değişken aşağıda sırasıyla belirtilmiş eşitliklerden elde edilir.

$$\tau = \tau_m \exp(-0.691\Delta H) \quad (4.11)$$

⁷ Havada uçuşan toz parçacıkları, deniz tuzu, volkanik küller, is, sülfatlar ve diğer parçacıklar havadaki ayresollerdir. Ayresoller boyutlarına, tiplerine ve bulundukları yere göre yüzeyi ısıtabilir ya da soğutabilir. İnsan faaliyetleri ve orman yangınları en büyük ayresol kaynaklarıdır [63].

⁸ Su buharı sütunu, bir hava sütunundaki tüm su yoğunlaştırıldığında elde edilecek su miktarıdır. Çoğunlukla 0-6 cm arasında bir değerdedir [63].

$$w = w_m \exp(-0.44\Delta H) \quad (4.12)$$

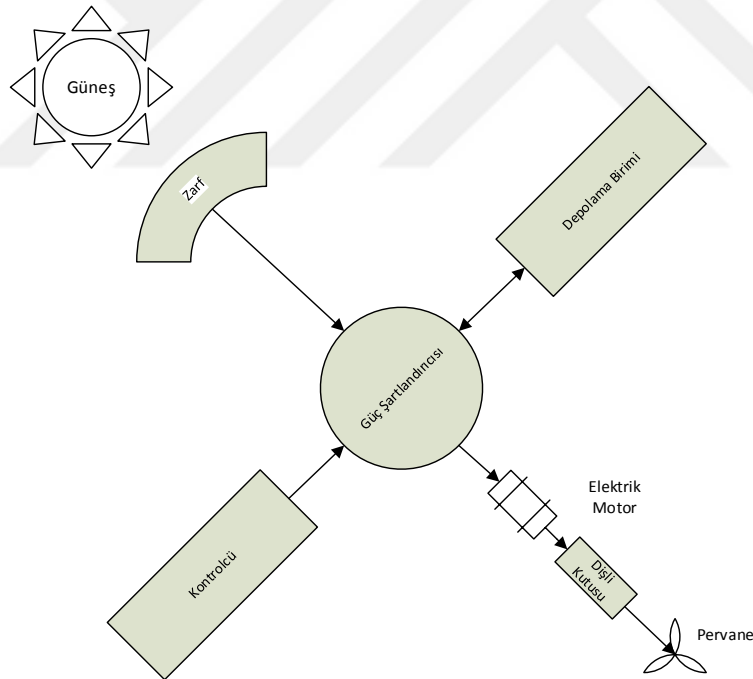
Eşitlik 4.9 ve 4.10'daki τ_m ve w_m değerleri ise ölçümün yapıldığı alandaki ayresol optik derinlik ve su buharı sütunudur. ΔH ölçüm alanının üzerindeki irtifadır. Diğer değişkenler mutlak hava kütlesi m_A ve bağıl hava kütlesi m_R ise aşağıdaki eşitliklerden hesaplanabilir.

$$m_R = [\sin A + 0.15(3.855 + h)^{-1.253}]^{-1} \quad (4.13)$$

$$m_A = m_R \left(\frac{p}{1013} \right) \quad (4.14)$$

4.3 Güneş Enerjili Hava Gemilerinin Ana Hatları

Güneş panelleri, elektrik enerjisi üretirler ve uygun bir elektrik şebekesine bu elektriği beslerler. Elektrik şebekesini idare eden kontrolcü, motorlara her zaman ihtiyaç duydukları gerilimde güç beslemesi yapar. Şekil 4.4'de şematik olarak güneş enerjisi ile çalışan hava gemilerinin ana hatları gösterilmiştir.

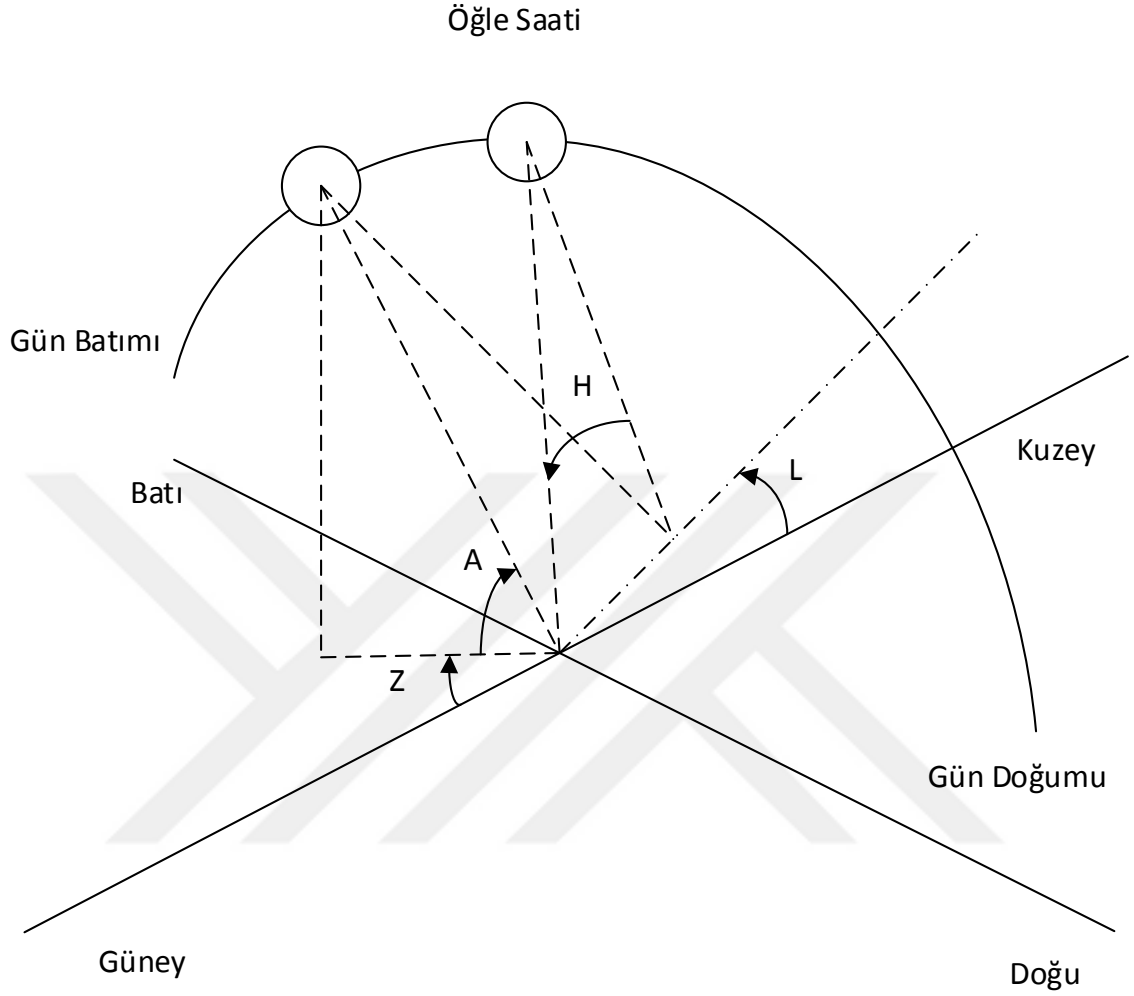


Şekil 4.4 Güneş Enerjili Hava Gemilerinde Sistem Ana hatları

Güneş enerjisi ile çalışan hava gemisinin ana güç kaynağı güneş olduğu için, toplam güneşlenme ve güneş ışınlarının geliş açısının doğru hesaplaması gerekmektedir.

Güneş ışınlarının geliş açısı ya da güneş geliş açısı, hava gemisinin ana eksenini güneş ışınlarının yaptığı açıdır. Bu çalışmada bu açı B sembolü ile ifade

edilmektedir ve iz düşüm alanını hesaplarırken kullanılmaktadır. Şekil 4.5'deki ifadelerden Z güneş azimut açısını, A güneş açısını, L enlemi ifade etmektedir.

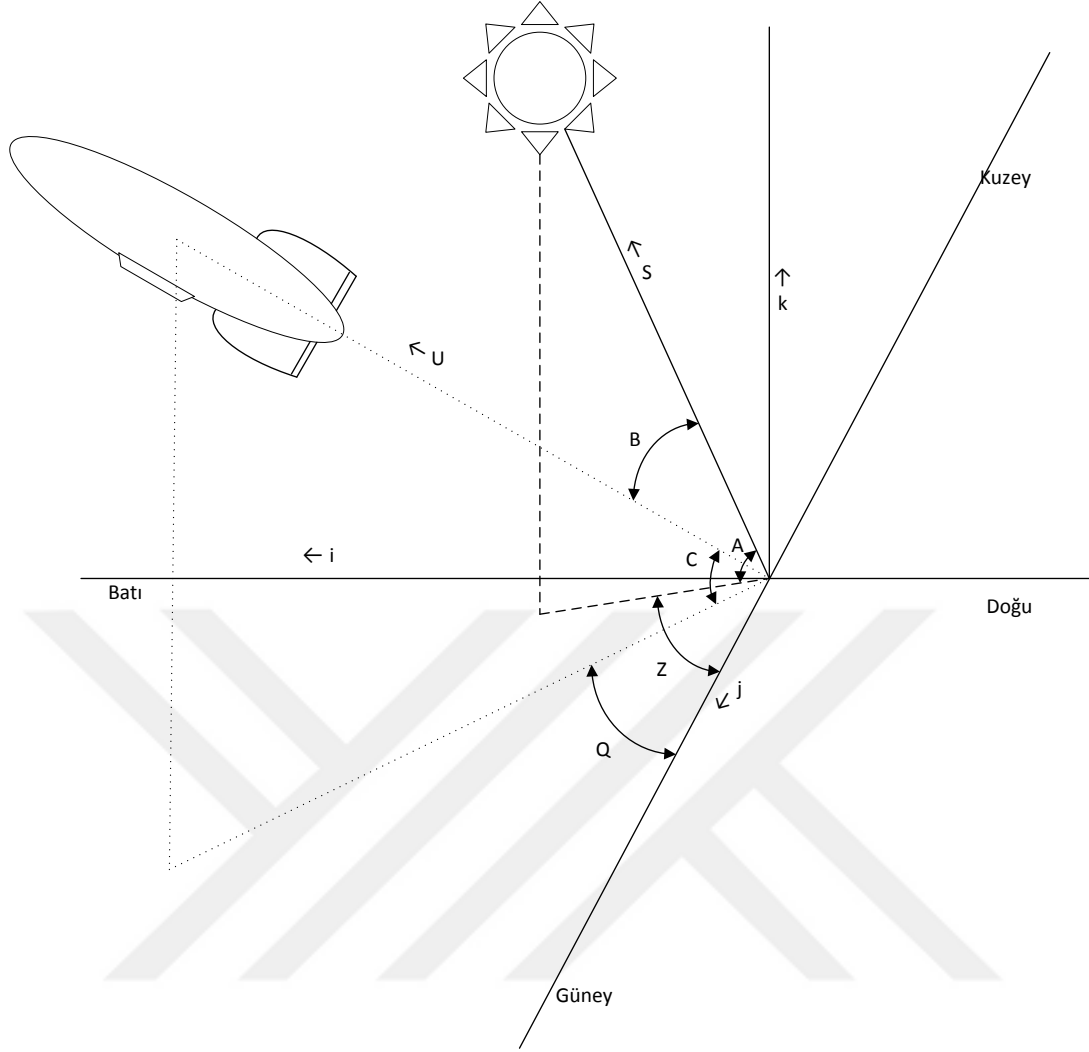


Şekil 4.5 L enleminde Kuzey Yarım Kürede Güneş'in hareketi

Güneş azimut açısı Z, Güneş'in coğrafi kuzeye göre açısal uzaklığıdır. Ufuktan itibaren saat yönünde ölçülür ve aşağıdaki gibi hesaplanabilir:

$$Z = \sin^{-1}(\cos N \sin H / \cos A) \quad (4.15)$$

Şekil 4.6'deki güneş ışınları boyunca gelen S birim vektörü, güneş açısı ve azimut açısı cinsinden ifade edilebilir.



Şekil 4.6 Hava gemisinin ana eksenini güneş geliş açısı B ve azimut açısı Z

S birim vektörünün bileşenleri sırasıyla i (Doğu-Batı), j (Kuzey-Güney), ve k (dairesel) şeklindedir.

$$S = \cos A \sin Z i + \cos A \cos Z j + \sin A k \quad (4.16)$$

Hava gemisinin ana eksenini boyunca yer alan U birim vektörü ise:

$$U = \cos C \sin Q i + \cos C \cos Q j + \sin C k \quad (4.17)$$

Bu iki vektörün noktasal çarpımından güneş geliş açısı B elde edilir.

$$B = \cos^{-1}(\cos A \cos(Z - Q)) \quad (4.18)$$

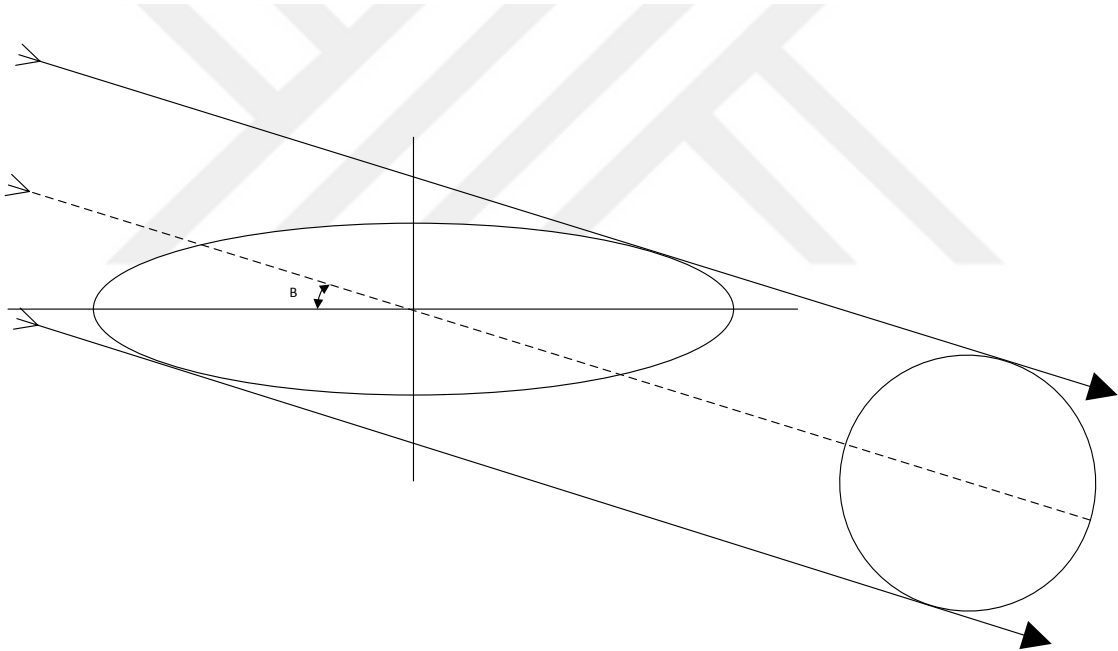
Eşitlik 4.18 kullanılarak günün herhangi bir saatinde, dünyanın herhangi bir enleminde, herhangi bir mevsimde ve hava gemisinin istikametine göre hava gemisinin alçalması ya da yükselmesi de dâhil olmak üzere güneş geliş açısı hesaplanabilir.

Hava gemisinin şeklinin simetrik bir elipsoit olduğu varsayılır. Harici donanımlar ve gondola da ihmal edilir, havada dalmış olan yüzey alanı aşağıdaki eşitlikle hesaplanabilir. Bu eşitlikteki a ifadesi ana eksenin uzunluğunun yarısı ve b ise yarıçaptır [1, p. 527].

$$A_w = 2\pi b \left(b + \frac{a^2}{\sqrt{(a^2 - b^2)}} \sin^{-1} \left(\frac{\sqrt{a^2 - b^2}}{a} \right) \right) \quad (4.19)$$

Fakat dalmış haldeki yüzey alanının aynı zamanda sadece bir kısmının doğrudan güneş ışınlarına maruz kalması söz konusudur. Doğrudan güneşlenen alan iz düşüm alanı A_p olacaktır ve aşağıdaki eşitlik ile hesaplanabilir [1, p. 527].

$$A_p = \frac{\pi d^2}{4} \left(\sqrt{\cos^2 B + \left(\frac{L}{d} \right)^2 \sin^2 B} \right) \quad (4.20)$$



Şekil 4.7 Paralel güneş ışınlarının iz düşüm alanı

En yüksek iz düşüm alanı güneş ışınları 90° ile geldiği zaman olur ve $A_{pmax} = \pi Ld/4$ 'tür. En düşük olduğu zaman ise 0° ile geldiğinde ve $A_{pmax} = \pi d^2/4$ 'tür.

Herhangi bir güneş geliş açısı B 'de iz düşüm alanının azami iz düşüm alanına oranı f ifade edilir ve aşağıdaki eşitlikle hesaplanır [1, p. 528].

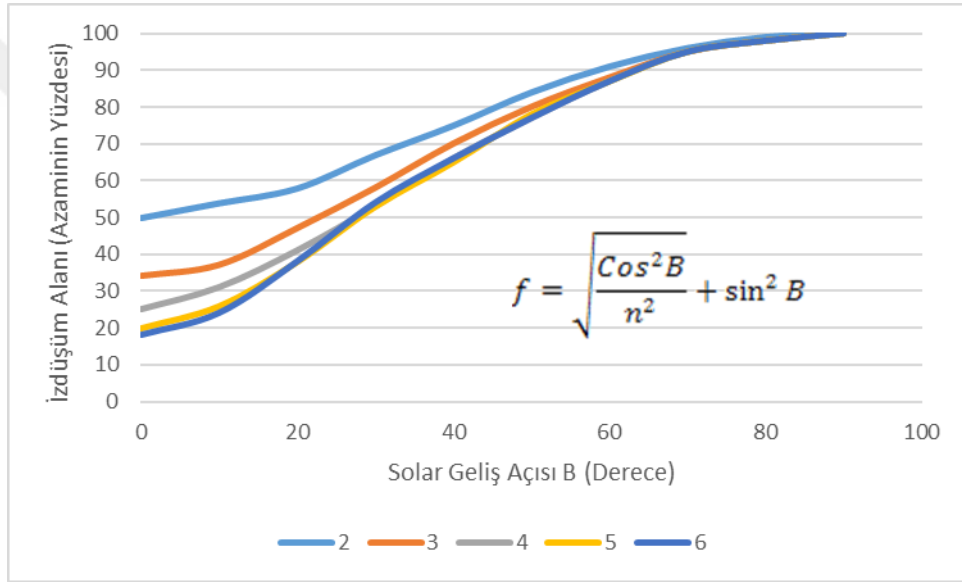
$$f = \left(\frac{A_p(B)}{A_{pmax}} \right) = \sqrt{\frac{\cos^2 B}{\left(\frac{L}{d}\right)^2} + \sin^2 B} \quad (4.21)$$

Bu ifadedeki L/d 'yi n olarak ele alırsak, düşük B açılarında n 'nin artması f değerini düşürürken düşük n değeri artışa sebep olmaktadır.

En düşük f değeri ise:

$$f_{min} = \frac{A_{pmin}}{A_{pmax}} = \frac{1}{n} = \frac{d}{L} \quad (4.22)$$

Şekil 4.8 farklı n ve B değerlerine göre iz düşüm alanını göstermektedir [1, p. 529]



Şekil 4.8 Farklı n ve B değerlerine göre iz düşüm alanları

Bu noktada doğrudan güneş enerjisinin iz düşüm alana gelen normal güneş ışını akısı olduğunu söyleyebiliriz. Mevcut tüm güneş enerjisini hesaplayabilmek için ise yansıyan ve yayılı güneş ışınlamı da eklememiz gerekmektedir.

Yayılı ve yansıyan güneş ışınlamı hava gemisinin tüm yüzey alanına düşmektedir. Bundan ötürü tüm dağılımın 2π olduğunu söylemek yanlış olmaz. Bu şekilde yansıyarak gelen güneş enerjisini aşağıdaki eşitlikle ifade edebiliriz.

$$E_s = \frac{S_d A_w}{2} + \frac{S_r A_w}{2} = \frac{A_w (S_d S_r)}{2} \quad (4.23)$$

Geleneksel hava gemilerinde bu enerji beyaz yansıtıcı bir zarfla aşırı ısınmadan kaçınmak için uzaklaştırılmaktadır.

Tüm enerjiyi hesaplamak için ise aşağıdaki eşitlik elde edilir.

$$E_t = E_d + E_s = A_p D + \frac{A_p (S_d + S_r)}{2} \quad (4.24)$$

Güneş güç sisteminin toplam verimi ise aşağıdaki gibi hesaplanabilir.

$$\gamma_t = \gamma_a * \gamma_c * \gamma_e * \gamma_g \quad (4.25)$$

Yukarıdaki eşitlikte yer alan ifadelerden γ_a güneş enerjisi hücreleri depolama alanı verimliliğini, γ_c güneş enerjisi hücrelerinin çevirim verimliliğini, γ_e elektrik donanımının verimini, γ_g itki verimini ifade etmektedir.

Kullanılabilir toplam gücü ise aşağıdaki eşitlikle hesaplayabiliriz.

$$P = E_t * \gamma_t \quad (4.26)$$

Kullanılabilir toplam güç, elde edilen tüm gücün motorlara aktarılabilirdiği durum için söz konusudur. Gerçekte olacak durum ise güvertede yer alan tüm sistemlerin güç ihtiyaçları bu değerden çıkarılınca bulunacak olandır. Ancak bu noktada mümkün azami sürati bulabilmek için güvertede güç ihtiyacı olan hiçbir sistem olmadığı var sayılırsa aşağıdaki eşitlik kullanılabilir [35].

$$v = \left(\frac{2P}{C_D A_w} \right)^{\frac{1}{3}} \quad (4.27)$$

Eşitlik 4.27'deki ifadelerden C_D hava direncini, A_w dalmış yüzey alanını, V ise hızı ifade etmektedir.

4.4 Güneş Enerji Sisteminin Birleşenleri

Güneş enerjisi ile çalışacak bir hava gemisinin gücünün temel kaynağı güneş enerjisi olacaktır. Bu sebeple bu bölümde güneş enerjisini elde etmek, depolamak ve hareket enerjisine dönüştürmek için bir hava gemisinin güvertesinde taşınması gereken temel bileşenler sırasıyla anlatılmıştır.

4.4.1 Güneş gözeleri

Güneş enerjisinden elektrik enerjisi üretmek ve farklı uygulama ortamları için farklı türde güneş gözeleri üretilmiştir. Şekil 4.9'da farklı uygulamalar için üretilmiş güneş gözelerinin yıllara göre verimliliklerindeki artış grafiği verilmiştir [36].

Güneş enerjisi ile çalışan hava gemileri için en uygun güneş gözesi uygulaması istikrarlı, düşük fiyatlı, esnek, hafif ve yüksek verimli ince tabaka güneş gözeleri

olabilir. Bu konfigürasyondaki güneş gözeleri zarfı asgari ağırlık ve azami mekanik esneklikte tutabilir.

Bir hava gemisinde kullanılabilecek en uygun güneş gözesi düzenlemesi, ince film tabaka şeklinde birbirinin aynı gözlerin seri dizilimlerle matris yapıda, sızdırmaz şekilde iki polimer saydam tabaka arasında sıkıştırılmış halidir [27, p. 4].

Güneş gözeleri güneş ışığının uygun frekansının bir bölümünü doğru akıma çeviren fotovoltaiik aygıtlardır. Bir güneş gözesi ince bir katman yarı iletken malzemenin n ve p tipi kısımlar arasında sıkıştırılmasıyla üretilmektedir.

Gözeler yüzeye düşen ışık enerjisini daha verimli kullanmak için yansıtmayı engelleyici bir film tabaka ile kaplıdır. Fakat ışık enerjisinin bir kısmının ısı enerjisine dönüşmesi engellenemez. Isı, taşınım ve termal radyasyon yoluyla uzaklaştırılmalıdır çünkü gözeler ısındıkça verimleri düşmektedir. Operasyon sıcaklığının 20⁰ C'den 100⁰ C'ye çıkması, gözelerin üreteceği elektrik enerjisini 1/3 oranına kadar düşürür [37]. Bu tezin konusu olan hava gemilerinde güneş gözelerinin kullanımının sağlayacağı avantajlardan bir tanesi, hareket halindeki bir hava taşıtında zorlanmış taşınım ile sıcaklığın uzaklaştırılabilme ihtimalidir. Bu durum güneş gözlerinin sabit kullanımına kıyasla daha yüksek verimler alınabilmesini sağlar.

Üretilen toplam akım, güneş gözesi alanına ve güneş gözesinin üzerine düşen güneş ışınlarının yoğunluğuyla doğru orantılıdır. Voltaj ise ışık yoğunluğundan daha yavaş artmaktadır. Bu sebeple voltaj ışık yoğunluğuyla logaritmik ilişki içindedir.

Tipik bir güneş gözesi 0.6 V üretir. 10 cm * 10 cm yüzey alanına sahip bir güneş gözesinin üreteceği akım yaklaşık 3 A olacaktır [37]. Toplam güç güneş gözelerinin paralel ve seri olarak bağlanmasıyla arttırılır.

Verimlilik güneş gözelerindeki kilit parametrelerden biridir çünkü birim alandan ne kadar güç üretileceğini belirler. Verimlilik genelde ağırlığı ve fiyatı etkiler çünkü yüksek verimlilik aynı güç çıkışının daha küçük alan ve hacim kaplaması anlamına gelir.

Şekil 4.9'da, üretilen ya da araştırma aşamasında olan güneş gözelerinin yıllara bağlı verimlilikleri gösterilmektedir. Şekilden de görülebileceği gibi, 1975'te pazara çıkan ilk güneş gözelerinden bu yana verimlilikte kayda değer bir artış olmuştur.

Alexis de Vos ve Herman Pauwels'in 1981 tarihli çalışmalarında ortaya koydukları gibi bir güneş gözesinin güç çıkışının verimliliği termodinamik verimlilik etkisinden ötürü teorik olarak %86,7 olabilmektedir. Ancak Hamakawa'nın 1985 tarihli çalışmasına göre çok katmanlı yapılar enerji verimliliğin arttırmaktadır. Aşağıda farklı yapılar için 2006 yılında hesaplanmış teorik verim limitleri verilmiştir [38, p. 10].

Tek katmanlı	~%31
3 göze yığılı ve arı olmayan PV	~%50
Sıcak taşıyıcılı	~%54-%68
Ticari modüller	~%12-21
AM 1.5 spektrumuna yükselticili olanlar	~%50,7

En yüksek güç, en yüksek verim, dizi olarak bağlanmış bir grup güneş gözesinin aynı geliş açısında ve geliş açısının da dik ya da dike yakın olduğu durumdur [27, p. 4].

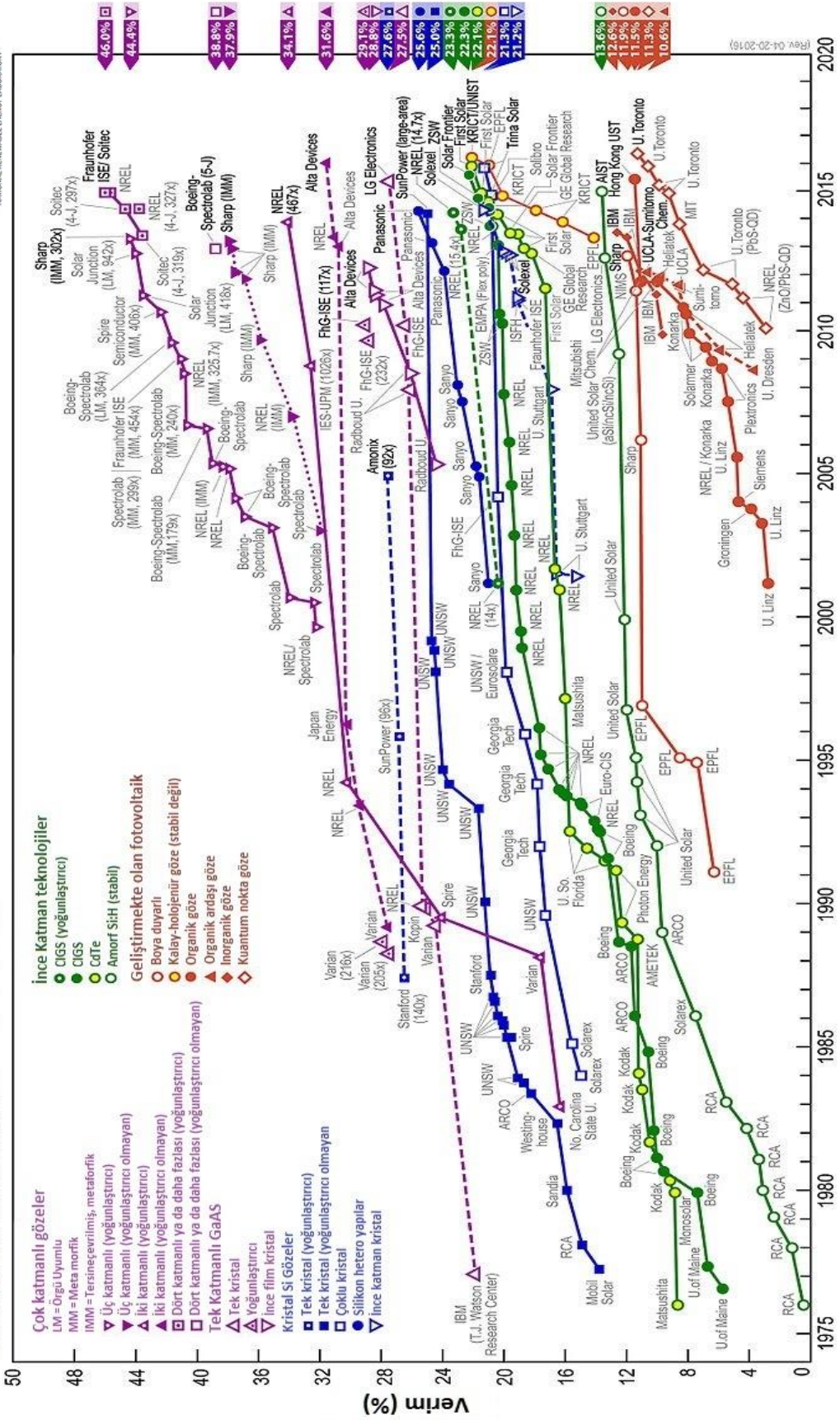
Tipik bir güneş gözesi 2 ila 8 cm arasında, kare şeklinde ve yaklaşık olarak 1,5 Volt çıkışlı olur. Zarf üzerine yerleştirilecek güneş gözeleri, birbirleri arasında yapılacak bağlantıya bağlı olarak birkaç volttan, birkaç yüz volta kadar çıkabilir. *Helios*'ta kullanılmış olan güneş gözelerinin birkaç özelliği aşağıdaki gibidir [27, p. 4]:

Ağırlık/Alan	0.658 kg/m ²
Güç/Alan	214 W/m ²
Ağırlık/Güç	3.07 kg/kW

Bir güneş gözesinin hava gemisinde kullanılabilmesi için geleneksel tasarımlarda iki temel şartın sağlanması gerekir. Bunlardan ilki güneş gözesinin mekanik mukavemetinin yüksek ve elastik dayanıma olması, diğeri de hafifliğidir. Bu iki koşulu sağlayan üç farklı tasarımda güneş gözeleri mevcuttur. Bunlar sırasıyla amorf silikon gözeler, galyum arsenit gözeler ve polikristal gözelerdir [1, p. 537].

Amorf silikon gözeler 1 – 2 mikron kalınlığında düşük ön ısıtma gerektiren ucuz alt katman üzerine uygulanabilirler ancak diğer güneş gözesi tiplerine göre düşük verimliliktedirler. Hong Kong Bilim ve Teknoloji Üniversitesi 2015 yılında %13,6 verime ulaşabilmiştir [36].

Güneş gözesi verimlilikleri



Şekil 4.9 Güneş gözlerinin verimliliklerin yıllara göre artış (1975-2016) [36]

Galyum arsenit gözeler silikon gözelerle göre hem daha pahalıdır hem de görece daha ender bulunan bir materyale sahiptir, fakat verimleri daha yüksektir. Yoğunlaştırıcı, tek kristalli ve ince film kristal olmak üzere üç çeşidinin 2010 – 2015 yılları arasında vardığı en yüksek verimleri sırasıyla %29,1, %27,5, %28,8'dir [36]. Ayrıca 1 kW başına 1 kg gibi oldukça düşük bir ağırlığa sahiptirler [39].

Polikristal gözeler daha düşük sıcaklıklarda 20 mikrondan daha ince tabakalar üzerine uygulanabilir. Polikristallerin üretimi hızlı, basit ve ucuzdur. Ulaşılan en yüksek polikristal güneş gözesi verimi Amonix'in 2005 yılında ürettiği %27,6 verimle çalışan güneş panelidir.

Kızılötesi, morötesi ve mikrodalga ile çalışan güneş gözeleri araştırma aşamasındadır. Ticari olarak bulunabilecek modelleri mevcut değildir. Ancak bu tip güneş gözeleri gece de çalışabilecekleri için hava gemilerinin menzillerini kayda değer orada arttırabilirler.

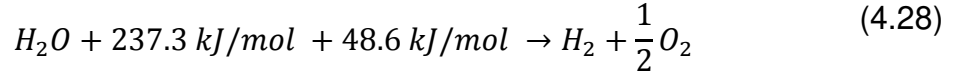
4.4.2 Kolektör şebeke ağı

Güneş gözeleri kendi içlerinde bağlantıya sahiptirler ancak diğer gözeler, akım doğrultucu ve pillerle yapılan bir bağlantıya ihtiyaç duyarlar. Akımı iletmek için kullanılabilecek yalıtım malzemesiyle kaplı metal bareler zarfın alt yüzeyine tutturuldukları takdirde zarfın üst kısmındaki alanın açık kalmasını sağlarlar. Kaba bir tahminle güneş panellerinin ağırlığının %30-%40'ı kadar ağırlıkta iletim hattı kullanmak gerekecektir [1, p. 538]. Hatların bağımsız olmaları ise oluşabilecek arızalarda hava gemisinin emniyeti sağlar.

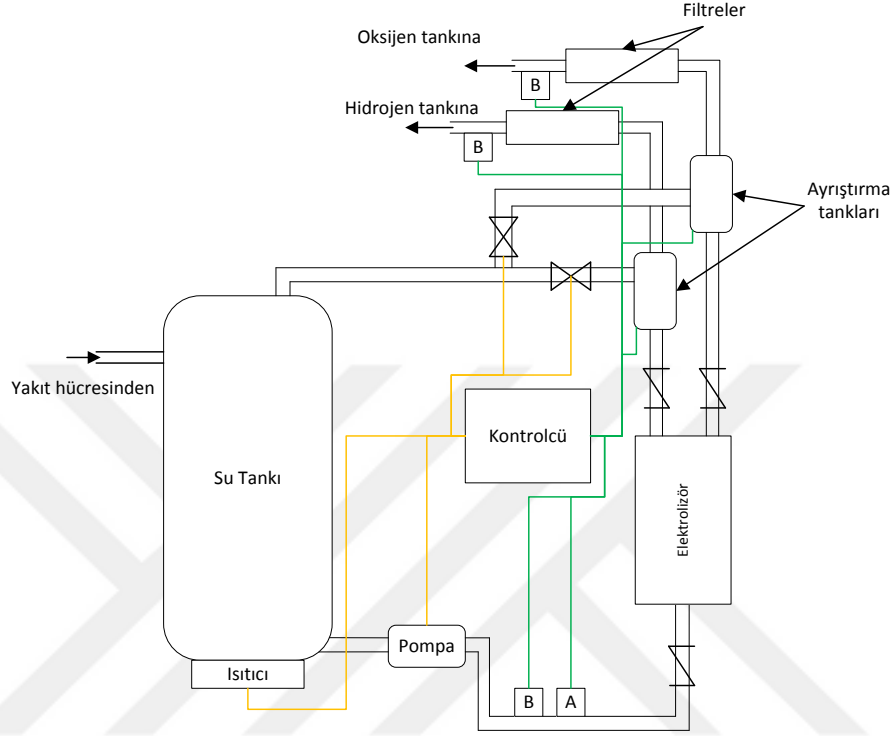
4.4.3 Su elektrolizörü ve hidrojen jeneratörü

Yüzer gaz olarak hidrojen kullanan güneş enerjisi ile çalışan bir hava gemisinde hidrojenin iki temel işlevi olabilir. Bunlardan ilki kaldırma kuvvetini sağlamak, ikincisi de çalışmanın konusu olan güneş enerjisi ile çalışan hava gemilerinde, gün battıktan sonra ihtiyaç duyulacak gücü temin etmek için hidrojen yakıt pilini çalıştırmaktır. Aynı hidrojen yakıt pilleri yüzer gaz olarak helyum ya da başka gazları kullanan hava gemilerinde de kullanılabilir ancak bu durumda zarf içerisinde gerçekleşecek yüzer gazın kaybının başka yöntemlerle telafi edilmesi gerekir.

Güvertede taşınabilecek boyutlarda olan elektrolizör denizaltılarda kullanılan polimer elektrolit membranın (PEM) düşük basınçta çalışabilenidir [27]. Bir PEM içerisinde aşağıdaki eşitlikte yer alan tepkime gerçekleşir.



Denklemden ihtiyaç duyulan enerji gün içerisinde güneş panellerinden sağlanacaktır. Şekil 4.10'da bir elektrolizörün temsili çalışması gösterilmektedir.



Şekil 4.10 Elektrolizör temsili gösterimi

Su elektrolizörü Çizelge 4.1'da yer alan bileşenlerden oluşmaktadır. Çizelge 4.1'da bileşenlerin ölçekleme faktörleri de yer almaktadır. [40, p. 54].

Çizelge 4.1 Su elektrolizörü bileşenleri ve ölçekleme faktörleri

Bileşen	Ölçekleme faktörü
Elektrolizör	1.00 kg/kW
Akış kontrol valfleri	0.08 kg/kW
Filtreler	0.06 kg/kW
Ayrıcı tanklar	0.38 kg/kW
Kontrolcüler	0.08 kg/kW
Geri tepme valfi	0.04 kg/kW
Akış sensörü	0.02 kg/kW
Basınç sensörü	0.02 kg/kW
Su pompası	0.27 kg/kW
Su tankları ve ısıtıcıları	0.10 kg/kW
Bağlantılar	0.26 kg/kW
Isı eşanjörü	0.50 kg/kW

4.4.4 Güverte hidrojen tankları

Hava gemisinin yapısı rijid olacağı durumda için rijid olmayan hava gemileri gibi zarfın tamamını hidrojen tankı olarak kullanmak ya da kullanmamak arasında bir seçim yapılmalıdır. Rijid gemilerde yüzer gazın, bunun için özel olarak yerleştirilmiş ayrı bölmelerde bulunması hem hava gemisini daha güvenilir yapar, hem de seyir halindeyken gerekli bakımların yapılabilmesine olanak sağlar. Rijid olmayan hava gemilerinin şeklini zarf içerisindeki yüzer gazın basıncı korur ve bu sebeple zarfın iç kısmını sürekli atmosferden daha basınçlı tutmak gerekir. Zarfın tümünün rijid hava gemilerinde yüzer gaz tankı olarak kullanılması durumunda bölüm 3.1.1’de bahsedilmiş olan zarf bükülmesinin engellenmesi adına yine atmosferden daha yüksek basınçta tutulmalıdır.

Ancak bir varsayımla, çok kuzey enlemlerde yıllık güneşlenmenin yeterli olmayacağı söylenebilir. Yüzer gaz haricinde güvertede yüksek basınçlı kaplarda hidrojen taşımak emniyeti düşürerek ek bir yüke neden olacaktır. Öte yandan bu seçim hava gemisinin görev yapabileceği alanı kuzey ve güney enlemlere uzatabilir. Bu konuda tasarım sırasında bir seçim yapılmalıdır.

Tez çalışması kapsamında güvertede basınçlı hidrojen kaplarının taşındığı varsayılmakta ve bir sonraki bölümde kap hacminin hesabı anlatılmaktadır.

4.4.5 Hidrojen endüksiyon ve basınçlandırma sistemi

Hidrojen indüklemeye sistemi, zarf ya da yüzer gaz tanklarından gaz emen yalıtılmış bir elektrik motorlu kompresörden ve emilen gazı yakıt piline ileten boru sisteminden oluşur. Şekil 3.5’de sistemin detayları gösterilmektedir.

Güç depolama birimi olarak yakıt pilinin kullanıldığı durumda $\dot{M}_h$ hidrojen akış oranının hesaplanması gerekmektedir. Bu hesap ihtiyaç duyulan hidrojen miktarının depolandığından emin olmak içindir.

Çevrim verimliliğinin %50 olduğu varsayılmaktadır. Eğer P_{tot} yakıt pilinden çıkan brüt güçse ve Faraday sabiti F 192968 kabul edilirse aşağıdaki eşitliği yazmak mümkün olur [40, p. 49].

$$\dot{M}_h = \frac{2P_{tot}}{1.2\eta_{yp}F} \quad (4.29)$$

Sıcaklık T_h 'nin atmosfer sıcaklığıyla eşit olduğu varsayılırsa aşağıdaki eşitliği yazmak mümkün olacaktır. Z sıkıştırma katsayısını, p_h hidrojen basıncını ifade etmektedir [40, p. 49]. M_h hidrojen pilinin kullanıldığı süre boyunca ihtiyaç duyulan hidrojen miktarı olduğu için $\dot{M}_h$ birim saniyedeki hidrojen akışını kullanım süresiyle çarpmak gerekmektedir.

$$Z = 0.99704 + 6.4149 * 10^{-9} P_h \quad (4.30)$$

$$V_h = \frac{4157.2 * Z * M_h * T_h}{p_h} \quad (4.31)$$

Eşitlik 4.31'de elde edilen değer sayesinde güvertede hidrojen tankı taşınması durumunda ihtiyaç duyulan tankın ağırlığı hesaplanabilir. Tankın malzemesinin seçimi bu çalışmanın kapsamında olmadığı için bazı ön kabullerde bulunulacaktır. Akma dayanımı σ_t 3500 MPa, yoğunluk 1608 kg/m³, emniyet katsayısı 1.8 ile kap basıncı 20.7 Mpa ve kapların şekilleri yuvarlak olmalıdır [40, p. 49].

$$M_t = \rho_t V_h \left[\left(1 + \frac{P_h F_s}{2 \sigma_t} \right)^3 - 1 \right] \quad (4.32)$$

4.4.6 Hava endüksiyon ve basınçlandırma sistemi

PEM yakıt pilleri 1 atm basınçlı hava kullanmaktadır [40, p. 50]. Hava endüksiyon sistemi, hidrojen yakıt pilinin çalışması için gereken atmosferik havayı sağlamaktadır. Elektrik motorlu bir kompresörden ve boru sisteminden oluşmaktadır. Şekil 3.5'de sistemin detayları gösterilmektedir.

Hava endüksiyon ve basınçlandırma sistemi bileşenleri için boruların ihmal edildiği durumda bileşenler ve ağırlık oranları Çizelge 4.2'deki gibidir [40, p. 50].

Çizelge 4.2 Hava endüksiyon ve basınçlandırma sistemi bileşenleri ve ağırlık oranları

Bileşen	Ağırlık oranı
Düşük basınç kompresör ve sürüş motoru	0,79 kg/kW
Ara soğutucu	83,3 kg/ $\dot{M}_{hava}$
Yüksek basınç kompresör ve sürüş motoru	0,113 kg/kW
Son soğutucu	118,2 kg/ $\dot{M}_{hava}$

$\dot{M}_{hava}$ yakıt piline beslenen havanın akış oranını ifade etmektedir.

Bir yakıt pilinin tam gücünün hesaplanması için hava endüksiyon sisteminin pompa gücünün yakıt pilinin brüt gücünden çıkarılması gerekmektedir. İlgili kompresör gücü aşağıdaki denklemle hesaplanabilir [40, p. 50].

$$P_p = C_p (T_{\text{Çıkış}} - T_{\text{Giriş}}) \dot{M}_{\text{hava}} + \frac{\dot{M}_{\text{hava}}^3}{2(\rho_{\text{Çıkış}} A_{\text{Çıkış}})} \quad (4.33)$$

Yukarıdaki eşitlikte yer alan $\dot{M}_{\text{hava}}$ yakıt piline yönlendirilen atmosferik hava miktarını ifade etmektedir. İhtiyaç duyulan oksijen miktarı Eşitlik 4.34'te gösterildiği üzere, ihtiyaç duyulan hidrojenin sekiz katıdır. Atmosferik havanın da yaklaşık %21'inin oksijenden oluştuğu varsayılabilir [40, p. 50]. Eşitlikte yer alan diğer ifadeler ise sırasıyla; P_p kompresör gücünü, C_p havanın özgül ısısını, $T_{\text{Çıkış}}$ ve $T_{\text{Giriş}}$ atmosferik havanın kompresöre giriş ve çıkış sıcaklıklarını, $\rho_{\text{Çıkış}}$ havanın kompresör çıkış yoğunluğunu, $A_{\text{Çıkış}}$ ise havanın kompresörden çıktığı kanalın kesit alanını ifade etmektedir. $T_{\text{Çıkış}}$ 321 K ve $\rho_{\text{Çıkış}}$ 1.099 kg/m³ olacaktır [40, p. 51].

4.4.7 Hidrojen yakıt pilleri ve depolama birimleri

Hava taşıtları için ağırlık en kritik faktördür. Bu sebeple bu kısımda geleneksel elektrolit bataryalar ve akış bataryaları ağır olmaları sebebiyle ele alınmayacaktır.

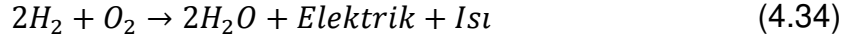
Bir hava gemisi için en uygun depolama birimleri yakıt pilleri veya mekanik batarya olacaktır [1, p. 542]. İki sistemin de avantajları ve dezavantajları vardır.

Günümüzde yakıt pilleriyle ilgili en büyük sorun, bu pillerin sadece yüksek sıcaklıklarda yüksek verime ulaşmalarıdır. Ancak düşük sıcaklıklarda da bir hava gemisinin ihtiyacını karşılayabilecek çıkışı sağlayabilen yakıt pilleri mevcuttur.

Yakıt pilleri, bir yakıttaki kimyasal enerjiyi pozitif yüklü iyonları bir oksitleme ajanıyla kimyasal tepkimeye sokarak elektrik enerjisine çeviren birimlerdir. Yakıt pilleri bataryalardan farklıdır. Yakıt pilleri bataryalardan farklı olarak sürekli bir yakıt ve oksitleme ajanıyla beslenmelidir. Öte yandan bataryalar elektromotor kuvvet oluşturmak için gerçekleştirdikleri kimyasal tepkimenin girdilerini kendi içlerinde barındırırlar. Fakat ömürleri kimyasal olarak depolayabildikleri enerji ile sınırlıdır. Yakıt pilleri beslendikleri müddetçe ticari ömürleri boyunca elektrik enerjisi üretebilirler.

Yakıt pillerinin birçok çeşidi vardır ancak hepsi bir anot, bir katot ve elektrolite sahiptir. Elektrolit pozitif yüklü iyonların yakıt pilinin iki yanına serbestçe geçmesini

sağlar. Anot ve katot, oksidasyonu gerçekleştirecek katalizörlere sahiptir ve pozitif yüklü hidrojen iyonlarıyla elektronlar üretirler. Pozitif yüklü iyonlar elektrolit tarafından çekilirken, elektronlar anot ve katot arasında hareket ederek elektrik akımını oluştururlar. Tepkimenin çıktıları, su, pozitif yüklü hidrojen iyonları ve elektrik akımıdır [41]. Bir yakıt pilinde oluşan tepkime gibidir [40, p. 44].



Yakıt pilleri kullanılan elektrolit ve çalışmaya başlaması için gerekli süre olmak üzere iki şekilde sınıflandırılır [41]. Yakıt pilleri; Alkaline, Fosforik Asit, Polimer Elektrolit Membran, Eriyik Karbonat ve Katı Oksit olarak sınıflara ayrılır [42, p. 1].

Hava gemisinde kullanılabilecek yakıt pillerinin bir diğer dezavantajı, yüksek irtifalarda çalışması için gereken havanın, atmosferin düşük irtifalara göre daha ince olmasından ötürü sağlanmasında yaşanacak güçlüklerdir [27, p. 7]. Bölüm 4.4.6'da anlatılan olan hava endüksiyon ve basınç sistemi bu sebeple güvertede bulunmaktadır. Bir diğer sorun ise, yüksek irtifalarda taşınımsal ısı transferi için çok az miktarda hava bulunmasıdır. Bu sebeple sıvı bir ısı değişiricisi kullanılması daha uygun olacaktır [40, p. 46].

PEM yakıt pilleri, diğer yakıt pilleriyle kıyaslandıklarında görece daha düşük sıcaklıklarda çalışabilirler. Bu konuda tek kısıt, suyun yakıt pili içerisinde sıvı halde kalabilecek kadar yüksek bir sıcaklıkta bulunmasıdır [40, p. 44]. Çizelge 4.3'de farklı tipte yakıt pillerinin güç çıktıları, çalışma sıcaklıkları ve uygulama alanları gösterilmektedir [42, p. 1].

Çizelge 4.3 Farklı tipte yakıt pillerinin güç çıktıları, çalışma sıcaklıkları, uygulama alanları [43]

Yakıt pili tipleri	Çalışma sıcaklıkları	Güç çıkışı	Etkinlik	Uygulama alanları
Alkaline	90-100 °C	10 kW – 100 kW	%60- %70	Askeri, Uzay
Fosforik Asit	150-200 °C	50 kW – 1 MW	%80- %85 (ısı ve güç birlikte) sadece elektrik %36- %42	Yayılı üretim
Polimer Elektrolit Membran	50-100 °C	<250 kW	%50- %60	Destek, seyyar güç, küçük yayılı üretim, ulaşım
Eriyik Karbonat	600-700 °C	<1 MW	%85 (ısı ve güç birlikte) sadece elektrik %60	Elektrik yardımcı, büyük yayılı üretim
Katı Oksit	650-1000 °C	5 kW – 3 MW	%85 (ısı ve güç birlikte) sadece elektrik %60	Yedek güç, elektrik yardımcı, büyük yayılı üretim

Otomotiv için kullanılan PEM yakıt pil kümesi, güneş enerjisi ile çalışan hava gemileri için en uygun çözüm olacaktır. Ancak bu sistemin çalışması için başka bileşenlere ihtiyaç duyulacaktır. Bu bileşenler Bölüm 4.4'te anlatılan sistemleri içerecek şekilde aşağıda kW başına düşecek ağırlıklarıyla birlikte Çizelge 4.4'da sıralanmaktadır [40, p. 48].

Çizelge 4.4 Yakıt pili sistemi bileşenleri ve ağırlıkları

Bileşen	kW başına ağırlık
Yakıt pili yığını	1 kg/kW
Basınç sensörü	0,04 kg/kW
Sıcaklık sensörü	0,01 kg/kW
Geri tepme valfi	0,04 kg/kW
Akış sensörü	0,04 kg/kW
Filtreler	0,06 kg/kW
Akış kontrol valfi	0,08 kg/kW
Kontrolcüler	0,08 kg/kW
Güç konverteri	1,0 kg/kW
Hatlar ve bağlantı elemanları	0,26 kg/kW
Faz ayırıcı	0,07 kg/kW
Hidrojen regülatörü	0,05 kg/kW
Oksijen regülatörü	0,09 kg/kW
Isı değiştirici	0,50 kg/kW
Kablolama	0,30 kg/kW
Toplam	3,62 kg/kW

Mekanik bataryalar, vakum ya da kısmi vakum ortamında, rulmanlarla yataklanmış bir volan ya da moment kontrol jiroskopudur⁹. Enerji yoğunlukları çok yüksektir. 100 kW ile 2 MW arasında bir gücü 5 saniye ile 15 dakika arasında boşaltabilirler [44, p. 15]. 30 kW saat sağlayabilecek bir eriyik silika moment kontrollü jiroskop 60 kg civarındadır ve 5 dakika içerisinde şarj edilebilir [45, p. 402]. Düşük fiyatlı 100 kW saat kapasiteli bir moment kontrollü jiroskop Boeing tarafından geliştirilmektedir [46]. Ancak ticari olarak havacılıkta kullanılabilecek bir modeli henüz mevcut değildir. NASA'nın uzay çalışmaları için geliştirdiği bir modeli bulunmaktadır.

⁹ Çalışmada volan ya da moment kontrol jiroskopu olarak tanımlanan aygıtın İngilizcesi *Flywheel* dir.

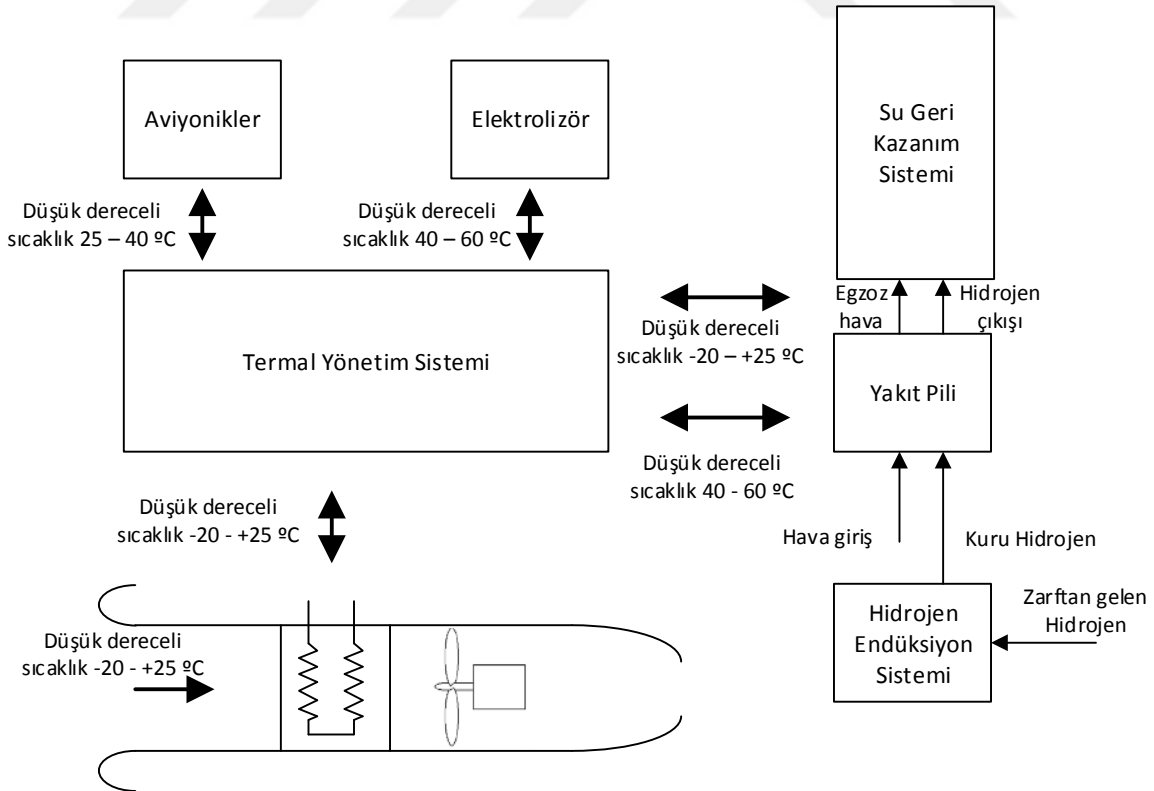
4.4.8 Termal yönetim sistemi

Güneşle çalışan hava gemisi faal iken birden çok sistem ısı üretecektir. Sistemlerin ideal koşullarda kesintisiz çalışmaya devam edebilmeleri için bu ısının dönüştürülmesi ya da sistemlerden uzaklaştırılması gerekmektedir.

Hava gemisinin ısı üreten sistemleri ya da sistem bileşenleri; güneş gözeleri, elektrolizör, yakıt pili, su geri kazanım sistemi ve diğer aviyoniklerdir [27, p. 7]. Hava gemisinin boyutları göz önünde bulundurulduğunda ısının kaynağından uzaklaştırılması için metot sistemler arasında dolaştırılan soğutucu bir sıvı ya da atmosferden alınarak dolaşıma sokulan hava olabilir. Şekil 4.11'de soğutucu akışkan ile çalışan bir termal yönetim sisteminin temsili bir modelidir.

Isının uzaklaştırılması için kullanılabilecek bir başka metot ise, bu ısıyı termoelektrik jeneratörler ile elektrik enerjisine dönüştürmek olabilir. Ancak termoelektrik dönüşümlerde bile sistem bir süre içerisinde ısı dengeye geleceği için soğutma ihtiyacı ısı yükü azalmış olsa bile mevcudiyetini korumaya devam edecektir.

Termal yönetim sisteminin ağırlığı yaklaşık olarak 150 kg civarında olacaktır [27, p. 9].



Şekil 4.11 Termal Yönetim Sistemi

4.4.9 Su geri kazanım sistemi

Su geri kazanım sistemi, hidrojen kaynağı olarak kullanılan elektrolizöre suyun beslenmesi için güvertede yer alan bir sistemdir. Sistem girdisi olarak yakıt pilinde gerçekleşen kimyasal tepkimenin çıktısı olan suyu, bu kaynağın yetmediği durumlarda atmosferik nemi ve zarf yüzeyinde yoğuşan suyu kullanabilir. Su geri kazanım sisteminin tahmini ağırlığı 100 kg civarındadır [27, p. 9].

4.5 Dünyada ve Türkiye’de Güneşlenme

Güneş enerjisi ile çalışan bir hava gemisinin yüksek enlemlerde faydalı olamama ihtimalinden Bölüm 2’de bahsedilmektedir. Ancak tasarımın veriminin tasarımın kendisine bağımlı olduğu göz önünde bulundurulmalıdır. Tez çalışması kapsamında Rusya Federal Hidrometroloji ve Çevresel İzleme Servisinin yayılı ve doğrudan güneş ışınımı verileri kullanılmıştır. Bu verilerin kullanılmasındaki amaç, kış ayları için kuzey yarım kürede yüksek enlemlerde hava gemisi için güç hesapları yapılabilmesi ve bu verilerin erişiminin ücretsiz olmasıdır. Türkiye için benzer bir çalışmayı Yenilenebilir Enerji Genel Müdürlüğü yapmaktadır. Ancak hesapları yapmak için gerekli detay veriler Yenilenebilir Enerji Genel Müdürlüğü tarafından ücret karşılığı paylaşılmaktadır. Konu üzerine bir başka çalışma ise Doğal Hayatı Koruma Vakfı (WWF) tarafından yapılmıştır. Konuyla ilgili makaleler mevcuttur ancak kapsamına uygun değildirler.

4.6 Sonuç

Bu bölümde verilen güneş ışınımı ile ilgili genel bilgiler ve hesaplar, hava güneş enerjili bir hava gemisinin üretebileceği gücü hesaplamaya yöneliktir. Güneş enerji sistemi bileşenleri ile ilgili bölüm ise, güneş enerjisini hava gemilerinde elektrik enerjisine çevirmek için gerek duyulan asgari sistemi tanımlamaya ve bu sistemin hava gemisine getireceği ek yükü hesaplayabilmeye yöneliktir. Tezin bu bölümün en kısa tutulan Dünya’da ve Türkiye’de Güneşlenme bölümü ise, güneş enerjisi ile çalışan bir hava gemisinin hareket edebileceği alanı tarif etmektedir.

5 HAVA GEMİSİNİN ANALİTİK TASARIMI

5.1 Giriş

Günümüze değin yapılmış hava gemileri göstermektedir ki, hibrit tasarımlar hava gemileri için daha başarılı sonuçlar üretmektedir. Yani bir uçak ve aerostat karakteristiklerinin birleşimi en başarılı sonucu doğuracaktır. Hesaplamalar için birtakım kabuller yapılmıştır. İlgili bölümlerde tekrarlanan kabuller aşağıdaki gibidir:

- Hava gemisinin hareketi, düşük ayresol optik derinliği ve su buharı sütunu durumunda gerçekleşmektedir.
- Hava gemisi kuvvetli rüzgarlara sürekli maruz kalmamaktadır.
- Ticari olarak bulunabilir motor büyüklükleri ihmal edilmiştir.
- İtki sisteminin çıkışı ihtiyaç duyulan güce eşittir.
- Atmosferdeki yerel değişiklikler ihmal edilmiştir.

Yukarıdaki bölümlerde anlatılan uygulamalar ve teorileri özetlemeye çalışırsak aşağıda değinilen sonuçlara ulaşırız.

İtkiyi arttırmak hızı, kaldırma kuvvetini ve bunlarla birlikte hava sürtünmesini artırır. İtkiyi arttırmak için daha çok güce ihtiyaç duyulacağından kullanılan güneş gözelerinin verimliliklerini ya da yüzey alanını arttırmak gerekir. Yüzey alanını arttırmak hava gemisini iki yatay ekseninin en az birine uzatmayı gerektirir ve bu da geminin omurgası üzerine binen yükü ve ağırlığı artırır. Ağırlık artarsa daha çok kaldırma kuvveti gerekir ve bu da yüzer gazın hacminin artırılmasını gerektirir.

Federal Havacılık Otoritesinin hava gemileri için uygulanmasını zorunlu tuttuğu bir diğer gereksinim setine göre bir hava gemisinin deniz seviyesinde tüm motorları çalışır haldeyken ilk bir dakika içerisinde 300 ft/dakika, tek motoru çalışır vaziyetteyken 100 ft/dakika irtifa kazanmasını gerekmektedir [28, p. 12].

Tasarım düzenlemesi sırasında referans alınacak bir diğer kaynak ise Aeros Corp.'a ait ML868 hava gemisinin teknik özellikleridir. Bu hava gemisi 250 ton faydalı yük taşıma kapasitesine, 5100 deniz mili azami menzile, 100 deniz mili seyir hızına, 120 deniz mili azami sürata ve 12,000 fit seyir irtifasına sahip olacaktır. Bu yükseklik yaklaşık olarak 3650 metredir. Tasarım güneş enerjisi ile çalışan bir hava gemisi olacağı için menzil, güverteadaki mürettebatın temel ihtiyaçlarıyla doğru orantılı olacak ve bu gereksinim uygulanabilir olmaktan çıkacaktır. Ayrıca hava gemisi 45 ft

* 380 ft * 61 ft dikdörtgen prizması, alttan açılabilir bir kargo bölümüne ve Dikey Kalkış İniş Sistemine¹⁰ (VTOL), Statik Ağırlık Control Sistemine¹¹ (COSH) ve itki vektörlemeli bir motor sistemine sahip olacaktır. Çizelge 5.1’de ML 868’i de içeren imal edilmiş ya da kavramsal olarak tasarlanmış üç ayrı tip hava gemisi özellikleri yer almaktadır.

Çizelge 5.1 3 ayrı tip hava gemisinin teknik özellikleri

	Dragon Dream	ML 866	ML 868
Faydalı Yük	0 Ton	66 Ton	250 Ton
Uzunluk	81 metre (266 ft)	169 metre (555 ft)	235,5 metre (770 ft)
Kanat açıklığı	29,2 metre (96 ft)	53,9 metre (177 ft)	90,2 metre (296 ft)
Yükseklik	15,5 metre (51 ft)	36,6 metre (120 ft)	55,8 metre (183 ft)
Zarf Genişliği*	23,36 metre	43,12 metre	72,16
Azami sürat	60 knots	120 knots	120 knots
Seyir sürati	40 knots	100 knots	100 knots
Menzil		3100 deniz mili	5100 deniz mili
Tavan yüksekliği	2987 metre	3657 metre	3657 metre
Kargo bölümü hacmi	-	7476 m ³	29537 m ³

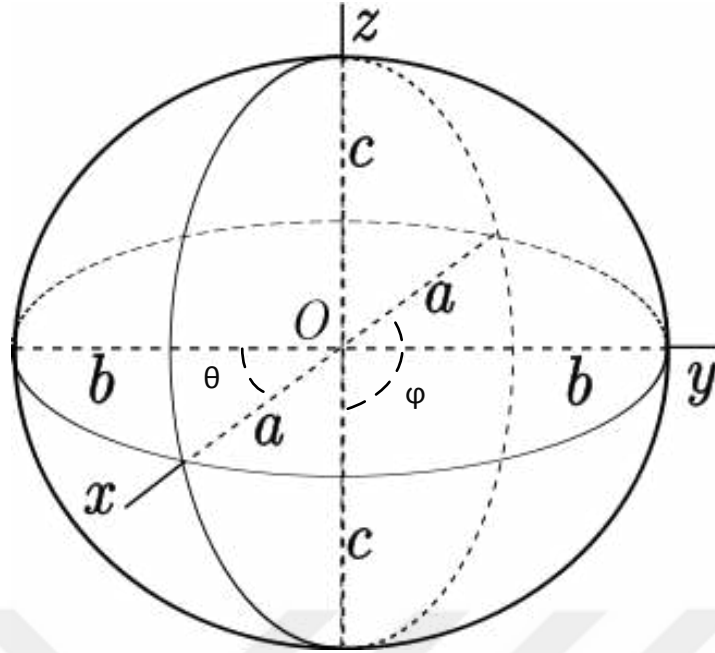
*Üretici firma zarf genişliğini paylaşmadığı için bu genişlik kanat açıklığının 0,8 katı olarak kabul edilmiştir.

5.2 Tasarım

Hava gemisinin kendi gölgesi hariç gölgede hiç kalmadığı varsayımı ile mevsimsel olarak 60° kuzey ve güney enlemleri arasındaki güneşlenmesi ve Çizelge 5.1’deki ölçülerde bir hava taşıtlarının tamamıyla güneş paneli ile kaplı olduğu varsayılırsa hava gemisinin güneş panelleri ile elde edeceği güç farklı irtifalar için hesaplanabilir. Bunun için öncelikle hava gemisinin yüzey alanı hesaplanmalıdır.

¹⁰ Vertical Take-off Landing (VTOL)

¹¹ Control of Static Heaviness (COSH)



Şekil 5.1 Bir elipsoidin üç ekseninde ölçüleri

Hava gemisi kabul edilen ölçülerde bir çeşitkenar elipsoittir. Kartezyen koordinat sisteminde aşağıdaki küresel eşitlik yazılabilir.

$$\frac{x^2}{a^2} + \frac{y^2}{b^2} + \frac{z^2}{c^2} = 1 \quad (5.1)$$

Ancak eşitlik 6.1 iki ucu kabarık elipsoit bir hava gemisi için küresel koordinatlarda yeniden yazılmalıdır.

$$\frac{r^2 \cos^2(\phi) \sin^2(\theta)}{a^2} + \frac{r^2 \sin^2(\phi) \sin^2(\theta)}{b^2} + \frac{r^2 \cos^2(\theta)}{c^2} = 1 \quad (5.2)$$

Çeşitkenar elipsoitlerin yüzey alanlarının hesaplanması oldukça karmaşıktır. Yüzey alanı için birinci ve ikinci tip tamamlanmamış integralleri içeren aşağıdaki eşitlik kullanılır.

$$S = 2\pi c^2 + \frac{2\pi ab}{\sin \phi} (E(\phi, k) \sin^2 \phi + F(\phi, k) \cos^2 \phi) \quad (5.3)$$

Bu ifadede; $\cos \phi = c/a$, $k^2 = a^2(b^2 - c^2) / b^2(a^2 - c^2)$ olarak tanımlanmaktadır. Ancak hesaplamaları yaparken yüksek kesinlikte veriye ihtiyaç duyulmayacağı için Knud Thomsen'in önerdiği yaklaşık %1.061 hata içeren aşağıdaki eşitlik kullanılmaktadır [47].

$$A_w \approx 4\pi \left[\frac{a^p b^p + a^p c^p + b^p c^p}{3} \right]^{\frac{1}{p}} \quad (5.4)$$

Eşitlik 5.4'teki p 1.6075 olarak kabul edilmektedir. İki ayrı yüzey alanı eEşitlik 5.4 ve 5.5 kullanılarak üç ayrı tip hava gemisi için hesaplanmıştır. Eşitlik 5.4 yüzey alanını yaklaşık olarak verirken, Eşitlik 4.19 hava gemisinin simetrik bir elipsoit olarak kabul etmektedir. Her iki eşitliğe Çizelge 5.1'deki boyutlar uygulanırsa Çizelge 5.2'deki yüzey alanları sırasıyla elde edilecektir.

Bir elipsoidin hacminin hesaplanması yüzey alanının hesaplanmasından daha kolaydır. Eşitlik 5.5'e Çizelge 5.1'daki boyutlar uygulanırsa Çizelge 5.2'de yer alan hacimler sırasıyla hesaplanır.

$$V = \frac{4}{3} \pi abc \quad (5.5)$$

Çizelge 5.2 Çizelge 3'teki boyut bilgilerine göre hesaplanmış hacim ve yüzey alanları

	Dragon Dream m ²	ML866 m ²	ML868 m ²
Yüzey Alanı (m ²) 5.4	4824.95	18462.39	43443.41
Yüzey Alanı (m ²) 5.3	4000.52	16969.47	38317.43
Hacim (m ³)	4888.08	44452.41	158041.22

Hacimsel hava direncinin hesaplanabilmesi için öncelikle hava verilerinin elde edilmesi gerekmektedir. Uluslararası Sivil Havacılık Örgütü (ICAO) havacılıkta kullanılan verileri sabit kabul etmektedir. Bunun bir sebebi geleneksel hava taşıtlarının kaldırma kuvvetlerini, sabit kanatlılarda ileri yönlü hareketleriyle, döner kanatlarda kanatların dönüş hareketiyle elde etmesidir. Ancak aerostatik bir hava taşıtı için bu hesap yeterli olmayacaktır. Bu sebeple sırasıyla irtifaya göre hava yoğunluğu ve bu yoğunluğa bağlı olarak değişen kinematik viskozite hesaplanmalıdır. Ardından hız ve hava gemisinin veter hattı boyunca uzunluğuna bağlı olarak yaklaşık bir Reynolds sayısı tespit edilmelidir. Bu hesaplamalar sırasıyla Eşitlikler 2.7 ve 2.11 ile yapılır.

Eşitlik 2.31 kullanılarak ise hava gemisinin maruz kalacağı hacimsel hava direnci üç farklı model için Eşitlik 5.4'ten çıkan sonuçlara göre hesaplanmıştır. Eşitlik 2.24 kullanılarak da N cinsinden hava gemisinin maruz kalacağı hava direnci 120 knots sürat ve üç farklı model için Eşitlik 5.4'ten çıkan sonuçlara göre hesaplanmıştır. Hesaplamalar -60 °C ile +60 °C arasında ve azami süratler göz önüne alınarak yapılmıştır. Bu aralığın seçilme sebebi ise, bu sıcaklıkların sıcak bir yaz gününde bir hava gemisinin farklı irtifalarda görev yapması beklenen uç sıcaklıklar olmasıdır. Daha yüksek sıcaklıklarda hava gemisinin maruz kalacağı hava direnci düşeceği ve detay bir termal sistem tasarımı yapılmayacağı için +60 °C limit sıcaklık kabul edilmiştir. Çizelge 2.3'teki bilgiye göre hava gemilerinin gövdeleri tüm hava direncinin yaklaşık yarısını karşılamaktadır. Hava gemisi üzerinde olması muhtemel diğer direnç bölgeleri için kabaca yapılan hesaplamalar ikiyle çarpılmıştır. En yüksek ve en düşük değerler ile hava gemisinin hareketi için ihtiyaç duyacağı güç deniz seviyesinde hesaplanarak Çizelge 5.3'de verilmiştir. Daha yüksek irtifalarda atmosfer inceleyeceği için ihtiyaç duyulacak güç doğrusal olarak düşecektir. Diğer tüm sonuçlar tez çalışmasının eki olan CD içerisinde yer almaktadır.

Çizelge 5.3 3 farklı model için hacimsel hava direnci, hava direnci ve güç ihtiyaçları

	Dragon Dream		ML866		ML868	
Sıcaklıklar	(-60°)	(60°)	(-60°)	(60°)	(-60°)	(60°)
Hacimsel hava direnci	1,19E-02	1,36E-02	1,05E-02	1,20E-02	9,94E-03	1,14E-02
Hava direnci (N)	21700,46	15842,55	83201,17	60741,51	183747,5	134146,00
Güç İhtiyacı (kW)	1338,58	977,42	5132,23	3747,50	11334,39	8276,25

Hesaplanan güç ihtiyacı, en azından hava gemisinin diğer sistemler olmaksızın hareketi için verilen yüzey alanlarında gerçekleşecek güç üretimine denk olmalıdır. 1942 yılındaki hava gemilerinde kullanılan sistemler için gereken toplam elektriksel yük 28 Voltta 151.36 amperdir [48, p. 87]. Bu değerlerin güç karşılığı 4,24 kW'tır. Bu çalışmada 1942 yılında henüz kullanılmayan ve günümüzdeki hava taşıtlarında yaygın hale gelmiş muhtelif sistemlerle birlikte 10 kW elektriksel yüke ihtiyaç

duyulacağı varsayılmaktadır. Hava gemisinin yüzerliğini kontrol etme amaçlı basınç sisteminin güç ihtiyacı bu değere sonradan ilave edilmektedir.

Elektrik hesaplarına devam etmeden önce hava gemisinin yapısal özellikleri, hacim ve aerostatik özellikleri incelenecektir.

Referans olarak alınan üç ayrı tip hava gemisinden biri olan *Dragon Dream*'in bir kargo bölümü bulunmamaktadır. Pilot mahalli hava gemisinin tüm hacmi göz önünde bulundurulursa ihmal edilebilecek kadar küçüktür. Çizelge 5.1'da yer alan üretici firma tarafından verilmiş kargo bölümü ölçülerine göre hesaplanmış kargo bölümü hacimleri Çizelge 5.2'de yer alan tüm değerlerden çıkarılırsa geriye Çizelge 5.4'deki yer alan hacimler kalmaktadır.

Çizelge 5.4 Yüzer gazın yer alabileceği azami hacim değerleri

Dragon Dream	ML 866	ML 868
4888 m ³	39976 m ³	128504 m ³

Hava gemisinin zarfında kullanılacak malzemenin seçimi bu çalışmanın konusu olmadığı için David J. Bents'in *Long-Duration Low- to Medium-Altitude Solar Electric Airship Concept* (NASA, 2011) isimli makalesinde uyguladığı çözüm olduğu gibi kabul edilecektir. Bu çözüm her biri bir diğeri ile 45° açı yapan 2 mm Kevlar 49 kumaşın arasına ve Kevlar 49 katmanların dışına 1'er mm Kynar poliviniliden diflorid (PVDF) katmanı yerleştirmek şeklindedir [27, p. 2]. Bu şekilde yapıştırıcılarla birlikte yaklaşık 8 mm bir yapı elde edilmiş olur. 230 g/m² ağırlıkta olacak bu yapı 1360 N/cm gerilme dayanabilir. İç kısımda yer alan balonetler iki tarafına da PVDF uygulanmış polyester kumaştan ve yaklaşık 47.6 g/m² ağırlıkta olacaktır [27]. Bu seçimin doğruluğu Eşitlik 3.1'le eğilme momenti ve Eşitlik 3.3'le en düşük basınç hesaplanarak kanıtlanabilir. Öncelikle, Eşitlik 3.1 kullanılarak en yüksek ve en düşük sıcaklıklarda üç ayrı model hava gemisi için eğilme momenti hesaplanmalıdır. Çıkan sonuçlar Eşitlik 3.3 kullanılarak en düşük basınç hesaplanır. Son olarak ise $\sigma_{\theta} = p * D_m / 2t$ eşitliği kullanılarak uygulanması gereken zarf kalınlığı hesaplanır. Anlık rüzgâr hızı Bölüm 3.1.1'de verilmiş olan 10,7 m/sn kabul edilmiştir. Elde edilen değerler Çizelge 5.5'te gösterilmektedir.

Çizelge 5.5 3 Farklı model hava gemisi için eğilme momenti, asgari basınç ve Hoop gerilimi değerleri

		Dragon Dream	ML 866	ML 868
- 60 °C	Eğilme momenti	409079,43 Nm	5042853,57 Nm	12664576,3 Nm
	Minimum basınç	3289 Pa	3838 Pa	2945 Pa
	Hoop gerilimi	480.2 N/cm ²	1034 N/cm ²	1027 N/cm ²
+ 60 °C	Eğilme momenti	261302,87 Nm	3221164,52 Nm	8089603,08 Nm
	Minimum basınç	3230 Pa	3722 Pa	2883 Pa
	Hoop gerilimi	471.6 N/cm ²	1003.1 N/cm ²	1005.4 N/cm ²

Çizelge 5.5'teki Hoop gerilimleri 1360 N/cm²'den düşük olduğu için zarf kumaşı azami eğilme momentini ve dengelemek için gerekli iç basıncı sağlayacaktır.

Dış çeperde kullanılacak PVDF'in yüksek yalıtım özelliği sayesinde zarf içerisinden kaçacak yüzer gaz 4,92 cm³/m²saat olacaktır. Gün boyu 1 kg'a yakın bir yüzer gaz kaybı beklenmelidir [27, p. 2].

Eşitlik 2.22 kullanılarak tasarım irtifası olan 12.000 fit için zarf içerisinde olması gereken gaz miktarı hesaplanabilir. Bunun için önce Eşitlik 2.14'de yer alan gazların yoğunluk oranı hesaplanmalıdır. Bunun için 3650 metre irtifada 0 °C sıcaklıkta hava yoğunluğu 0,8785 kg/m³ ile deniz seviyesinde 0 °C sıcaklıkta 1,2933 kg/m³ yoğunluk değerleri kullanıldığında 0,6792 değeri elde edilmektedir. Çizelge 5.7'de ayrı tip hava gemileri için gerekli olan gaz miktarı verilmiştir. Bu hesapta dikkat edilmesi gereken husus, tavan yüksekliği olarak belirlenmiş 3650 metre irtifanın üzerinde bu miktarda yüzer gaz ile sıfır kaldırma kuvveti elde edileceğidir. Hesabın doğruluğu için güvertede taşınması gereken hidrojen tanklarının kaplayacakları hacmin de toplam hacimden çıkarılması gerekmektedir. Güverte hidrojen tanklarının hacimleri ve ağırlıklarını sırasıyla Eşitlik 4.29, 4.30, 4.31 ve 4.32 kullanarak hesaplanmış ve değerler üç ayrı tip hava gemisine göre Çizelge 5.6'da verilmiştir.

Çizelge 5.6 Üç ayrı tip hava gemisine göre güverte hidrojen tanklarının hacimleri ve ağırlıkları

	Dragon Dream	ML 866	ML 868
Ağırlık	1238,77 kg	4730,74 kg	10439,7 kg
Hacim	47,99 m ³	183,26 m ³	404,41 m ³

Çizelge 5.7 3 ayrı tip hava gemisi zarf içerisinde olması gereken gaz miktarı

Dragon Dream	ML 866	ML 868
4251,58 kg	38886,16 kg	138469,65 kg

Eşitlik 2.17 kullanılarak ise 3 ayrı tip hava gemisinin yüzer gaz olarak hidrojen ve helyum kullandıkları durumlarda deniz seviyesinde sahip olacakları kaldırma kuvveti hesaplanabilir. Hesaplar Çizelge 5.8’de yer almaktadır.

Çizelge 5.8 3 ayrı tip hava gemisinin zarf içerisindeki yüzer gazın hidrojen ve helyum olma durumlarında kaldırma kuvvetleri

	Dragon Dream	ML 866	ML 868
Hidrojen	56925,23 kg	520654,06 kg	1853995,79 kg
Helyum	26535,49 kg	242701,04 kg	864233,56 kg

Çizelge 5.8’de yer alan değerler ışığında hava gemisi zarfının tamamen yüzer gaz ile dolu olduğu senaryoda kabaca ihtiyaç duyulandan çok daha yüksek bir kaldırma kuvveti elde edildiği görülmektedir. Gerçek kıyası yapabilmek için hava gemisinin tüm ağırlığını hesaplamak gerekmektedir.

Bölüm 4’te güneş enerji sisteminin bileşenlerinin kilovat güç başına tahmini ağırlıkları verilmektedir. Bu tahmini ağırlık değerleri güç ihtiyacına FAA’in 1.5 emniyet faktörü uygulanarak hesaplanmaktadır. Ayrıca yukarıda bahsedildiği gibi güvertede yer alacak aviyonik sistemlerin güç ihtiyacı olan 10 kW’da bu değere eklenmelidir. İleri yönlü hareket için güç ihtiyacı düşük sıcaklık ve düşük irtifada en yüksek olacaktır. Bu sebeple en yüksek güç ihtiyacı değerine aviyonik sistemlerin güç ihtiyacının eklenmesi daha güvenli bir çözüm olacaktır. Hava gemisinin güvertesinde ayrıca bulunması gereken vinç ve dikey iniş kalkış sistemi (VTOL) için gereken güç miktarları, iki koşulda da ileri yönlü harekete ihtiyaç duymayacakları ve tüm gücün bu sistemlere aktarılabilmesi ihtimalinden ötürü ihmal edilmiştir.

Bu değerler sırasıyla şöyledir: Dragon Dream için 1867.58 kW, ML 866 için 7132.12 kW ve son olarak ML 868 için 15739 kW. Aşağıdaki Çizelgede bu değerler için hesaplanan muhtelif sistemlerin ağırlıkları ve toplam ağırlıkları yer almaktadır. Yapısal ağırlıkları Çizelge 3.1’te verilen ağırlık değerlerine göre ekstrapolasyon ve interpolasyon yapılarak yaklaşık olarak hesaplanmıştır. Güç depolama birimlerinin kullanımları güneş gözelerinin üretebildiği güç ve hava gemisinin güç ihtiyacı ile

doğrudan ilişkilidir. Güneş gözelerinin ürettiği güç ise aya ve hava gemisinin irtifa ve oryantasyona, ihtiyaç duyulan güç ise hava gemisinin süratine ve irtifasına bağlıdır. Çok değişkenli bu eşitlik içindeki en akılcı çözüm depolama birimlerinin her zaman günün yarısı boyunca çalıştıklarını varsaymak olacaktır. Bu şekilde Eşitlik 4.29 kullanılarak hidrojen yakıt pillerinin ihtiyaç duyduğu hidrojen miktarları Dragon Dream için 1296 kg/gün, ML 866 için 5184 kg/gün ve ML 868 için 11664 kg/gün olarak hesaplanmıştır. Hidrojen tankları ve oksijen endüksiyon sistemlerinin ağırlıkları sırasıyla eşitlik 4.32 ve Çizelge 4.2 temel alınarak hesaplanmıştır. Elde edilen tüm değerler Çizelge 5.9’de verilmektedir.

Çizelge 5.9 Hava gemisi bileşen ağırlıkları

	Dragon Dream	ML 866	ML 868
Güneş Gözeleri	1867,85 kg	7132,12 kg	15739 kg
Kolektör şebeke ağı ~%35 güneş gözleri	653,75 kg	2496,24 kg	5508,65 kg
Su elektrolizör ve hidrojen jeneratörü	5248,65 kg	20041,26 kg	44226,59 kg
Hidrojen yakıt pilleri	6761,61 kg	25818,27 kg	56975,18 kg
Termal yönetim sistemi	150 kg	150 kg	150 kg
Su geri kazanım sistemi	100 kg	100 kg	100 kg
Hava gemisi yapısal	~1000 kg	~7000 kg	~21000 kg
Hidrojen endüksiyon sistemi	2279,68 kg	9120,84 kg	20517,14 kg
Hava endüksiyon sistemi	1738,68 kg	6638,9 kg	14650,5 kg
Motorlar ve askıları	~300 kg	~1000 kg	~2300 kg
Hidrojen Tankları	1238,77 kg	4730,74 kg	10439,7 kg
Hidrojen ağırlığı	1238,77 kg	4730,74 kg	10439,7 kg
Yüzer Gaz	4251,58 kg	38886,16 kg	138469,65 kg
Toplam	26829,34 kg	127845,27 kg	340516,11 kg

Yukarıdaki toplam değerlere kargo ağırlıkları eklendiğinde dahi hava gemilerinin bu ağırlıkları kaldırabilecekleri Dragon Dream için yüzer gaz olarak helyum kullanıldığı durum hariç görülebilir. Bu noktada, uçuş zarfı çizilmeden önce hesaplanması

gereken son değer hava gemisinin yüzeyine düşen güneş ışınlarının güneş gözelerinin verimlerine bağlı olarak üreteceği elektrik enerjisidir. Bu değer hava gemisinin hareketini hangi enlemlerde sağlayıp sağlayamayacağını göstermektedir.

Bu noktada ilk olarak Rusya Federal Hidrometroloji ve evresel İzleme Servisinin Oimyakon, Yakutks, Ekaterinburg, Omsk, Samara, Petropavlovsk, Irkutsk, Sakhalinsk ve Vladivostok için 2014 yılı verileri kullanılmıştır. Söz konusu ölçüm istasyonları Sibirya boyunca hemen hemen aynı enlemlerde yer almaktadır. Ek olarak, bu değerlerle karşılaştırma yapmak için ekvatora daha yakın, Endonezya Bukit Kototobang ve Avustralya Brome'nin değerleri kullanılmıştır. Ölçülen değerler yanında aynı noktalar için hiç gölge olmama senaryosuyla da güneş enerjisi hesabı yapılmıştır. Yayılı güneş ışıması için her iki koşulda da ölçülen değerler kullanılmaktadır. Tüm veriler tez çalışmasının eki olan CD içerisinde yer almaktadır.

Şekil 4.9'da gösterildiği üzere tek katmanlı, tek kristal GaAS güneş gözelerinin 2016 yılı itibariyle verimleri %27,5'tir. Bu verimin yakın gelecekte daha yüksek olması ya da hali hazırda geliştirilmiş olan ve 2016 yılı itibariyle ~%47 verime ulaşmış olan çok katmanlı güneş gözelerinin bir hava gemisinin zarfını rtebilecek kadar esnek ve dayanıklı üretilmesi beklenebilir. Ancak bu çalışmada verim hesabında %27,5 kullanılmaktadır.

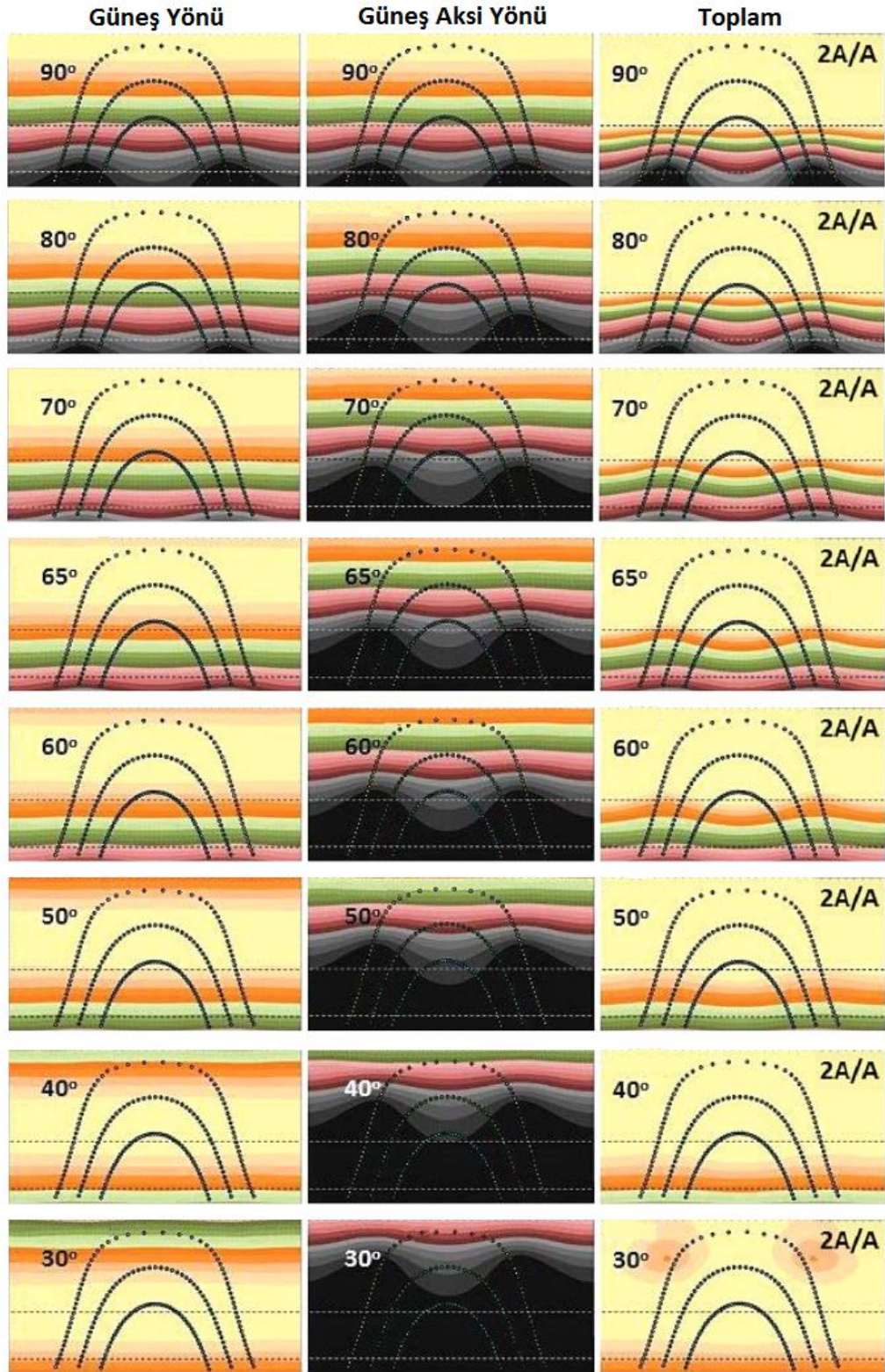
Bu hesaplar yapılırken sırasıyla önce Rusya Federal Hidrometroloji ve evresel İzleme Servisinin J/cm^2 olarak ölçtüğü direkt ve yayılı güneş ışıması verileri 2,77 faktör ile W/m^2 'ye çevrilmiştir. Ardından Eşitlik 4.4 ve 4.5 kullanılarak sırasıyla saat açısı ve deklinasyon açıları hesaplanmıştır. Deklinasyon açısı hesabı yapılırken, Rusya Federal Hidrometroloji ve evresel İzleme Servisinin verilerinin aylık ortalama olmalarından ötürü hesap yapılan ayın ortasına gelen günün yılın ilk gününden itibaren sayısal değeri kullanılmıştır. Daha sonra Eşitlik 4.3 kullanılarak Zenith açısı hesaplanmıştır. Eşitlik 4.6 doğrudan güneş ışıınımı hesabı için kullanılmıştır. Eşitlik 4.6 için kullanılan sabitler Bölüm 4.2'de belirtilmektedir. Eşitlikte kullanılan irtifa değerleri Rusya Federal Hidrometroloji ve evresel İzleme Servisinin raporunda yer alan istasyon irtifalarıdır. Eşitlik 4.15 ile Azimut açısı hesaplanmış ve tüm bu açı değerleri Eşitlik 4.18'de kullanılarak da hava gemisinin eksenel oryantasyonuna göre güneş geliş açısı hesaplanmıştır.

Eksenel oryantasyona göre hava gemisine güneş geliş açısının hesabı, hava gemisinin günün saati ve hava gemisinin hareket yönüne göre doğrudan güneş ışınlamının düşebileceği iz düşüm alanının değişmesidir. Yukarıda yer verilen hesaplardan sonra iz düşüm alanının hesabı aşağıda ifade edilmektedir. İz düşüm alanı hesabı için Çizelge 5.2’de verilmiş olan Eşitlik 5.4 kullanılarak hesaplanmış dalmış cismin yüzey alan değerleri kullanılmaktadır.

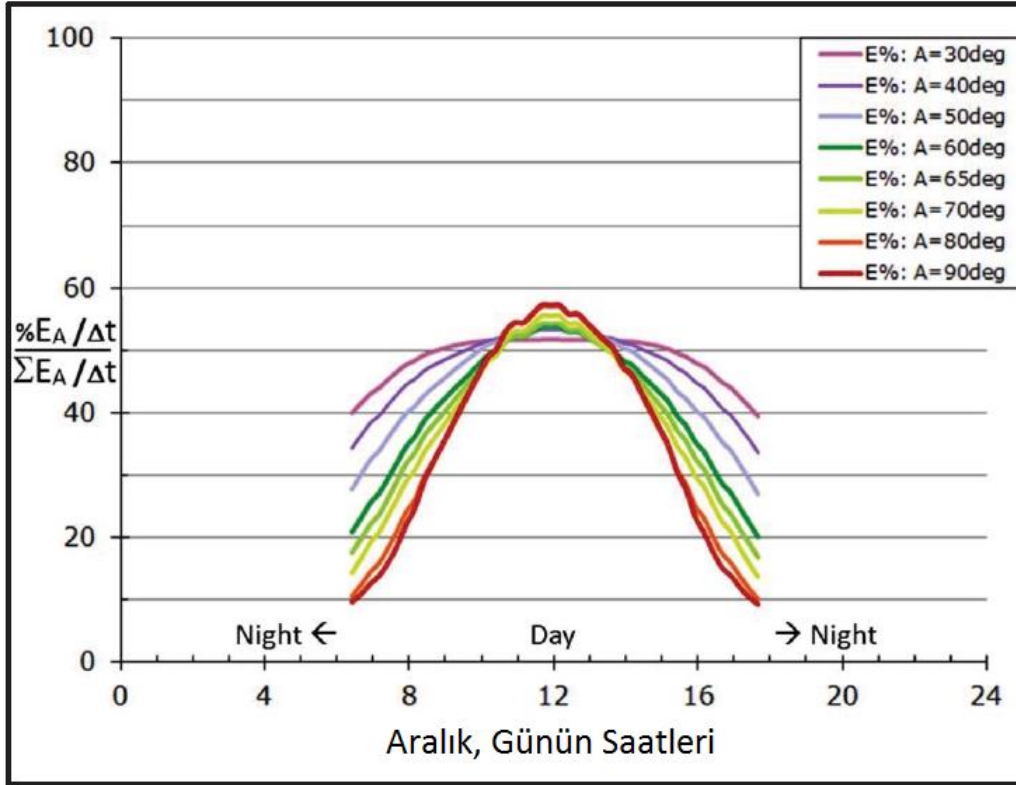
Ancak bu noktada daha isabetli bir hesap yapmak mümkün olabilir. Hava gemilerinin aerodinamik kavisli yüzeyleri sebebiyle günün herhangi bir anında birim yüzeye farklı açılarla güneş enerjisi düşecektir. Bu sebeple günün herhangi bir anında farklı yüzeyler farklı miktarlarda güneş enerjisi alacaktır. Güneş enerji ile çalışabilecek hava taşıtlarının hesapları için NASA SolFlyte isimli bir yazılım geliştirmiştir [49]. Thomas A. Ozoroski, Craig L. Nickol ve Mark D. Guynn’nin “High Altitude Long Endurance UAV Analysis Model Development and Application Study Comparing Solar Powered Airplane and Airship Station-Keeping Capabilities” isimli çalışmalarında üç eksenli bir elipsoidin iki yanında, yatay eksenle 90, 80, 70, 65, 60, 50, 40 ve 30 derece açı yapan birim genişlikte alanlara düşecek güneş enerjisini SolFlyte kullanarak hesaplamışlardır [50, pp. 33 - 36]. Vardıkları sonuçlar Şekil 5.2’de verilmiştir.

Şekil 5.2’nin ilk sütunu elipsoit bir hava gemisinin güneşe bakan yönü, ikinci sütunu hava gemisinin diğer tarafını, üçüncü sütun ise bu ikisinin toplamını ifade etmektedir. Her bir grafikte yer alan üç eğri yukarıdan aşağıya sırasıyla haziran, mart ve aralık aylarında güneş açısına karşı güneşin gökyüzündeki pozisyonuna göre çizilmiştir.

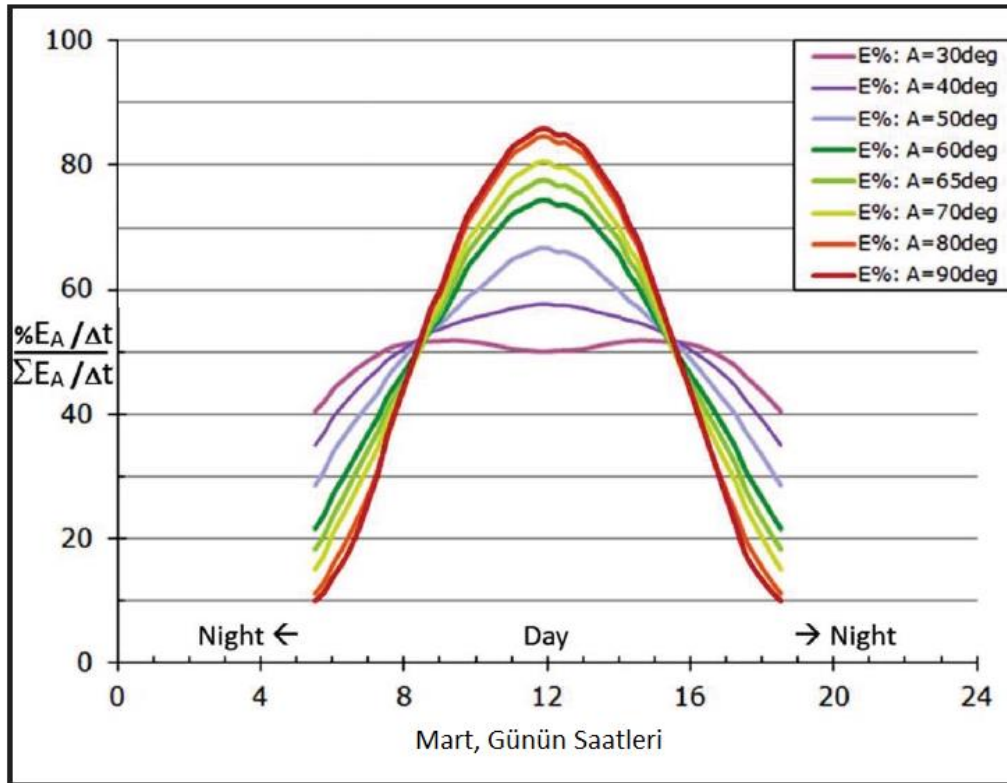
SolFlyte gelen güneş enerjisini görselleştirmek için renk kodları kullanmaktadır. Sarı – turuncu %75’ten büyük, yeşil %50 - %70, kırmızı %25 - %50 ve siyah – gri %0 - %25 aralığını ifade etmektedir. Aynı çalışmada Thomas A. Ozoroski ve diğerleri, aynı verileri kullanarak, üç ayrı ay için günün saatlerine göre 90, 80, 70, 65, 60, 50, 40 ve 30 derece açılarda yüzeye düşecek güneş enerjisini de karşılaştırmıştır. Karşılaştırmalar azami enerji düzeyi ile saatlik enerji değerlerini karşılaştırmaktadır. Değerler boyutsuzdur. Ayrıca hesapların yapıldığı enlemler 30° – 50° kuzey enlemleri olarak belirtilmiştir.



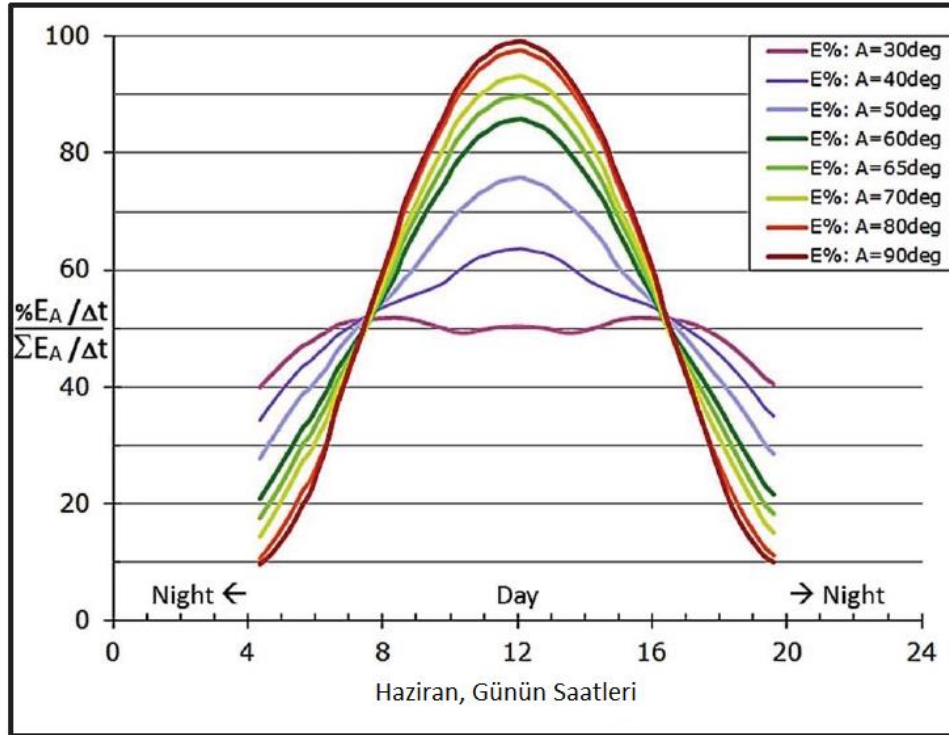
Şekil 5.2 SolFlyte ile Güneş Enerjisi Hesapları



Şekil 5.3 Aralık ayında 90, 80, 70, 65, 60, 50, 40 ve 30 dereceler için güneş enerjisi



Şekil 5.4 Mart ayında 90, 80, 70, 65, 60, 50, 40 ve 30 dereceler için güneş enerjisi



Şekil 5.5 Haziran ayında 90, 80, 70, 65, 60, 50, 40 ve 30 dereceler için güneş enerjisi

Yukarıda sonuçları verilmiş olan analizde kullanılan araç SolFlyte NASA tarafından talep üzerine paylaşılmaktadır. Ancak tez çalışması için yazılım talep edilmiş ancak çalışma süresi içerisinde kurumdan bir geri dönüş olmamıştır. Aynı hesapların başka bir yöntem ile yapılması bu çalışmanın kapsamında değildir. Bu sebeple hesaplar için iz d   m alanı yaklaşımı kullanılmıştır.

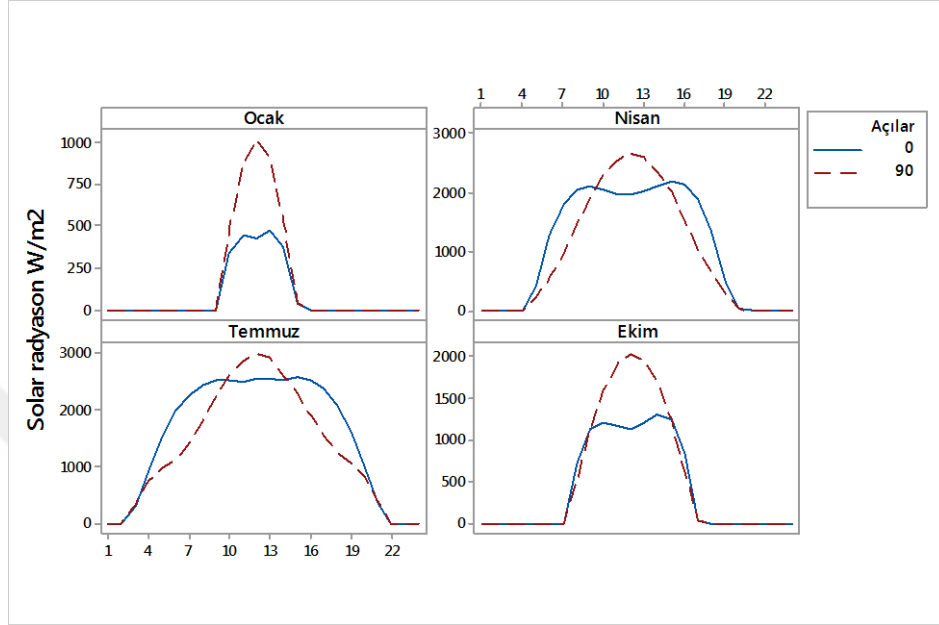
Eşitlik 4.20 yardımıyla ise iz d   m alanı hesaplanmaktadır. Bunun ardından aşağıdaki eşitlik kullanılarak toplam g   hesaplanmaktadır. Eşitlikteki 0,3 ortalama yansıyan güneş ışınımı değeridir.

$$P_t = A_p * E_D + A_w * (0,3 * E_D + E_S) \quad (5.6)$$

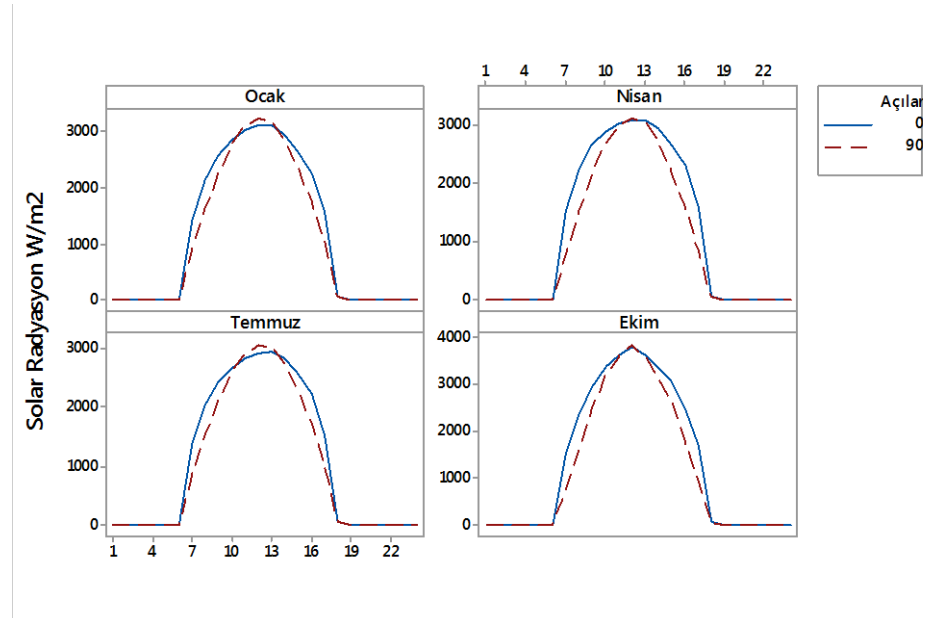
Son olarak elde aylık ortalama üzerinden saatlik verilen toplamına %27,5'lik güneş gözesi verimi uygulanmaktadır. Hesaplanan tüm değerler tez çalışmasının eki olan CD içerisinde yer almaktadır. Şekil 5.6'da Oimyakon için hava gemisinin hareket ekseninin güneş geliş açısına göre 0  ve 90  olduğu pozisyonlarda Ocak, Nisan, Temmuz ve Ekim aylarında günün saatlerine göre teorik hesap grafikleri verilmektedir.

Şekil 5.8 aynı grafiğin Bukit Kototobang için çizilmiş olanıdır. Tez çalışmasının eki olan CD içerisinde yer alan sonuçlardan yaklaşık olarak seçilen iki noktanın

eğrilerine yakın sonuçlar elde edilecektir. Bu iki noktanın seçilme sebebi Oimyakon'un 63° kuzey enleminde ve Bukit Kototobang'ın 0,2° derece güney enleminde yer alıyor olmasıdır. Bu iki nokta arasındaki fark hava gemisinin operasyon alanında en zorlu ve en ideal iki alan arasındaki farkı ifade etmektedir.



Şekil 5.6 Günü saatlerine göre Ocak, Nisan Temmuz ve Ekim aylarında Oimyakon için hava gemisi ekseninin güneş geliş açısıyla 0° ve 90° açı yaptığı durumda hava gemisi üzerine düşen güneş ışınlımı



Şekil 5.7 Günü saatlerine göre Ocak, Nisan Temmuz ve Ekim aylarında Bukit Kototobang için hava gemisi ekseninin güneş geliş açısıyla 0° ve 90° açı yaptığı durumda hava gemisi üzerine düşen güneş ışınlımı

Bu iki grafiği, ekvatora yakın bölgelerde yıl içerisinde mevsimlere göre güneş ışınlamı nda önemli bir değişiklik olmazken, kuzey ve güney enlemlerde 1000 W/m^2 'ye kadar bir fark oluşmaktadır şeklinde yorumlamak mümkündür.

Ayrı tip olarak ele alınan hava gemilerinin tüm operasyon alanını belirlemek hava gemilerinin kullanılabilirlikleri yönünden önemli bir veri olacaktır. Bu sebeple, tüm değişkenler üzerinden tekil ve sonrasında da çoğul şekilde deneme yanılma ile bir uçuş zarfı çizmek bir yöntem olabilir. Havacılıkta yaygın kullanılan *Placard*¹² diyagramı ya da V-n diyagramları hareket halinde olan bir hava taşıtının kanat yüzeylerinin hareketten ötürü oluşturacağı kaldırma kuvvetinin irtifaya göre değiştiğini göstermek için kullanılan bir gösterimdir. Güneş enerjisi ile hareket edecek bir hava gemisi ise, irtifa arttıkça incelen havadan ötürü daha hızlı hareket edebilecektir. Burada, güneş enerjisi ile hareket eden bir hava gemisinin tavan yüksekliği yapısal tasarımıyla doğru orantılıdır. Literatürde bu konuyla ilgili tanımlı bir gösterim bulunmamaktadır.

Gelinen noktada güneş enerjisi ile hareket eden bir hava gemisi için bağımlı beş değişken olduğu söylenebilir. Bunlar seyir hızı, irtifa, hava gemisinin bulunduğu enlem, hava sıcaklığı ve hava gemisinin güneşe göre oryantasyonudur. Bu değerler temel alınarak deneme yanılma yöntemiyle uçuş zarfına yakın bir sonuç elde etmek mümkün olabilir.

Bu amaçlar öncelikle yukarıda isimleri geçen tüm istasyonlar için ölçülen ve hesaplanan güneş ışınlamı verileri kullanılarak üç ayrı tip hava gemisi için aylara göre azami hız değerleri güneş geliş açısına göre hava gemisinin istikamet açısının 0° ve 90° koşullarda hesaplanmıştır. Limit değer olarak 120 knot kullanılmıştır. Elde edilen tüm sonuçlar tez çalışmasının eki olan CD içerisinde yer almaktadır. Çıkan sonuçlara göre mevsimsel geçişlere bağlı olarak iki yarım kürede de kış aylarında tasarım kriteri olan 120 knot hıza ulaşmak sadece güneş enerjisi ile mümkün olmamaktadır. Bu konuda daha kapsamlı bir değerlendirme sonuç bölümünde yer almaktadır. Şekil 5.8, Şekil 5.9, Şekil 5.10, Şekil 5.11, Şekil 5.12 ve Şekil 5.13'de

¹² *Placard* diyagramı, bir hava taşıtının yapısal tasarım hava hızının irtifanın bir fonksiyonu olarak ifade eden bir zarf diyagramıdır.

farklı istasyonlar ve farklı irtifalar için hız değerlerinde aylara göre değişim olduğu gösterilmektedir. Hız değerleri aşağıdaki eşitlik kullanılarak hesaplanmıştır.

$$V = \left(\frac{\left(0.172 \left(\frac{l}{d} \right)^{\frac{1}{3}} + 0.252 \left(\frac{d}{l} \right)^{1.2} + 1.032 \left(\frac{d}{l} \right)^{2.7} \right)}{\left(\frac{l}{\mu} \right)^{\frac{1}{6}}} \rho A \right)^{\frac{6}{17}} \quad (5.7)$$

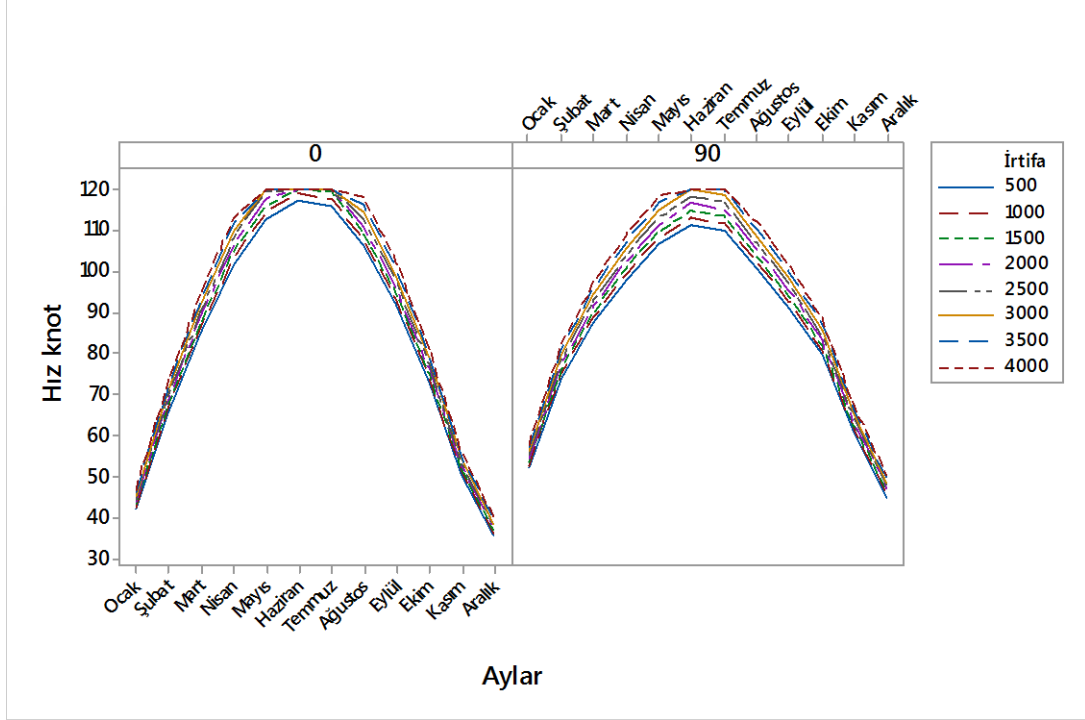
5.3 Sonuçlar ve Değerlendirme

Yapılan analitik hesaplar sonucunda aşağıda yer alan grafikler elde edilmiştir. Bu grafiklere istinaden güneş enerjisi ile çalışan bir hava gemisi tasarımının beklendiği şekilde kış aylarında yüksek enlemlerde hedef değerlerden saptığı ancak yaz aylarında limit değerin üzerinde performans gösterebildiği söylenebilir. Grafiklerin gösterdiği bir başka sonuç ise, büyük boyutlu tasarımın küçük boyutlu olanlardan daha yüksek performans sergilemektedir. Bir başka husus da her modelin Ekvator kuşağında hedef değere ulaşmakta zorlanmasıdır. Bu durumun en iyi açıklaması, yıl içerisinde bazı aylarda hava gemisine dik ya da dike yakın açılarla gelen güneş enerjisinin, hava gemisinin tasarım geometrisine uygun olmamasıdır. Daha yayvan bir tasarım yüksek bir ihtimalle daha başarılı olacaktır. Zaman kısıtından ötürü daha yayvan tasarım tez kapsamında ele alınmamıştır. Başlangıç hedefleri arasında yer alan ölçülen değerlerin hesaplanan değerler ile kıyası ise, elde edilebilen verilerin bir yıllık dilimi kapsamaması sebebiyle yapılmamıştır. Elde edilen tüm sonuçlar eklerde yer almaktadır. Ölçülen ve hesaplanan değerler arasında bir miktar sapma bulunmaktadır. Bu sapma Çizelge 5.10'da ölçüm istasyonlarına göre en yüksek ve en düşük olarak verilmiştir.

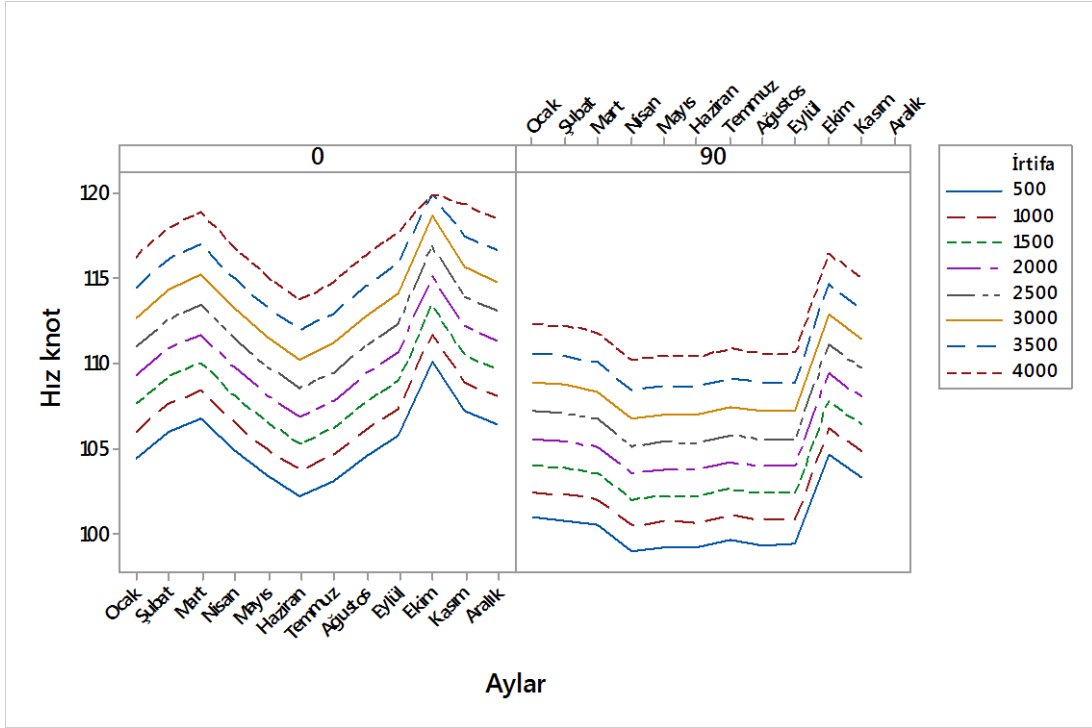
Çizelge 5.10 Ölçülen ve hesaplanan değerlerin sapma miktarları

Ölçüm İstasyonu	En yüksek sapma %	En düşük sapma %
Oimyakon	34,31	6,88
Yakutks	45,22	6,8
Ekaterinburg	28,44	10,88
Omsk	28,12	6,59
Samara	33,41	9,10
Irkutsk	28,89	8,06
Sakhalinsk	19,16	4,87
Vladivostok	19,86	7,5
Bukit Kototobang	17,50	6,87
Brome	23,43	0,25

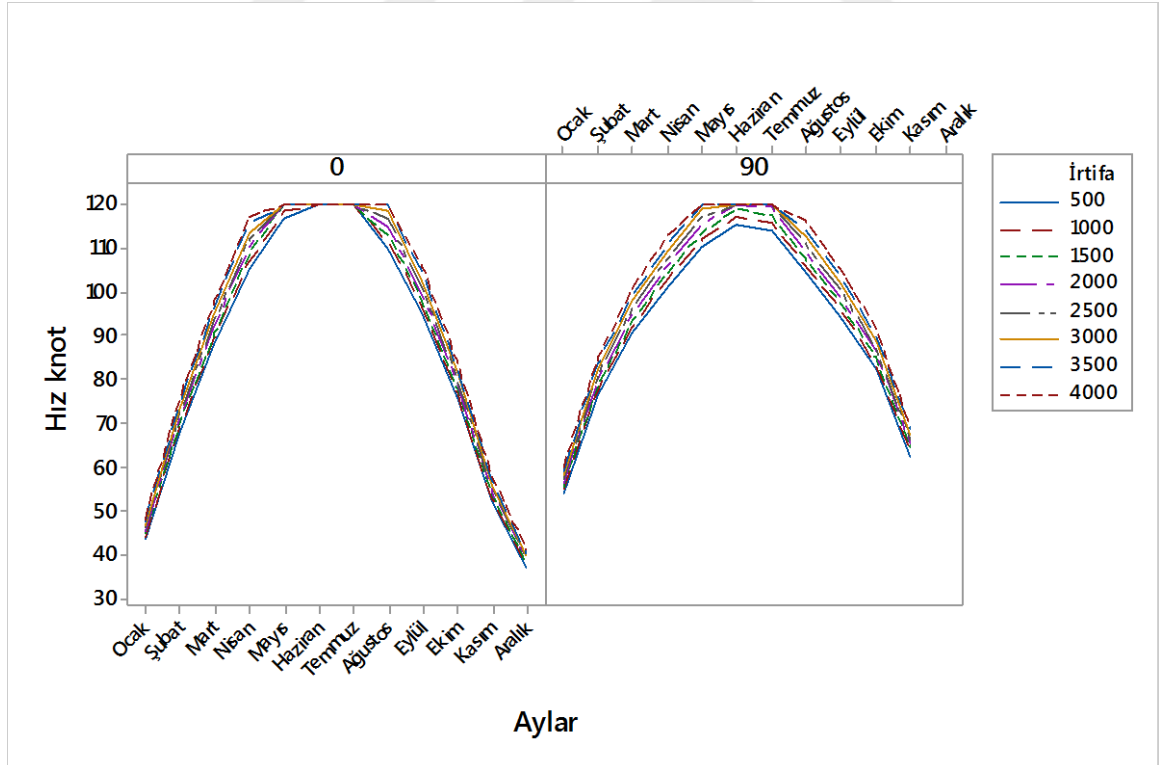
En yüksek sapma her ölçüm istasyonu için ocak ayında gerçekleşmektedir. En düşük sapma ise istasyondan istasyona değişmekte, bahar ile yaz aylarına denk gelmektedir. İrtifa arttıkça sapma miktarı azalmaktadır. Bunun bir sebebi gerçek değerleri ayresol optik derinliği ve buhar sütunun etkiliyor olmasıdır. Bir diğer sebebi ise 120 knot hız limitinden ötürü yüksek irtifalarda değerlerin birbirlerine daha yaklaşabilmeleridir. En düşük sapma 17 ° 57 ' Güney enlemiyle Brome'de, en yüksek sapma ise 62 ° 05 ' Kuzey enlemiyle Yakutsk'da gerçekleşmiştir.



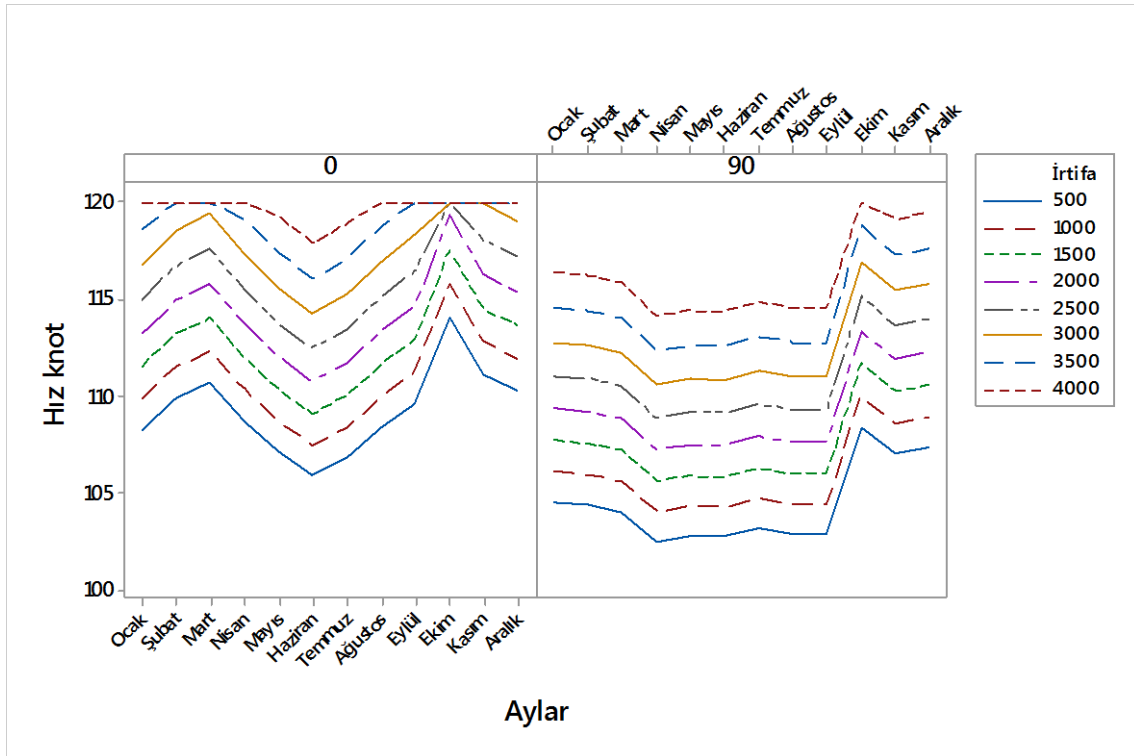
Şekil 5.8 Oimyakon'da Dragon Dream'in güneş geliş açısı ile 0° ve 90° yaptığı durumda aylara göre hızlar



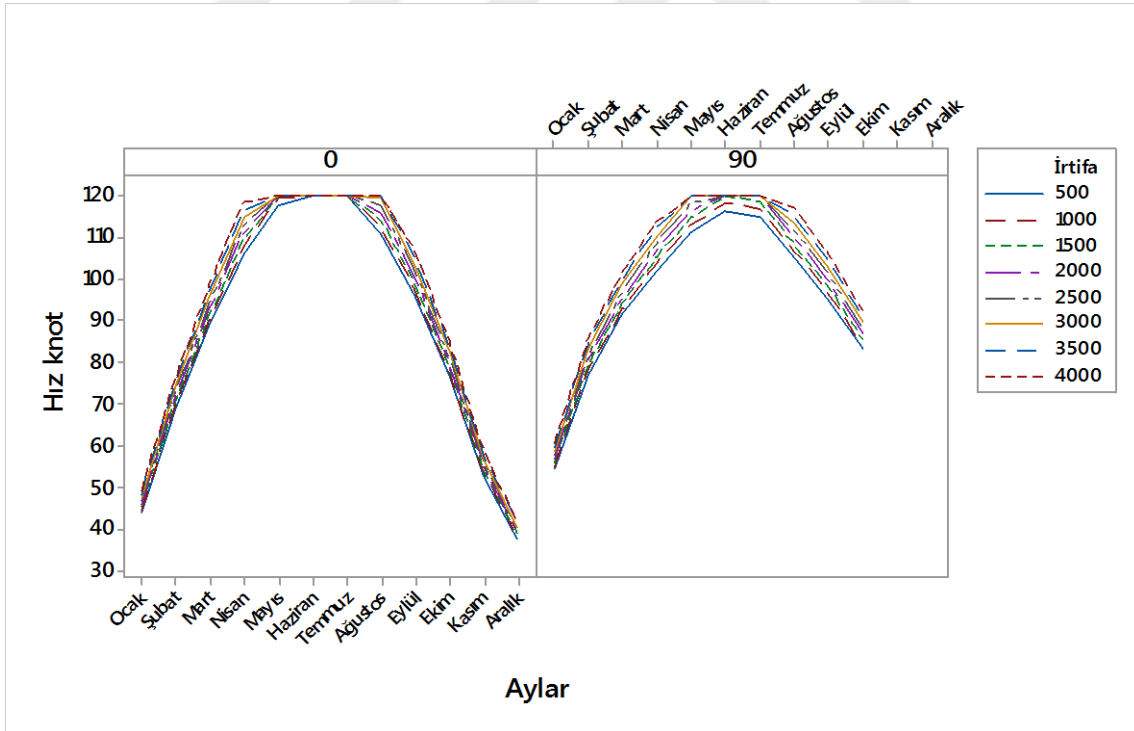
Şekil 5.9 Bukit Kototobang'da Dragon Dream'in güneş geliş açısı ile 0° ve 90° yaptığı durumda aylara göre hızlar



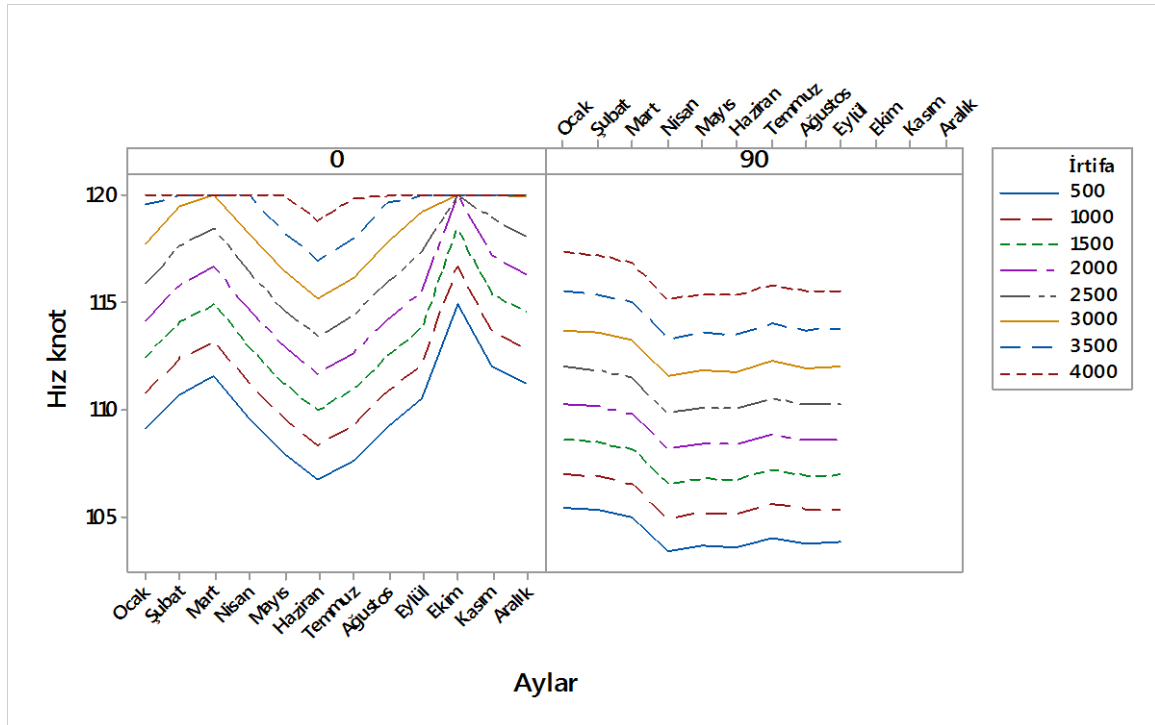
Şekil 5.10 Oimyakon'da ML866'nın güneş geliş açısı ile 0° ve 90° yaptığı durumda aylara göre hızlar



Şekil 5.11 Bukit Kototobang'da ML866'nın güneş geliş açısı ile 0° ve 90° yaptığı durumda aylara göre hızlar

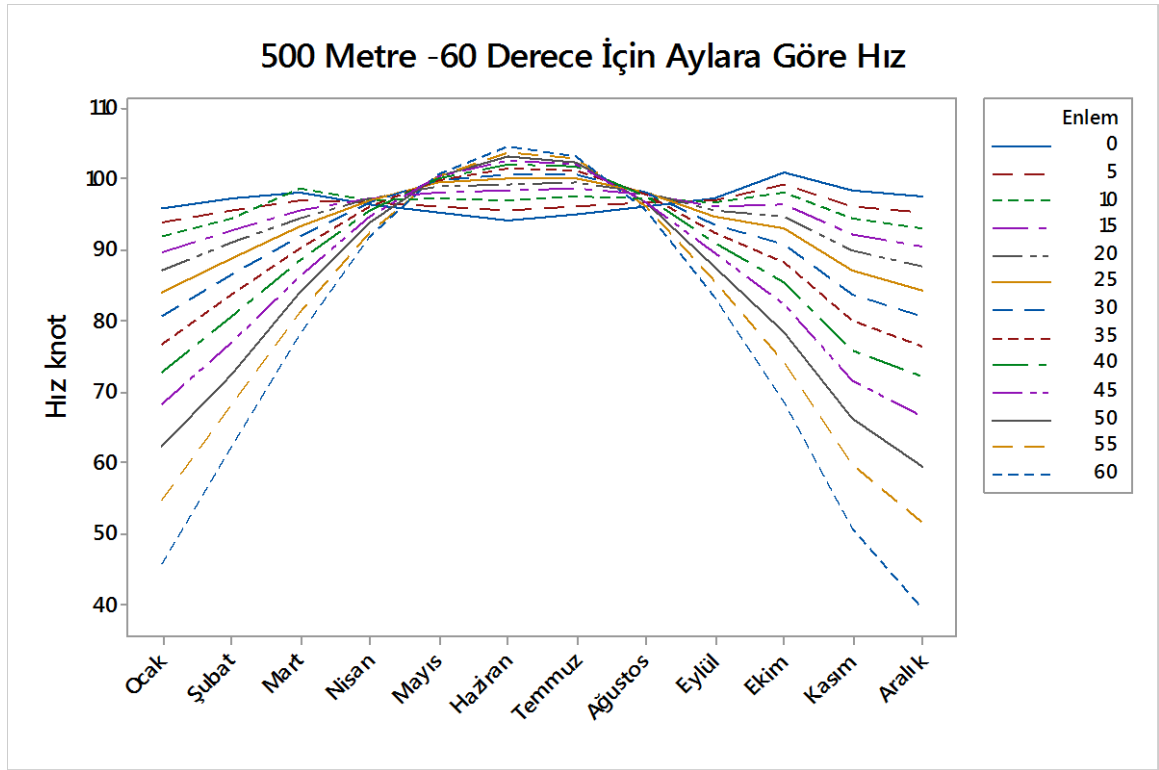


Şekil 5.12 Oimyakon'da ML868'in güneş geliş açısı ile 0° ve 90° yaptığı durumda aylara göre hızlar

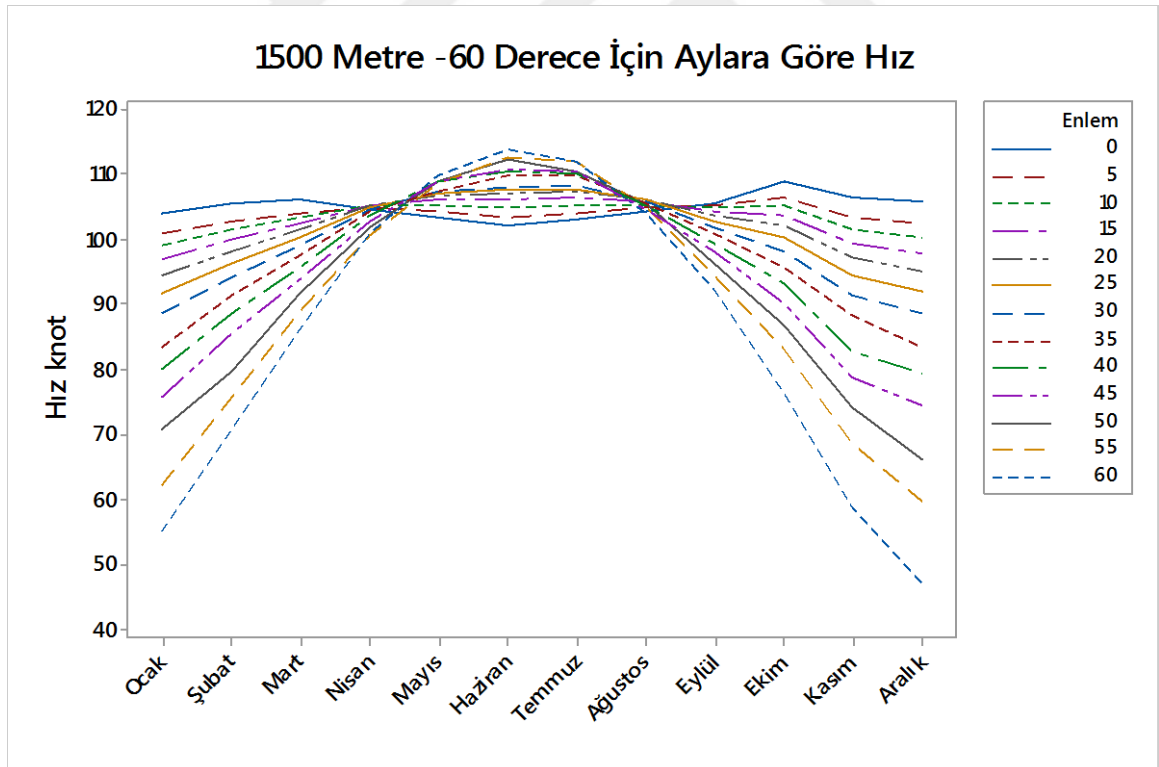


Şekil 5.13 Bukit Kototobang'da ML868'im güneş geliş açısı ile 0° ve 90° yaptığı durumda aylara göre hızlar

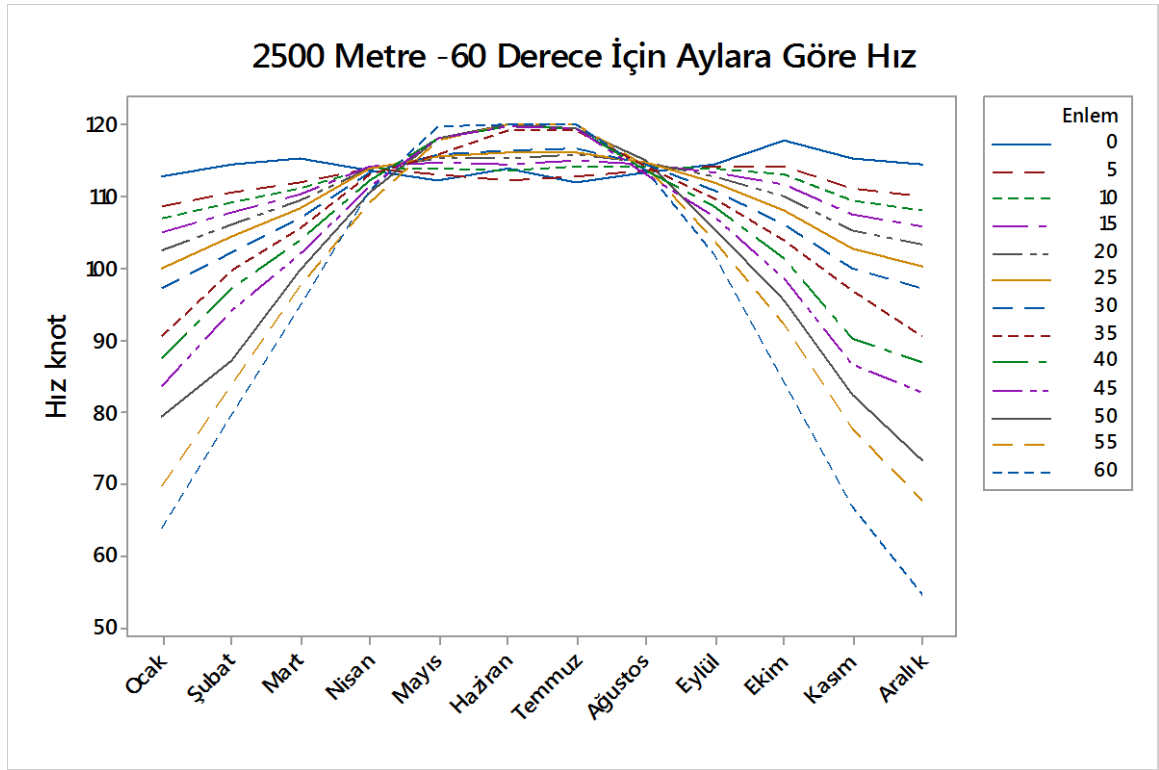
Operasyonel sahanın tümünde erişilebilecek azami hızların tespiti yukarıda bahsedilen uçuş zarfına yakın bir gösterimin elde edilmesini sağlayacaktır. Bu amaçla yukarıda değinilen istasyonlardan en kuzeyde yer alan Oimyakon'un ve ekvatora en yakın istasyon Bukit Kototobang'ın yayılı güneş ışınlı değerlerinin enlemlere göre geometrik ortalamaları kullanılarak azami hız değerleri hesaplanmıştır. Hesap yapılırken 0° ile 60° kuzey enlemleri baz alınmış ve hesap -60 °C ile 0 °C aralığı için yapılmıştır. Şekil 5.14, Şekil 5.15, Şekil 5.16 ve Şekil 5.17'deki değerler sadece -60 °C için ve sırasıyla 500, 1500, 2500 ve 3500 metre irtifalar içindir. Diğer koşullar için yapılmış olan hesaplar yaklaşık olarak aynı sonuçları üretmektedir. Hesaplar için sadece Dragon Dream göz önünde bulundurulmuştur. Ayrıca bu hesaplar teorik güneş ışınlı değerlerine dayanmaktadır. Dikkat edilmesi gereken bir husus, aşağıdaki grafiklerin Şekil 4.1'le uyum içinde olduklarıdır.



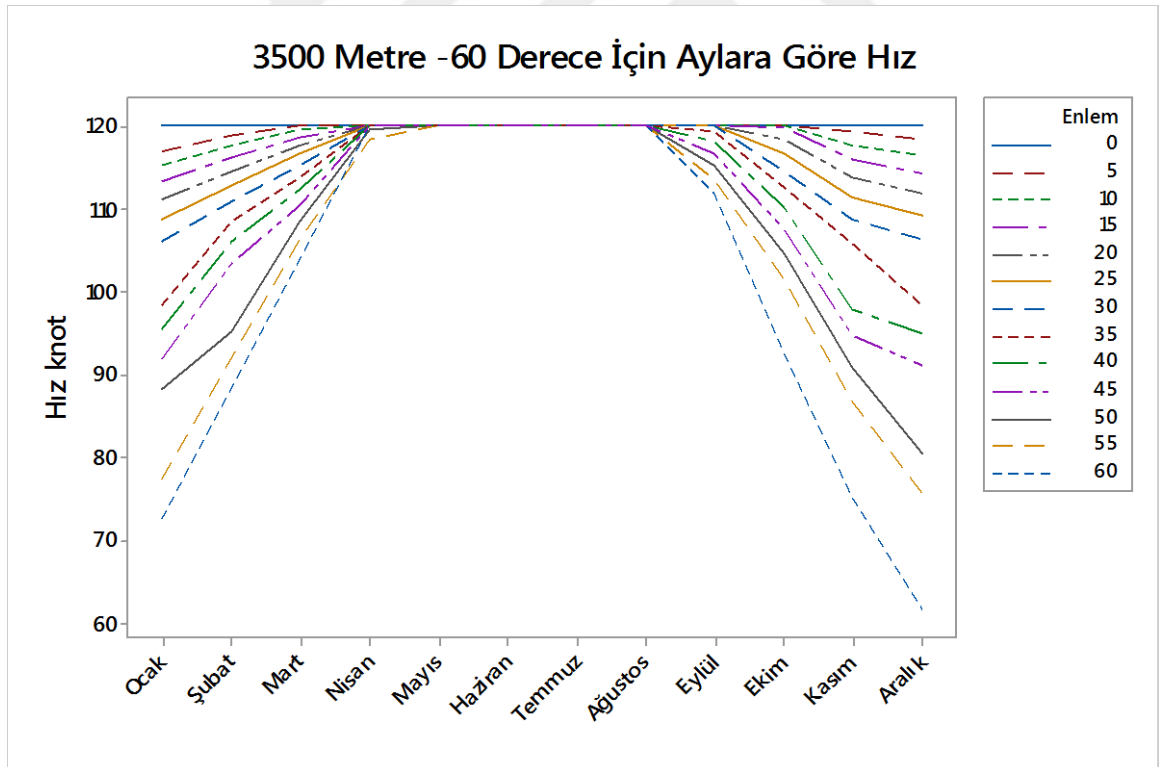
Şekil 5.14 500 Metre – 60 °C için Aylara Göre Hız



Şekil 5.15 1500 Metre – 60 °C için Aylara Göre Hız



Şekil 5.16 2500 Metre – 60 °C için Aylara Göre Hız



Şekil 5.17 3500 Metre – 60 °C için Aylara Göre Hız

Çizelge 5.11’de sadece 4000 metre irtifa için -60 °C ve 0 °C değerleri için aylara göre hesaplanmış hız değerleri verilmiştir. Diğer sonuçlar tez çalışmasının eki olan CD içerisinde yer almaktadır. Çizelge 5.11’deki verilere dayanarak Dragon Dream

boyutlarında ve kabiliyetindeki bir hava gemisinin 4000 metre irtifada yılın büyük kısmında 0° ve 60° kuzey enlemlerinde tasarım kriteri olan 120 knot hıza ulaşmanın mümkün olduğu söylenebilir. Her irtifa değerinde yaz ve kış sıcaklıkları arasında büyük farklar gözlenmektedir. Bir başka fenomen ise düşük irtifalarda yüksek enlemlerin yaz hızları düşük enlemlerden yüksek hesaplanırken kış hızları düşük olmaktadır. Limit değer olarak 120 knot kullanıldığı için her bir grafikte en yüksek noktalarda 120 knot değeri civarında bir yığılma gözlenmektedir. Bunun sebebi teorik olarak daha yüksek hızlara çıkılabileceği halde hava gemisinin yapısal hesaplarının bu hızlar için gerçekleştirilmiş olmasıdır.

Çizelge 5.11 4000 metre irtifa için aylara göre hesaplanmış hız değerleri

Enlem	Sıcaklık (C)	İrtifa	Ocak	Şubat	Mart	Nisan	Mayıs	Haziran	Temmuz	Ağustos	Eylül	Ekim	Kasım	Aralık
0	-60	4000	120	120	120	120	120	120	120	120	120	120	120	120
0	0	4000	120	120	120	120	120	120	120	120	120	120	120	120
5	-60	4000	120	120	120	120	120	120	120	120	120	120	120	120
5	0	4000	120	120	120	120	120	120	120	120	120	120	120	120
10	-60	4000	120	120	120	120	120	120	120	120	120	120	120	120
10	0	4000	120	120	120	120	120	120	120	120	120	120	120	120
15	-60	4000	118	120	120	120	120	120	120	120	120	120	120	119
15	0	4000	120	120	120	120	120	120	120	120	120	120	120	120
20	-60	4000	116	119	120	120	120	120	120	120	120	120	118	116
20	0	4000	118	120	120	120	120	120	120	120	120	120	120	118
25	-60	4000	113	117	120	120	120	120	120	120	120	120	116	114
25	0	4000	115	119	120	120	120	120	120	120	120	120	118	116
30	-60	4000	111	115	120	120	120	120	120	120	120	119	113	111
30	0	4000	113	117	120	120	120	120	120	120	120	120	115	113
35	-60	4000	102	113	118	120	120	120	120	120	120	117	111	103
35	0	4000	104	115	120	120	120	120	120	120	120	119	113	104
40	-60	4000	100	111	117	120	120	120	120	120	120	115	102	99
40	0	4000	101	113	119	120	120	120	120	120	120	117	104	101
45	-60	4000	96	108	115	120	120	120	120	120	120	112	99	96
45	0	4000	98	110	117	120	120	120	120	120	120	114	101	97
50	-60	4000	93	100	113	120	120	120	120	120	120	109	95	84
50	0	4000	94	101	115	120	120	120	120	120	120	111	97	86
55	-60	4000	81	96	111	120	120	120	120	120	119	107	92	80
55	0	4000	83	98	113	120	120	120	120	120	120	108	93	81
60	-60	4000	77	93	109	120	120	120	120	120	117	97	79	65
60	0	4000	78	95	110	120	120	120	120	120	119	98	81	67

5.4 Hava Gemisi Ekonomisi ve Çevresel Değerlendirme

Hava gemilerinin diğer ulaşım araçlarına göre güçlü ve zayıf yanlarını sıralamak mümkündür. Ancak konu hakkında kısıtlı verinin sahip olması ve hava gemilerinin hem gerçek bir pazarının hem de gerçek bir endüstrinin günümüzde mevcut olmaması, hava taşımacılığının mevcut alt yapısının ve kurallarının hava gemilerini kapsamaması gibi sebeplerle güçlü ve zayıf yönlerin değerlendirilmesi tartışmaya açıktır. Konunun daha ayrıntılı ele alınabilmesi için varsayımlarda bulunmak gerekmektedir. Güçlü ve ikna edici sonuçlara ulaşabilmek için ise en az sayıda ya da en zayıf varsayımların kullanılması gerekecektir. Bu bölümde birkaç çalışma üzerinden geçilecek, taşımacılık sektöründen birkaç örnek paylaşılacak ve birkaç vaka çalışması gerçekleştirilecektir.

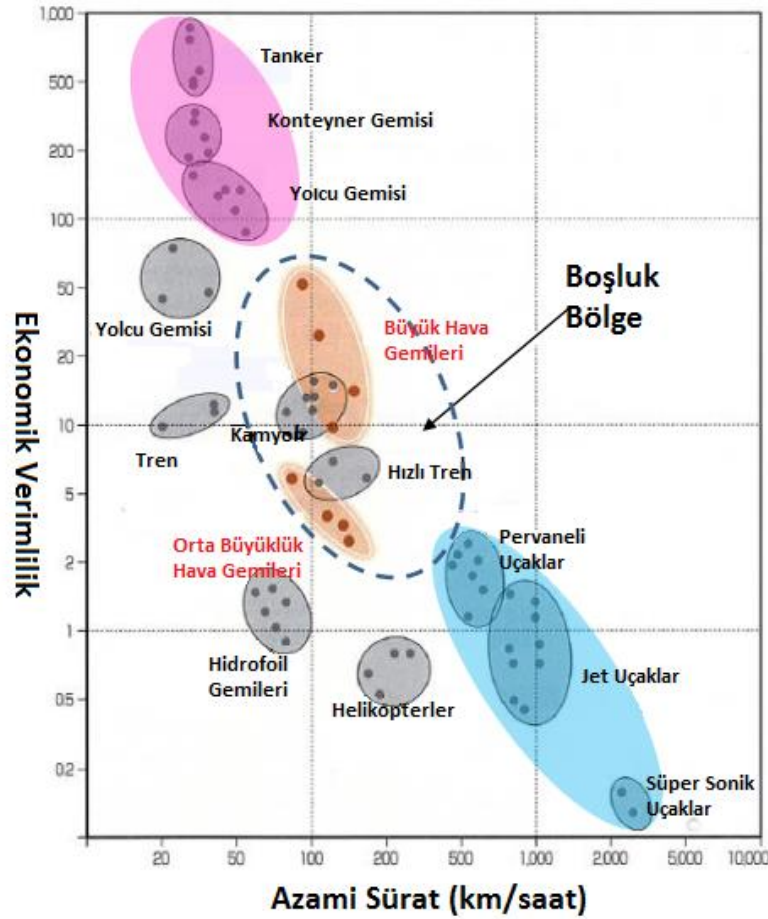
Öncelikle, hava gemilerinin taşımacılıktaki rolünün doğru tespit edilmesi gerekmektedir. Bu konu birbiriyle ilişkili iki yönden ele alınabilir. Bunlardan ilki görev tipinin belirlenmesi, diğeri ise bu görev tipleri için görev profillerinin ortaya konmasıdır. Her görev tipinin ve görev profilinin farklı gereksinimleri olacağı için seçilmesi gereken araçlar da farklı olacaktır.

Askeri amaçlı birçok görev tipi belirlenmiştir. Çalışmanın kapsamı sivil amaçlı kullanımlar olduğu için bu konuya değinilmeyecektir. Hava taşıtlarının sivil amaçlı kullanımları arama kurtarma, acil durum hizmetleri, afet kurtarma, insani yardım, yük ve yolcu taşımacılığı, inşaat, tarımsal ilaçlama gibi olabilir. Tipik bir görev profili ise aşağıdaki adımlardan oluşmaktadır.

- Motor çalıştırma
- Pist yönünde taksileme
- Kalkış
- Tırmanma
- Seyir
- Alçalma
- Pozisyonu muhafaza etmek (meydan müsait değilse)
- Yaklaşma
- İniş
- Apron yönünde taksileme
- Motor susturma

Bir hava aracının yerine getireceği görev, yukarıda ifade edildiği gibidir ya da bunun kombinasyonlarıdır. Bu bölümün ilerleyen kısımlarında insani yardım ve inşaat görev tipinde Türkiye’de kurgusal olarak planlanmış iki ayrı görev incelenmektedir ve iki ayrı örnek ek olarak verilmektedir.

Taşımacılıkta hız ve ekonomik verim konusunda bir boşluk bulunduğunu söylemek yanlış olmaz kanımca. Bu boşluk, hava gemilerinin yerleşebileceği konum olarak Şekil 5.18’de verilmektedir. Bu boşluğun hesabı için mevcut taşıma yöntemlerinin azami yükü, yükün taşıma hızına göre ekonomik değeri ve taşıma metodunun hızı kullanılmaktadır. Şekil 5.18’de kapalı eğriler içerisinde yer alan daha koyu noktalar, o taşıma metodunda yaygın kullanılan ya da kullanılmış olan taşıtları sembolize etmektedir.



Şekil 5.18 Farklı ulaşım araçlarının verimlilik ve hız yönünden karşılaştırması

5.4.1 Ekonomik maliyetler

Günümüzde bir hava gemisinin birim maliyetini tahmin etmek yukarıdaki kısımda anlatılan sebeplerden ötürü mümkün değildir. Hava gemilerinin öncülerinden birisi

aynı zamanda Türkçe’de de hava gemilerinin karşılığı olan zepline ismini vermiş olan Kont Zeppelin’in barış zamanı kâr edip etmediğine dair bir kayıt bulunmamaktadır [1, p. 452]. En yüksek üretim savaş zamanları gerçekleşmiştir ve bunun en sıra dışı örneği de 1914 – 1918 arasındadır. Bu yıllar arasında sadece Britanya’da 215 adet hava gemisi servise girmiştir [51]. Aynı zaman zarfında Almanya’da 88 zeplin servise girmiştir [52]. Fakat bu üretimlerin tamamı henüz seri imalat hatları yaygınlaşmamışken ve elle yapılmıştır. Ayrıca, bu üretimler savaş zamanı kısıtlı kaynaklarla gerçekleşmişlerdir. İkinci Dünya Savaşı sırasında da yaklaşık sayılarda hava gemisi imal edilmiştir. Fakat rekabetin olmadığı ortamlarda ve motor gibi en büyük maliyet kalemlerinin havacılık endüstrisinin seri imalatından karşılandığı durumlarda kesin maliyetleri bu iki dönem için de söylemek mümkün değildir. Birkaç adımda maliyetler konusunda bir benzeşim kurulabilir.

Bunlardan ilki birim maliyetlerdir. Hindenburg’un 1931-1936 yılı arasında imalat maliyeti 2,6 milyon Amerikan Dolarıdır. Bu miktardaki paranın günümüzdeki alım karşılığı Amerikan İşçi İstatistikleri Bürosu verilerine göre yaklaşık olarak 41,5 milyon Amerikan Dolarına denktir. Aynı yıllarda imal edilmiş USS Akron’un 1931 yılında 4,5 milyon Amerikan Doları olan maliyetinin 2017 yılındaki karşılığı yaklaşık olarak 72 milyon Amerikan Dolarıdır. Bir Boeing 747-8’in maliyeti ise firmanın açıkladığı birim fiyatına göre 352 milyon Amerikan Dolarıdır. Taşıma kabiliyeti yönünden ML-868’in en büyük rakibi olabilecek gezegendeki en büyük yük uçağı olan AN-225 Mriya’nın maliyeti ise 250 milyon Amerikan Dolarıdır. Ancak bu veriler bazı yönlerden karşılaştırmaya uygun değildir. Öncelikle bir hava gemisinin günümüzde hem endüstrisi hem de pazarı bulunmamaktadır. Boeing 747’ler ise tamamen sivil amaçlı üretilmiş ve diğer pazarlara sonradan açılmıştır. AN-225’den ise sadece 1 adet imal edilmiştir. Bu değerlere bakarak hava gemilerinin daha ucuza mal edildikleri söylenebilse de bu anlamlı bir sonuç değildir.

Bir başka yöntem de işletme ve bakım maliyetlerinin birim maliyetleri olmaksızın karşılaştırılması olabilir. Bunun için öncelikle yakıt maliyetini, geleneksel bir hava taşıtıyla karşılaştırmak pratik bir yöntem olacaktır. Yüzer gaz olarak kullanılan helyumun fiyatı 2016 yılında 1000 kübik fit yani 28.317 m³ için 237.49 Amerikan Dolarıydı [53]. Bölüm 5.2’de yapılan yüzer gaz hesabıyla gemiyi tamamen şişirmek için gereken Helyum miktarı ve bunun 2016 yılına göre ederi hesaplanmış ve Amerikan Doları cinsinden Çizelge 5.12’de belirtilmiştir.

Çizelge 5.12 Hava gemilerinin yüzer gaz maliyetleri

Dragon Dream	ML 866	ML 868
40943.06 \$	335272.11 \$	1077741.8 \$

Ancak bu konuda kıyas yapılırken unutulmaması gereken bir husus, bu maliyetin bir kez ortaya çıkacağı ve görev boyunca harcanan gazın her görev sonrasında yerine konulmasının yeterli olacağıdır. Görev boyunca hava gemisi tasarımında kullanılmış olan zarf kumaşının geçirgenlik değeri olan $4.92 \text{ cm}^3/\text{m}^2$ saat kadar bir gaz kaçağı oluşacaktır. Bu gaz kaçakları üç ayrı hava gemisi için Bölüm 5.2’de alan değerleri kullanılarak hesaplanmakta ve Çizelge 5.13’de m^3/saat , $\$/\text{saat}$ ve $\$/\text{km}$ cinslerinden ifade edilmektedir. Yine Bölüm 5.2’de yapılan hesaplara göre üç ayrı tip hava gemisinin ulaşabileceği azami sürat km/saat cinsinden sırasıyla 41.24, 53.45, 55.88’dir.

Çizelge 5.13 3 ayrı tip hava gemisinin yüzer gaz kaybetme değerleri

	Dragon Dream m^2	ML866 m^2	ML868 m^2
	0.02 m^3/saat	0.09 m^3/saat	0.21 m^3/saat
	0.17 $\$/\text{saat}$	0.75 $\$/\text{saat}$	1.76 $\$/\text{saat}$
En yüksek maliyet	0,0041 $\$/\text{km}$	0,0140 $\$/\text{km}$	0,0315 $\$/\text{km}$
En düşük maliyet	0,0008 $\$/\text{km}$	0,0034 $\$/\text{km}$	0,0079 $\$/\text{km}$

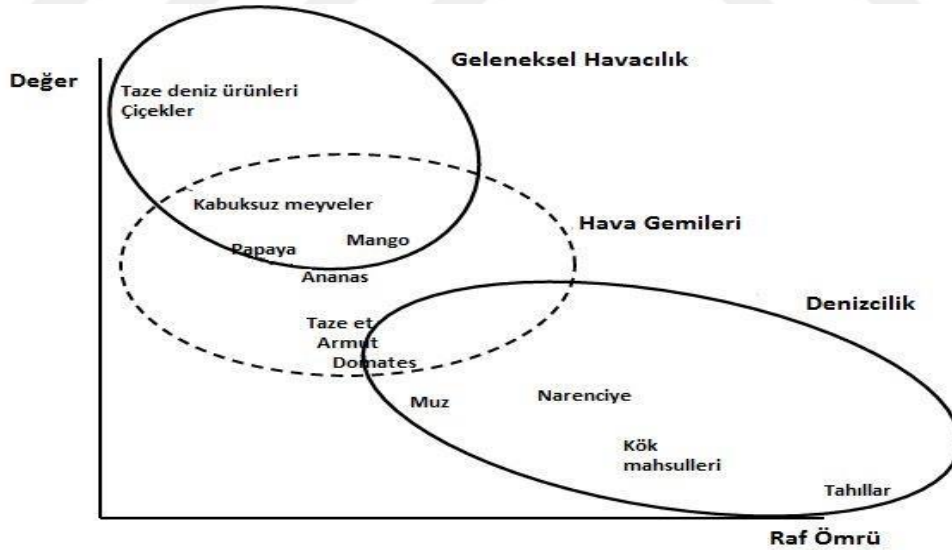
Hava gemileri yakıt tüketimleri üzerinden kıyaslama 2010 – 2020 yılları arasında servise giren ve girecek olan uzun menzil ticari yolcu uçakları üzerinden yapılmıştır. Karşılaştırma menzil, hız, kargo kapasitesi ve yakıt tüketimi baz alınarak yapılmıştır. Yakıt tüketiminin $\$/\text{km}$ cinsinden hesabı için ise 42 galon Amerikan varili ve International Air Transport Association’ın (IATA) 2017 için ortalama olarak tespit ettiği 65,7 $\$/\text{varil}$ [54] kullanılmıştır. Tüm veriler ve hesaplamalar Çizelge 5.14’de yer almaktadır.

Çizelge 5.14 2010-2020 arası servise girmiş uzun menzil ticari uçakların verileri ve yakıt tüketimleri

Hava taşıtı	Menzil (km)	Hız (km/saat)	Kargo Kapasitesi (ton)	Yakıt tüketimi (kg/km)	Yakıt tüketimi (\$/km)
Boeing 777-9X	13300	905	103	9,04	4,56
Airbus A330neo	8610	913	61	6,02	3,03
Airbus A350-900	12116	940	91,7	7,07	3,56
Boeing 787-9	12116	902	60,3	7,18	3,61
Boeing 747-8	13300	908	140	10,9	5,5
Boeing 787-8	8610	902	44,1	5,45	2,75

Çizelge 5.13 ve Çizelge 5.14'den anlaşıldığı üzere hava gemileri işletme maliyetlerinde yakıt yönünden geleneksel hava taşımacılığından üstündürler. Bu noktada gerçek farkı, taşınan kargo yaratır. Bu konuyu daha iyi ifade etmek için, raf ömrü farklı bazı malzemelerin üç ayrı taşıma metoduna ve hıza göre dağılımını gösteren

Şekil 5.19 açıklayıcı olacaktır.



Şekil 5.19 Üç ayrı taşıma metodu ve farklı malzemelerin raf ömürleri ile değerleri [55, p. 3]

Büyük gemiler, erişimin olduğu bölgelerde büyük, ağır ve raf ömrü uzun malların taşınmasında hâlâ en ideal yöntemdir ancak uçaklar ile karşılaştırıldıklarında hız yönünden ve erişim yönünden büyük dezavantajlara sahiptirler [55, p. 3]. Bölüm 5.2'de ortaya konduğu üzere, güneş enerjisi ile hareket eden hava gemileri yüksek

enlemlerde bile yaz aylarında erişebilecekleri yüksek hızla aradaki bu boşluğu doldurmaya taliptirler.

Bir hava gemisinin diğer ulaşım yöntemleri karşısındaki en büyük avantajı, alt yapı ihtiyacının diğer tüm yöntemlerden az olmasıdır. Hava yolları büyük aktarma merkezlerine ihtiyaç duymaktadır, demir yolu ve kara yolu taşımacılığı yol ağı ve akaryakıtı ya da su yolu taşımacılığı limanlara ihtiyaç duymaktadır. Ancak taşımacılık çoğunlukla bu yöntemlerin kombinasyonları şeklinde gerçekleşir. Bu kombinasyonlar temsili olarak

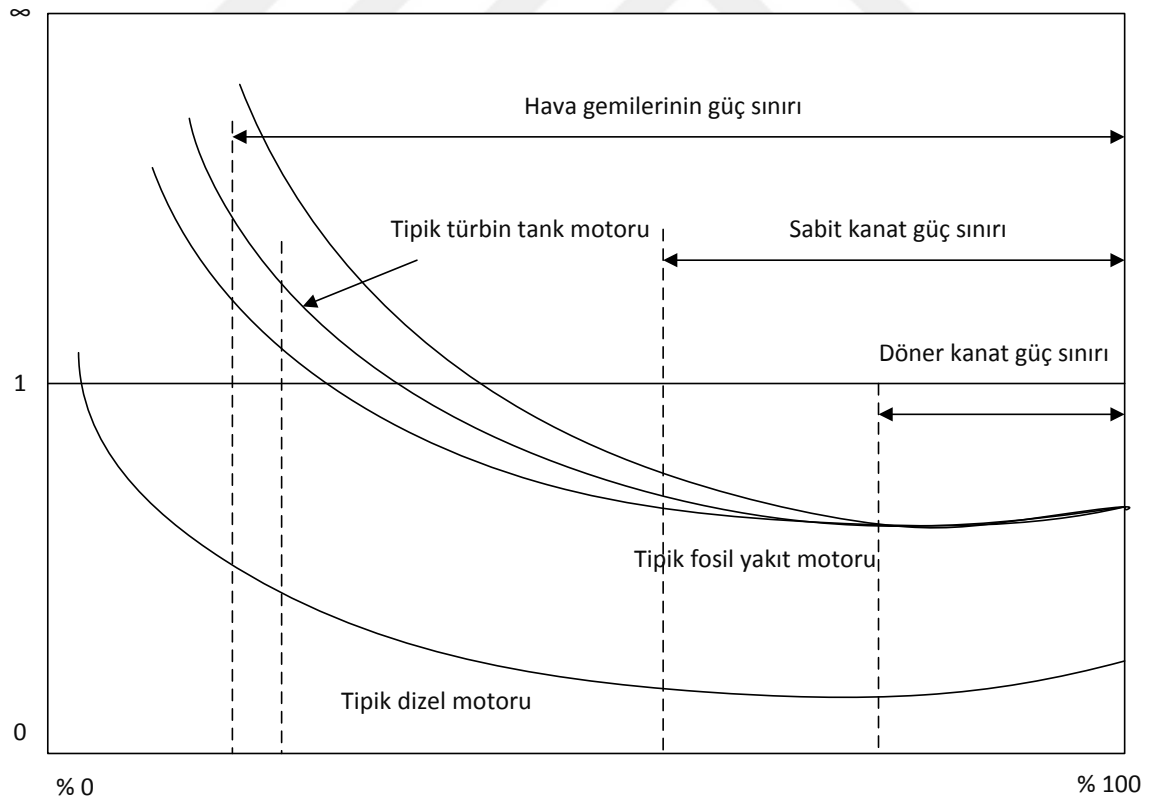
Şekil 5.21’de gösterilmektedir. Bu noktada deniz yolu ve demir yolu ile yapılan taşımacılığın hava gemisi hariç diğer yöntemlere göre daha verimli olduğu ve bu verimin her geçen yıl arttığı belirtilmelidir. Amerika Birleşik Devletleri’nde bir galon yani yaklaşık 3,79 litre akaryakıtı karşı bir ton yük demir yollarında yaklaşık olarak 761 km taşınmıştır [56]. 1980 – 2015 arasında ise aynı miktarda taşımacılık %101 daha verimli hale gelmiştir [56]. Ayrıca Amerikan yollarında kara yolu taşımacılığı sırasında oluşan trafikte 6,9 milyar saat ve 3,1 milyar galon akaryakıt boşa harcanmıştır [56]. Fakat, bu sistemi çalışır tutmanın bir maddi bir maliyeti vardır. Amerikan demir yollarının yıllık masrafı 64,9 milyar Amerikan Dolarıdır. Amerikan demir yolları 1980 yılından bu yana 600 milyar doları başka bir deyişle kazandığı her bir doların 40 sentini altyapıya yatırmak zorunda kalmıştır [57].

Kanada eyaletlerinden biri olan Manitoba hükümeti her kış 2000 km kış yolu hazırlamakta ve bu yolların idamesi için 5,5 milyon dolar harcamaktadır. Bu yolların inşa maliyeti km başına 2000 ila 3000 dolar arasında değişmektedir. Çoğunlukla donmuş göl ve nehirler üzerinde ilerleyen bu yollar Ocak ve Mart ayları arasında kullanılmaktadır [58, p. 2]. Bu yolların her mevsim kullanılabilecek çakıl yollara dönüştürülmesinin maliyeti yaklaşık olarak km başına yarım milyon dolardır. Tüm yolların dönüştürülmesi durumunda 1 milyar dolara ihtiyaç duyulacaktır [58, p. 3]. Kış yolları haricinde başka ulaşım yöntemi olmayan bu bölgelerde yaşayan insanların tüm yıllık ihtiyaçları, yolun açık olabileceği kısa zaman içerisinde sağlanmaktadır. Acil durumlarda kullanılan hava yolu ise ürünlerin fiyatlarını çok yükseltmektedir [58, p. 4].

Ancak iklim değişikliği sebebiyle kış yollarının kullanım süreleri azalmaktadır. Sıcaklığın normallerin üzerine çıktığı 1998 kışında yol 22 gün süreyle açık

kalabilmiştir ve ihtiyaç duyulan malzemeler hava yoluyla 12 milyon dolar maliyetle taşınmıştır. Bu harcama geleneksel yöntemlerle yapılan taşımacılığın on katıdır [58, p. 6]. İstatistik çalışmalar yolun kullanım süresinin gelecek 75 yıl içinde 5 ila 14 gün kısılacağını ortaya koymaktadır [58, p. 6].

Bir hava gemisinin havadan ağır diğer hava platformlarına göre en büyük avantajı menzildir. Güneş enerjisi ile hareket edecek bir hava gemisinin ise teorik olarak bir menzil mevhumu bulunmamaktadır. Hava platformları arasında bir karşılaştırma yapmak gerekirse bunu Şekil 5.20'yle ifade edebiliriz. Bir hava gemisinin en yüksek enerjiye ihtiyaç duyduğu an kalkış sırasıdır [1, p. 381]. Teorik olarak dikey kalkış yapabiliyor olsa dahi havadan hafif hale gelip yükselmesi zaman alacaktır. Bu sebeple FAA tek motorun ve tüm motorların çalıştığı senaryolar için kalkış limitleri belirlemiştir. Bu kalkış tipik olarak 30 saniye kadar sürecektir [1, p. 381]. Bu kalkış sırasında hava gemisi bir meydana ihtiyaç duymayacak ve sadece bir açıklık yeterli olacaktır. 30 knot hızla hareket halinde olan bir hava gemisinin kalkış için ihtiyaç duyacağı gücün %20'si kadar bir güce gereksinimi olacaktır [1, p. 381].



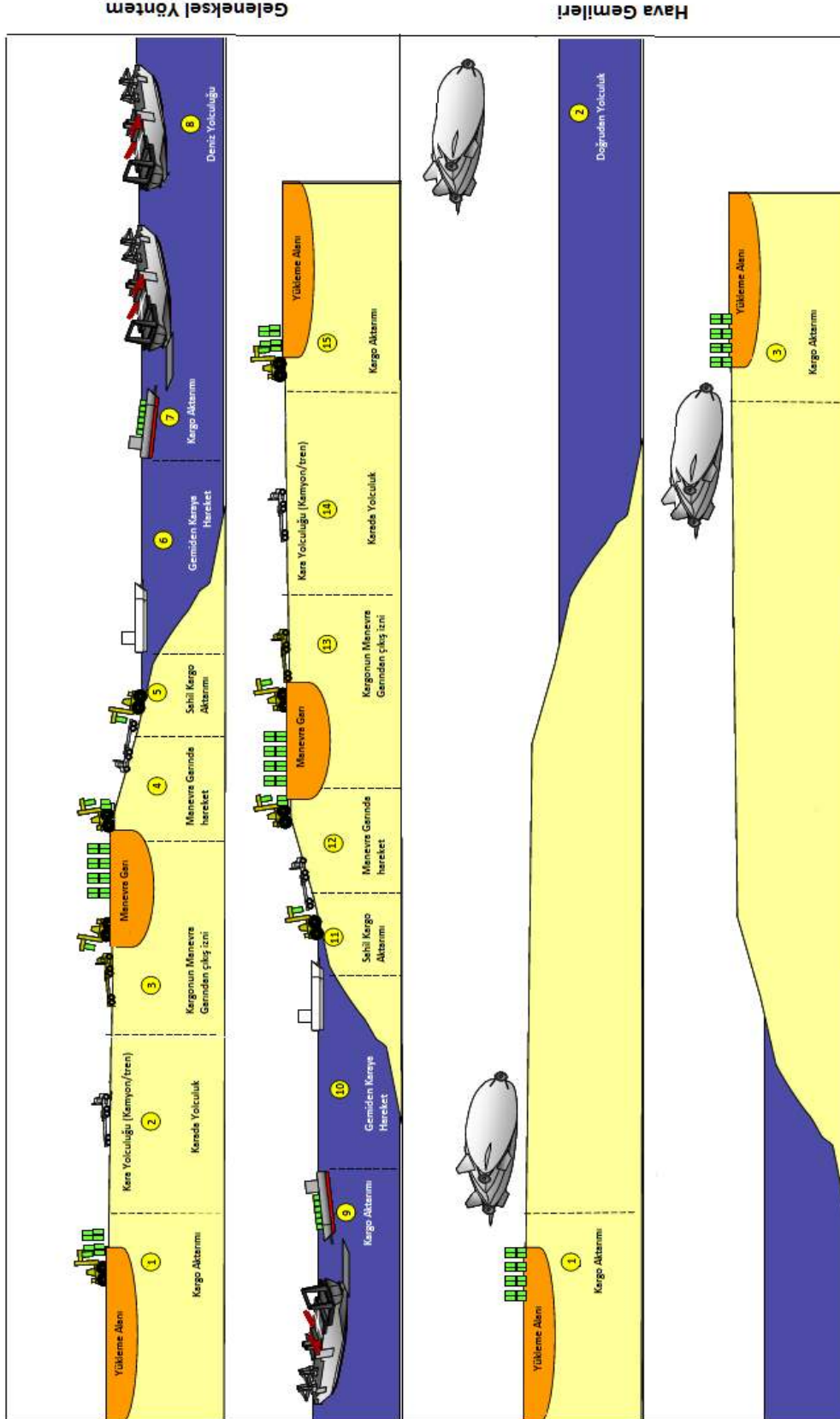
Şekil 5.20 Farklı hava platformlarının özgül yakıt tüketimleri [1, p. 381]

Prentice ve Thomson'un "*Economics of Airships for Northern Re-supply*" isimli çalışmalarında hibrit hava gemilerinin Kanada'nın ücra bölgelerinde kullanılma koşulları için hesapladığı maliyetler, güneş enerjisi ile hareket edecek hava gemilerine dair bir bakış açısı sağlayabilir. Prentice ve Thomson bu konuda yaptıkları hesaplar için iki ayrı tip hava gemisi ele almışlardır. Bu hava gemilerinin ürün geliştirme maliyetlerini hesaplarına dahil etmemişlerdir. Yaptıkları hesapların temelini oluşturan değerler

'de belirtilmektedir.

Çizelge 5.15 Hibrit hava gemisi maliyet tahminleri [58, p. 11]

	30 Tonluk	150 Tonluk
Faydalı yük	30 Ton	150 Ton
Konfigürasyon	Yolcu/yük	
Seyir hızı	130 km/saat	
Yakıt maliyeti	Galon başına 3,52 \$	
Operasyon	9 saat/285 gün	
Yer destek	Hava limanı hizmetleri dahil tüm bakım masrafları eklenmiştir.	
Rota	Noktadan noktaya operasyonda Thompson merkezli tek yön yük	
Finansman	30 milyon \$	112 milyon \$
Sigorta	Gövde maliyetinin %2,90'ı	
Yıpranma	15 yıl ömürle %80 limite kadar %5,3 yıllık	
Kamyon maliyeti	Winnipeg'den Thompson'a kadar kamyon başına 1995 \$	
Yolcu ücreti	Sabit kanat ile aynı	Dahil edilmedi
Kâr ve masraflar	%5 yönetim maliyeti, uçuş maliyetlerinin %15'i kadar kâr	
Mürettebat ücreti	Amerikan Havacılık Otoritesinin gereksinimlerine istinaden 2,7 milyon \$	



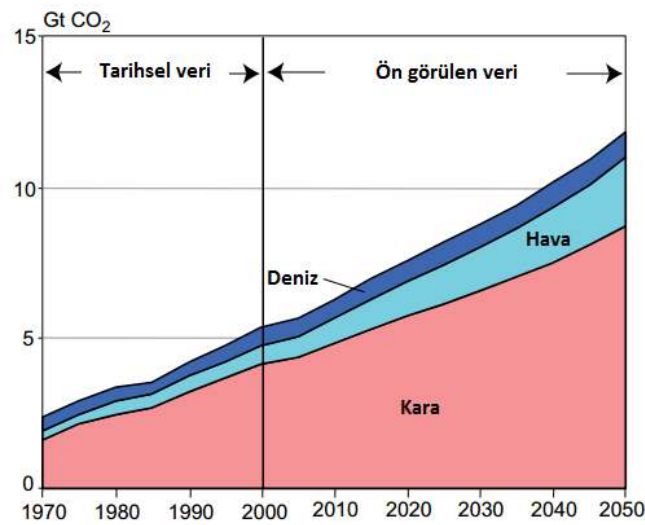
Şekil 5.21 Geleneksel taşımacılık ve hava gemileriyle taşımacılığın adımlarının temsili gösterimi

Prentice ve Thomson hesaplarını Manitoba’da 6 nokta için yapmış ve tek seferde taşınan yük arttıkça maliyetlerin kayda değer orada düştüğünü kanıtlamıştır. Yaptıkları hesaplamalarda, 30 tonluk modelde salt yük taşıma durumunda maliyetlerin geleneksel yöntemlerine yaklaşık 1,5 katı olduğunu, yolcu ve yükün aynı anda taşınması durumunda hesap yapılan 6 bölgeden 3 için maliyetlerin geleneksel yöntemlerden az olduğunu tespit etmişlerdir. 150 tonluk model için ise sadece yük taşıma durumunda bile maliyetler geleneksel yöntemlerin kadardır.

5.4.2 Çevresel değerlendirme

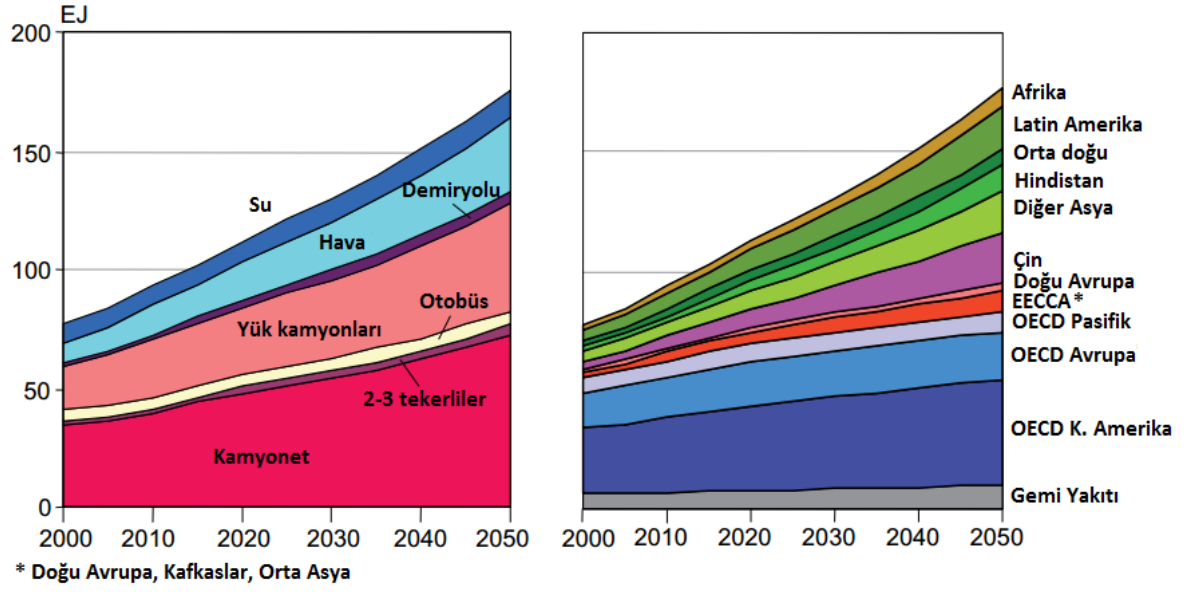
Bu verilerden yola çıkarak, herhangi bir yakıt maliyeti olmayacak güneş enerjisi ile hareket eden hava gemilerinin maliyetlerinin bu gemilerin yakıt tüketmemesi ancak kış aylarında daha düşük süratlere ulaşabilecek olmaları sebebiyle hibrit hava gemileriyle aynı ya da uzun vadede daha düşük olmaları varsayılabilir. Bununla birlikte artık ihtiyaç duyulmayacak alt yapı maliyetleri de hesaplara eklendiğinde hava gemileri daha umut vaat etmektedir. Ancak güneş enerjili hava gemilerini kullanmanın en büyük avantajı, bu gemilerin yaygınlaşması sayesinde dolaylı olarak engellenebilecek çevresel ve halk sağlığı tahribatlarının ekonomik maliyetlerinin düşmesi şeklinde olacaktır.

2000 yılına kadar gelişme göstermiş olan ulaşım kaynaklı küresel emisyonlar ve bu gelişmeye bağlı olarak 2050 yılında emisyonların varması beklenen değerler Şekil 5.22’de belirtilmektedir.



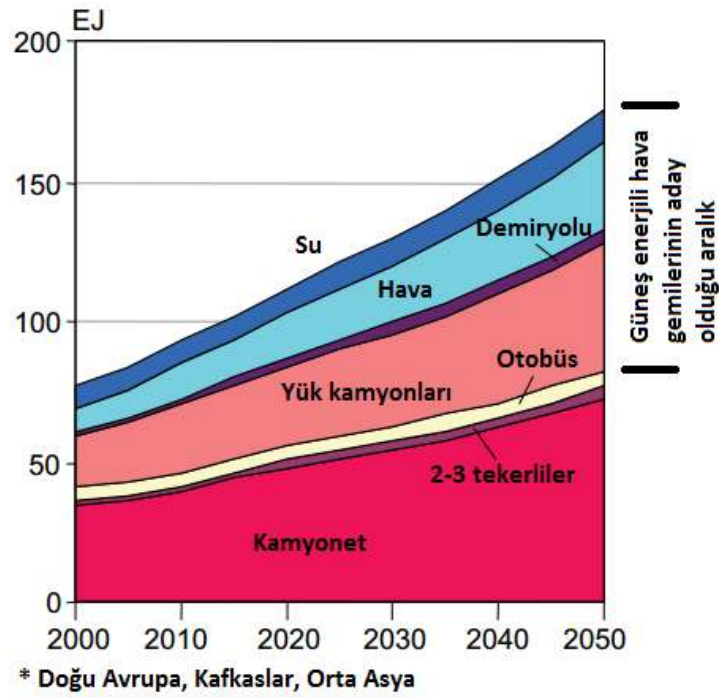
Şekil 5.22 1970 - 2050 yılları arasında CO2 emisyonları için tarihsel veriler ve öngörülen değerler [19, p. 334]

Buna paralel olarak da farklı ulaşım metotlarına ve bölgelere göre 2050 yılına kadar öngörülen yakıt tüketimi Şekil 5.23'da gösterilmektedir.



Şekil 5.23 2050'ye kadar yöntem ve bölgelere göre tahmini yakıt tüketimi [19, p. 333]

Güneş enerjisi ile hareket eden hava gemilerinin bir alternatif olarak taşıma kaynaklı emisyonlarda indirim sağlamak için aday olduğu aralık ise Şekil 5.24'de ifade edilmektedir.



Şekil 5.24 Güneş enerjisi ile hareket eden hava gemilerinin aday olduğu aralık

Birleşmiş Milletler tarafından fonlanan IPCC verilere göre insan kaynaklı faaliyetler iklim değişikliğine sebep olmaktadır. Dünya Sağlık Örgütü'nün 2016 Haziran tarihli

değerlendirmesine göre ise, karbon ve karbon eşleniği emisyonlar iklim değişikliği ile birlikte aşırı sıcaklıklar, doğal afetler ve değişken yağış rejimleri, su ve biyolojik vektör aracılığıyla buluşan hastalıklar gibi üç ana alanda insan sağlığı tehdit etmektedir. Aynı raporda belirtildiği üzere Dünya Sağlık Örgütü'ne göre 2030 ile 2050 yılları arasında her yıl iklim değişikliği kaynaklı 250,000 ek ölüm beklenmelidir. Bununla birlikte iklim değişikliği yükselen deniz seviyeleri, yok olan ekosistemler, canlılıkta azalma gibi geri dönüşü mümkün görünmeyen birden çok sorun barındırmaktadır. Olası tüm bu hasarın ekonomik karşılığının hesaplanması bu çalışmanın kapsamında değil ancak öngörülebilir bir şekilde güneş enerjisi ile çalışan hava gemilerinin yaygın kullanıma alınması ile Şekil 40'de belirtilmiş olan aralıktaki emisyonların düşürülmesi ile oluşması muhtemel daha büyük hasarın önlenmesi ve bununla beraber hesaplanması çok güç bir ekonomik fayda sağlanması mümkün olabilecektir.

5.4.3 Vaka çalışması

Bu bölümde iki adet vaka çalışması yapılmaktadır. Bunlardan ilki Urla RES'in bir ağır yük helikopteri ve hava gemisiyle inşasının karşılaştırmasıdır. Diğer ise 2011 yılında meydana gelmiş olan Van depreminden sonra Ankara Van arasında hava gemisi ve kara yoluyla insani yardım taşınmasıdır. Şekil 5.25, bu iki görevin görev profillerini vermektedir.

Bölüm 5.4.2.'de anlatılan çevresel etkilerin tersine çevrilmesi için insan faaliyetlerinin ölçeğinin ve biçiminin değiştirilmesi gerekmektedir. Temiz enerji kaynaklarından faydalanmak da bu değişimin bir parçasıdır. Dünyada olduğu gibi ülkemizde de güneş, rüzgâr gibi temiz enerji kaynaklarına yatırım olmaktadır. Ancak bu yatırımlar uygulama yöntemleri sebebiyle kamuoyu gündemine olumsuz şekilde yansımaktadır. Bunlardan biri de 2016 yılı boyunca birden çok kez inşaat faaliyetleri için ağaç kesimleriyle gündeme gelmiş olan Urla Ovacık köyüdür. Bu vaka çalışmasında Ovacık köyüne kurulan Demircili Rüzgar Enerji Santrali ele alınmıştır.

Rüzgâr santrallerinin inşaat faaliyetleri sırasında hem kulelerin dikileceği alanlarda hem de kulelerin nakliye güzergahı boyunca bitki örtüsünün sıklığına bağlı olarak ağaç kesimi yapılmaktadır. Ancak bu kuleleri büyük kargo bölümü olan hava gemileriyle yol açmadan taşımak mümkün olabilir. Konunun bir diğer boyutu da

kulelerin inşa sahasına vardıkları zaman ayağa kaldırılmalarıdır. Bu iki işin ağır yük helikopterleri ve hava gemileriyle yapılabilirlikleri kıyaslanmıştır.

En güçlü yük helikopterli faydalı yük miktarlarına göre sırasıyla 25 ton ile Mil Mi-26, 14,5 ton ile CH-53E ve 11,3 ton ile CH-47'dir. Tüm bu değerler harici yük kaldırma durumları içindir. Dahili yük taşımaları durumunda kabin hacmi ile sınırlandıkları için bu değerler daha da düşmektedir.

İlk vaka çalışması için örnek olarak seçilen Demircili Rüzgâr Enerji Santralinde üretici bilgilerine göre en büyüğü 50 ton [59] olmak üzere parçalara ayrılabilen modüler Nordex N100/2500 türbinlerinden 16 adet kullanılmıştır [60]. Bu parçaların bile bazılarının en güçlü yük helikopterlerinin kaldırma güçlerinden yüksektir. Yaygın olarak erişilebilen bazı rüzgâr jeneratörlerinin parçalarının ağırlıkları Çizelge 5.16'de verilmektedir.

Çizelge 5.16 Bazı rüzgâr jeneratörlerinin ağırlıkları

Türbin	Nasel (ton)	Kanatlar (ton)	Kule (ton)	Toplam (ton)
GE 1.5 MW	56	36	71	164
Siemens 2.3 MW	82	60	162	304
Vestas V90	75	40	152	267
Gamesa G87	72	42	220	334

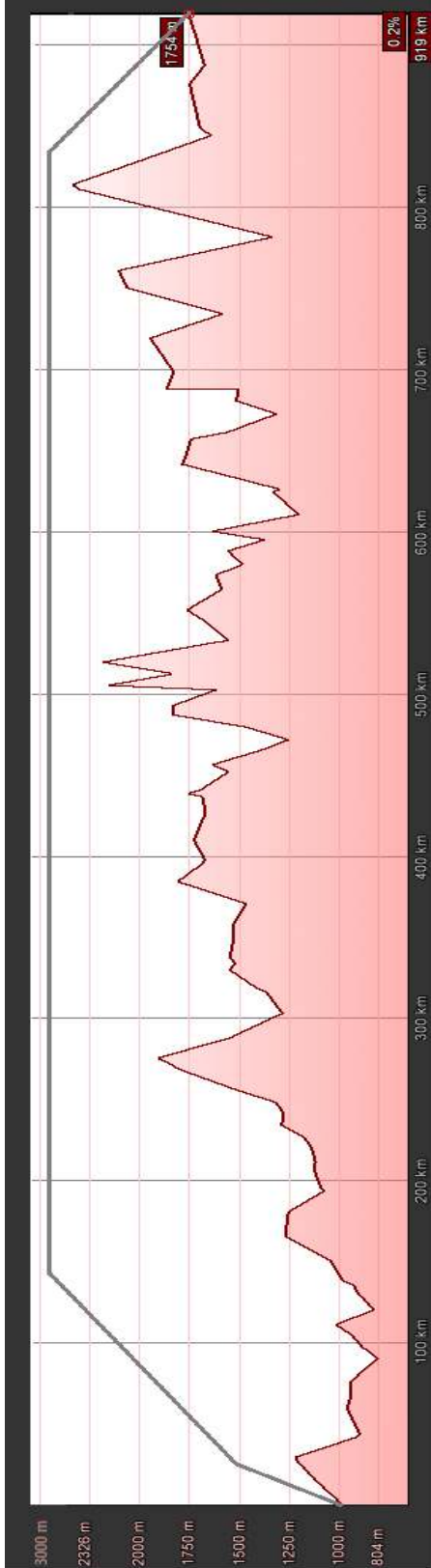
Çizelge 5.16'da da görülebileceği üzere büyük jeneratörleri hava yoluyla inşa sahasına taşımak için yüksek kaldırma kapasitesine sahip hava gemilerinden başka bir ihtimal bulunmamaktadır. Hatta Bölüm 5.2'de tartışılan hava gemileri dahi tüm yapıyı tek seferde taşıyamayacaklardır. Ancak Türkiye'de henüz bu denli büyük jeneratörlerin kullanımı yaygın olmadığı için hava gemileri santrallerin kurulumu sırasında doğa tahribatını an azami seviyeye indirebilirler. Ayrıca hava gemileri türbinlerin kara yoluyla taşınması sırasında inşa edilmesi gereken yeni yolu engelleyebildiği gibi türbinlerin büyük ihtimalle Türkiye'ye giriş yapacağı İzmir limanına olan 52,9 km'lik mesafeyi 44 km'ye indireceklerdir¹³.

¹³ Mesafeler Google Earth kullanılarak hesaplanmıştır. Hata payı içerebilirler.

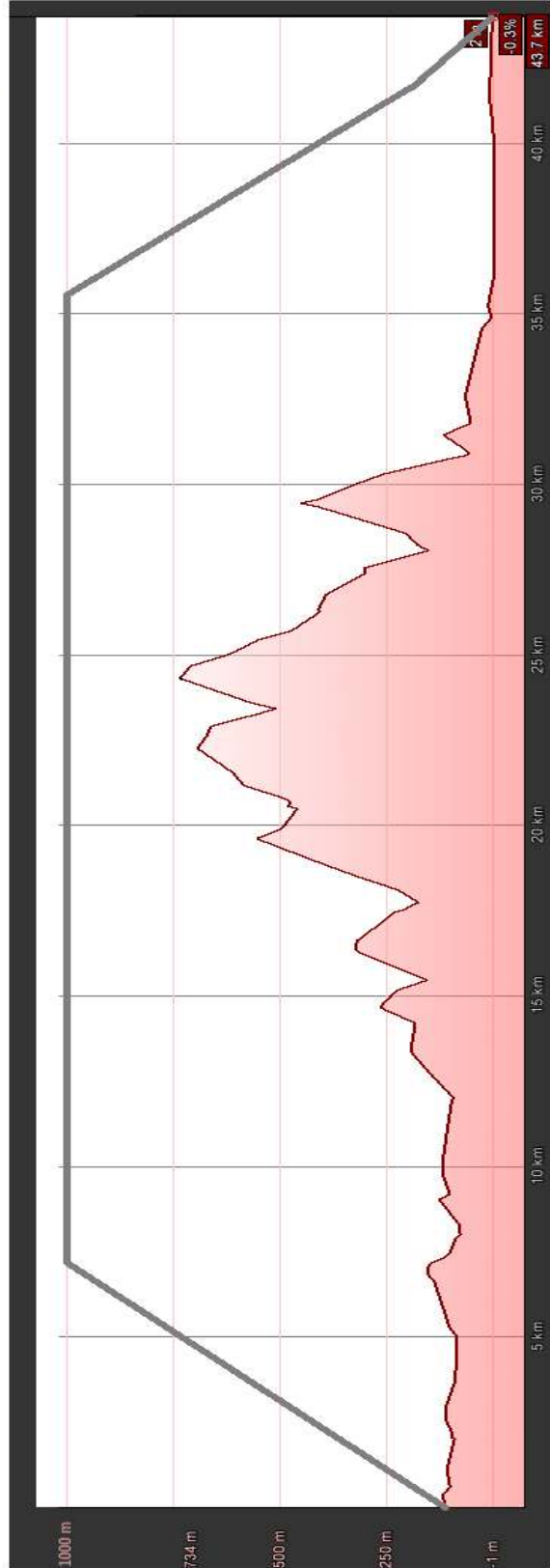
Diğer bir vaka çalışması olarak ele alınan insanı yardım taşıma görevi için kara yolunun seçilmesinin sebebi, herhangi bir doğal afet durumunda bölgede en yakın havalimanının kullanılamaz hale gelme ihtimalidir. Vaka için kullanılan senaryoda Ferit Melen havalimanı depreme dayanmış olsa da [61] bu ihtimale karşı vakaya yönelik hava gemileri kara taşımacılığı ile kıyaslanacaktır. Vaka için ekonomik boyut Bölüm 5.4.1’de tartışılan sonuçlara uygun olacaktır. Ayrıca bu vaka özelinde insani yardım malzemelerinin Ankara’dan yola çıktıkları ön kabulü yapılmıştır.

Ankara ile Van arasındaki mesafe ana yol üzerinde 1210^{14} km’dir. Kuş uçuşu ile mesafe 919 km’ye düşer. Türkiye’de kamyonlar için hız sınırı bölünmüş yollarda 85 km/saat, şehirler arası çift yönlü karayollarda 80 km/saat ve yerleşim yeri içinde 50 km/saattir. Karayolları trafik yönetmeliğindeki 128 nolu maddeye göre ise bir karayolu taşıtının taşıyabileceği azami yük 44 tondur. Ortalama 75 km ile bir karayolu taşıtı azami yük olan 44 tonu 16,13 saatte hedefine ulaştıracaktır. Yaklaşık 40 ve 38 derece kuzey enlemlerinde gerçekleştirilecek bu yolculuk sırasında Ekim ayında ML868 boyutlarında bir hava gemisinin tüm seyahatin 3000 metre irtifa ve ISA değerlerine göre $-4,49^{\circ}\text{C}$ ’da 55,15 km/saat sürat yapması mümkündür. Bu hızla bir hava gemisi hedefe 16,66 saatte varacaktır. Ancak dikkat edilmesi gereken nokta ML868 boyutlarında bir hava gemisinin 5,68 kamyonluk yükü tek seferde götürecektir. Yakıt tüketimi Bölüm 5.4.1.’de ele alınmaktadır. Bu bölümde, güneş enerjisi ile çalışan bir hava gemisinin yüzer gaz kaybına bağlı ana taşıma maliyetinin herhangi bir karayolu taşıtından düşük olduğunu belirtmek yeterli olacaktır. Bir hava gemisi için varsayımsal olarak ifade edilebilecek en kötü olasılık, aynı yolcuğu yükü olmadan geriye doğru yapması olabilir.

¹⁴ Mesafe Google Earth kullanılarak iki şehir merkezi arasında hesaplanmıştır. Hata payı içerebilirler.



1



2

Şekil 5.25 (1) Ankara ve Van arasında görev profili (2) İzmir Limanı ve Urla Yağcılar Köyü Urla RES sahası arasında görev profili

6 SONUÇ VE ÖNERİLER

6.1 Sonuçlar

Tez çalışması boyunca 3 ayrı boyutta hava gemisinin analitik hesapları yapılmıştır. Bu hesaplar öncelikle hava gemilerinin maruz kalacakları hava direncinin $-60\text{ }^{\circ}\text{C}$ ve $+60\text{ }^{\circ}\text{C}$ aralığında değerlerini tespit etmek için gerçekleştirilmiştir. Bu aralığın seçilme sebebi, yaz aylarında bir hava gemisinin maruz kalacağı hava sıcaklığının operasyonel bölgede yaklaşık olarak bu aralıkta değişmesinin beklenmesidir. Bunun ardından hava direnci yine farklı sıcaklıklar için güç değerlerine dönüştürülmüştür. Bu noktada hava gemisinin detaylı bir şekilde, kuyruk konisi, gondola, motor askıları ve aerodinamik olmayan diğer tüm bileşenleriyle hesaplamaktan ziyade, genel yaklaşımla gövdenin hava direncinin hesaplanması ardından diğer bileşenler için bu direnç değerinin iki katını kullanmak şeklindedir.

Ölçüm istasyonlarından alınmış Rusya Federal Hidrometroloji ve Çevresel İzleme Servisinin yayılı ve doğrudan güneş ışıınımı değerlerini kullanarak teorik ve ölçülmüş verilere dayanan güneşlenme hesapları yapılmıştır. Bu hesaplar sırasında farklı istasyon ve yılın aylarına göre Zenith açıları, irtifaya göre doğrudan güneş ışıınımı, güneş geliş açısı, iz düşüm alanları ile teorik ve ölçümlere dayanan en yüksek güneş ışıınımı gücü hesaplanmıştır. Teorik hesaplar için de ölçülen yayılı güneş ışıınımı akısı kullanılmıştır. Albedo için 0,3 değeri kullanılmıştır.

Elde edilen değerler hız değerlerine dönüştürülmüştür. Bu hız değerleri için ise tasarım limiti olan 120 knot uygulanmış ve sonuçlar için daha yüksek süratler yok sayılmıştır. Bunun görsel gösterimi için farklı irtifalar ve enlemler için yılın aylarına göre grafikler çizilmiştir.

Tüm bu çalışmaların sonuçlarında aşağıdaki tespitler yapılmıştır:

- Hava gemisinin üç eksenli elipsoit olması durumunda uzun kenarın güneş açılarına dik olduğu durumda hava gemileri en yüksek seyir hızına ulaşmaktadır.
- Artan irtifa hava gemilerinin hızlarını arttırmaktadır.
- Yılın tüm aylarında ölçülen ve hesaplanan verilere göre üç eksenli elipsoit formunda hava gemilerinin düşük hızlarda da olsa hareketi mümkündür.

- Düşük enlemlerde düşük irtifalarda ulaşılabilecek en yüksek hızlar yüksek enlemlerde yaz ayında düşük irtifada erişilebilecek hızlardan az farkla daha düşüktür.
- Ölçülen değerler hesaplanan değerlerden %45,22 ile %0,25 arasında değişen değerlerde sapmaktadır.
- Üç eksenli elipsoit formunda geminin boyutları büyüdüğünde hava direnci ve geminin artan güneşlenme alanından ötürü toplanan güneş enerjisi artışları birbirlerine paralel olarak gerçekleşmektedir.

Ekonomik değerlendirmeler için iki adet kurgusal vaka oluşturulmuştur. Bunlar sırasıyla rüzgar santral sahasına rüzgar santrali kule, nase ve kanatların ağır yük helikopterleri ve hava gemileriyle taşınmaları, 2011 Van depremi ardından insani yardımın Ankara-Van arasında kara yolu ya da hava gemileriyle taşınmalarıdır. Ekonomik maliyetler için ayrıca hava gemilerinin ilk maliyetleri araştırılmış ve Bölüm 5.2’de ortaya konmuş üç ayrı tasarımın yüzer gazla ilk doldurulma maliyetiyle \$/km cinsinden yüzer gaz kaçaklarıyla geleneksel yolcu uçaklarının yakıt tüketimleri kıyaslanmamıştır. Son olarak başka çalışmaların sonuçlarından yararlanarak Kanada’da her yıl inşa edilen buz yolları ile Amerika Birleşik Devletleri’nde demiryolu taşımacılığı ile hava gemileri kıyaslanmıştır.

Ekonomik değerlendirmenin sonucunda aşağıdaki tespitler yapılmıştır:

- Hava gemileri geleneksel havacılığa yakıt maliyetleri yönünden üstündür.
- Hava gemilerinin günümüzde tasarım ve inşa maliyetleri tahminlere dayanmaktadır.
- Hava gemileri kargo kapasiteleri yönünden diğer tüm hava taşıtlarına üstündür.
- Büyük rüzgâr enerji jeneratörlerinin modüler olmamaları koşuluyla hava yoluyla taşınmalarının tek yolu hava gemileridir. Hava gemileri ayrıca rüzgâr enerji santrallerinin inşası sırasında kullanıma uygundurlar.
- Van-Ankara arasındaki mesafeyi hava gemileri ve kamyonlar aynı sürede almakta ancak ML 868 boyutlarında bir hava gemisi azami kamyon yükünün 5,68 katı fazla yükü tek seferde taşıyabilmektedir.

Tüm bu çalışmalar hava gemilerinin yılın büyük bir bölümünde verimli şekilde kullanılabileceklerini ortaya koymaktadır. Kuzey yarım küredeki yüksek enlemlerde kış aylarında hava gemilerinin verimi yaz aylarına göre kayda değer şekilde

düşmektedir. Ancak hava gemileri alt yapı ihtiyacı olmaması ve kış aylarında daha yüksek enlemlerde erişilebilen yüksek süratler sayesinde geleneksel havacılık ve yüksek hızlı trenler hariç hız konusunda tüm ulaşım metotlarıyla, maliyet konusunda ise diğer tüm ulaşım metotlarından daha yüksek bir başarı sergilemektedir.

Çalışma boyunca ilgili bölümlerde tartışılmış olan bir konu, hava gemisi teknolojisinin Hindenburg kazasından sonra diğer ulaşım metotlarına, özellikle çağında en büyük rakibi olan havadan ağır hava taşıtlarına göre oldukça geri kalmıştır. Tez çalışması boyunca kullanılan veriler ve varsayımlar çoğunlukla 1940'lı yılların havacılık teknolojiye dayanmaktadır.

Çalışma sırasında hesap zorlukları ve bilgisayarlı modellemenin gereklerinden ötürü aerodinamik kaldırma kuvveti ihmal edilmiş, ancak buna rağmen sonuçlar beklenenin üzerinde bir performans sağlamıştır.

6.2 Öneriler

Tez çalışması sonucunda ortaya konulan 3 ayrı tasarım çözümüne göre hava gemilerini güneş enerjisi ile hareket ettirmek uygulanabilir ve ekonomik bir çözümdür. Bu konuda teknolojide ve yaklaşımlarda yapılabilecek gelişmeler daha iyi sonuçlara erişilmesini sağlayacaktır. Gelecek analizler ve kuramlar için öneriler bu bölümde ele alınacaktır.

Öncelikli olarak güneş gözerinin verimleri gün geçtikçe artmaktadır. Bölüm 4.4.1.'de anlatıldığı üzere günümüzde güneş gözeleri %50 verime yaklaşmıştır. Hesaplarda kullanılan %27,5'tan daha verimli gözeler, hava gemilerinin daha yüksek süratlerle yılın daha uzun zamanları ve daha yüksek enlemlerde hareket edebilmesini sağlayabilecektir. Bir başka husus ise elektrik şebekesinin ve gözelerin hafiflemeleri sayesinde mevcut tasarım değiştirilmeden bile daha yüksek faydalı yük kapasitesine ulaşılabilir. Gece çalışabilen süper ince film güneş panellerinin verimlerinin artması ve ekonomik olarak erişilebilir hale gelmeleri sayesinde, hava gemileri daha da hafifleyebilir ve güvertede taşınması gereken hidrojen miktarı ve yakıt pilleri azalabilir ya da tümüyle ortadan kalkabilirler.

Bir diğer husus hava gemilerinin geometrisinde gerçekleştirilecek iyileşmelerdir. Tez çalışmasında geleneksel hava gemisi modeli korunmuş ve üç eksenli elipsoit kullanılmıştır. En ve yükseklikte yapılacak daha radikal değişimler, daha basık bir geometri elde edilmesini sağlayarak anlık şiddetli rüzgarlarda rotadan çıkma

sorunlarını azaltabilir ve günün daha uzun bir zaman aralığında doğrudan güneş ışıını alabilecek daha geniş iz düşüm alanı oluşturulmasını sağlayabilir. Ayrıca daha aerodinamik hale getirilebilecek bir gövde ile hava direnci azaltılabilir ve daha düşük enerji ihtiyacı ve daha yüksek süratler elde edilebilir.

Başka bir husus, havacılıkta kullanılmaya başlanmış olan modern kompozit malzemelerin hava gemilerine uygulanması sayesinde hava gemisi yapısının hafiflemesi ve daha yüksek faydalı yüklere aynı tasarım sayesinde ulaşılabilmesidir. Daha güçlü yapısalılar aynı zamanda boyutların büyümesi ya da daha yüksek süratler ve anlık rüzgarlarda daha yüksek dayanım sağlayabilmesi sayesinde 120 knot süratin üzerinde hızlara ulaşılabilmesidir. Daha yüksek süratler ve aerodinamik yapı aynı zamanda aerodinamik kaldırma kuvveti sağlayarak hibrit bir hava gemisi tasarıma doğru konunun evrilmesini sağlayabilir.

Konunun ekonomik boyutu, günümüz itibariyle en bilinmez konudur. Yaygın olmayan bir tasarım olmaları sebebiyle hem üretim hem tasarım maliyetleri konusunda sadece öngörülerde bulunabilmektedir. Yeni teknolojilerin araştırılması ve uygulanmaya alınmaları konusu ise tamamıyla ekonomik uygulanabilirlikten uzaktır. Bu konunun varsayımların ötesine geçerek gerçek akademik çalışmalara dönüşmesi için hava gemilerinin daha yaygınlaşması ve risk almaya hazır girişimcilerin alanda yatırım yapmaları gerekebilir.

KAYNAKLAR LİSTESİ

- [1] G. A. Khoury, *Airship Technology*, 2. dü., G. A. Khoury, Dü., New York: Cambridge University Press, 2012.
- [2] P. Ridden, «Gizmag,» 6 8 20009. [Çevrimiçi]. Available: <http://www.gizmag.com/nephelios-solar-airship/12454/>. [Erişildi: 27 03 2016].
- [3] «Solarship,» [Çevrimiçi]. Available: <https://www.solarship.com/>. [Erişildi: 14 01 2017].
- [4] «Merriam-Webster, Incorporated,» *Encyclopædia Britannica Company*, 1996. [Çevrimiçi]. Available: <http://www.merriam-webster.com/dictionary/airship>. [Erişildi: 06 02 2016].
- [5] «Türk Dil Kurumu,» *Türk Dil Kurumu*, 1932. [Çevrimiçi]. Available: <http://www.tdk.gov.tr>. [Erişildi: 06 02 2016].
- [6] F. Faculty, «Fairfield Faculty,» *Fairfield Faculty*, [Çevrimiçi]. Available: <http://www.faculty.fairfield.edu/jmac/sj/scientists/lana.htm>. [Erişildi: 06 02 2016].
- [7] L. M. Winter ve G. Degner, *Minute Epics of Flight*, New York: Grossett & Dunlop, 1933, pp. 26-27.
- [8] S. Meacham, «Visions of a Flying Machine,» 11 05 2006. [Çevrimiçi]. Available: <http://www.smh.com.au/news/national/visions-of-a-flying-machine/2006/05/10/1146940613357.html>. [Erişildi: 06 02 2016].
- [9] P. W. Brooks, *Zeppelin : rigid airships, 1893-1940*, Washington D.C.: Smithsonian Institution Press, 1992.
- [10] «Wikipedia,» *Wikipedia*, [Çevrimiçi]. Available: <https://en.wikipedia.org/wiki/Airship#History>. [Erişildi: 06 02 2016].
- [11] B. S. Mathos, «Short History of Brazilian Aeronautics,» %1 içinde *44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, Reno, 2006.
- [12] L. Liao ve P. Igor, «A review of airship structural research and development,» *Progress in Aerospace Sciences*, Cilt %1 / %24-5, no. 45, pp. 83-96, 2009.
- [13] R. P. Hallion, «The First World War,» %1 içinde *Strike From the Sky: The History of Battlefield Air Attack, 1910-1945*, Tuscaloosa, The University of Alabama Press, 2010, p. 11.
- [14] C. Cole ve E. F. Cheeseman, *Air Defence of Britain: 1914 - 1918*, New York: Putnam, 1984.

- [15] W. F. Althoff, *USS Los Angeles: The Navy's Venerable Airship and Aviation Technology*, Brassey's, 2004.
- [16] D. Botting, *Dr. Eckener's Dream Machine: The Great Zeppelin and the Dawn of Air Travel*, New York: Owl Books, 2001.
- [17] J. G. Vaeth, *Blimps & U-boats: U.S. Navy airships in the battle of the Atlantic*, Naval Institute Press, 1992.
- [18] Z. Xiongfeng, G. Zheng ve H. Zhongxi, «Solar-powered airplanes: A historical perspective and future challenges,» *Progress in Aerospace Sciences*, no. 71, pp. 36-53, 2014.
- [19] IPCC, %1 içinde *IPCC Fourth Assessment Report: Climate Change 2007*, IPCC, 2007, pp. 323-385.
- [20] «U. S. Energy Information Administration,» [Çevrimiçi]. Available: http://www.eia.gov/energyexplained/?page=us_energy_transportation. [Erişildi: 31 12 2016].
- [21] «Solar Impulse,» [Çevrimiçi]. Available: <http://www.solarimpulse.com/adventure>. [Erişildi: 07 02 2016].
- [22] A. Dumas, M. Trancossi ve M. Madonia, «EFFECT OF ALTITUDE AND TEMPERATURE ON VOLUME CONTROL OF ANHYDROGEN AIRSHIP,» %1 içinde *Proceedings of IMECE2012 2012 ASME International Mechanical Engineering Congress and Exposition*, Huston, 2012.
- [23] [Çevrimiçi]. Available: <http://www.aerospaceweb.org/question/aerodynamics/sports/real-sphere.jpg>. [Erişildi: 20 02 2016].
- [24] A. D. Young, «The Calculation of the Total and Skin Friction Drags of Bodies of Revolution at Zero Incidence,» *Reports and Memoranda*, no. 1874, pp. 51-70, 1939.
- [25] G. E. Dorrington, «Drag of Spheroid-Cone Shaped Airship,» *Journal of Aircraft*, cilt 43, no. 02, pp. 363-371, 2006.
- [26] U.S. War Department, «Technical Manual of Airship Aerodynamics,» %1 içinde *Technical Manual of Airship Aerodynamics*, Washington, 1941, p. 24.
- [27] D. J. Bents, «Long-Duration Low- to Medium-Altitude Solar Electric Airship Concept,» National Aeronautics and Space Administration, Cleveland, 2011.
- [28] Rijksluchtvaartdienst, Luftfahrt-Bundesamt, *Transport Airship Requirements*, Federal Aviation Authority, 2000.

- [29] S. AG, 04 07 2016. [Çevrimiçi]. Available: <http://www.siemens.com/press/en/feature/2015/corporate/2015-03-electromotor.php?content%5B%5D=Corp>. [Erişildi: 11 10 2016].
- [30] «Wikipedia,» Wikipedia, [Çevrimiçi]. Available: https://en.wikipedia.org/wiki/Solar_constant. [Erişildi: 09 05 2016].
- [31] K. Scharmer ve J. Greif, *The European Solar Radiation Atlas*, Paris: Les Presses de l'École des Mines, 2000.
- [32] A. B. Meinel ve M. P. Meinel, *Applied Solar Energy: An Introduction*, New York: Addison-Wesley Pub (Sd), 1976.
- [33] «Wikipedia,» Wikipedia Foundation, Inc, [Çevrimiçi]. Available: <https://en.wikipedia.org/wiki/Albedo>. [Erişildi: 27 09 2016].
- [34] Q. Dai ve X. Fang, «A simple model to predict solar radiation under clear sky conditions,» *Advances in Space Research*, no. 53, p. 1239–1245, 2014.
- [35] G. E. Khoury, *Airship Design and operation: present and future: A Joint International Conference; Proceedings*, 1. cilt, Royal Aeronautical Society, 1986.
- [36] N. R. E. Laboratory, 20 04 2016. [Çevrimiçi]. Available: https://en.wikipedia.org/wiki/Solar_cell_efficiency#/media/File:PVeff%28rev160420%29.jpg. [Erişildi: 22 05 2016].
- [37] B. J. Brinkworth, *Solar Energy for Man*, Salisbury: UK: Compton Press, 1972.
- [38] G. C. a. E. Project, «An Assessment of Solar Energy Conversion Technologies and Research Opportunities,» Stanford University, 2006.
- [39] E. Li ve P. Chaparala, «High-Efficiency GaAs Thin-Film Solar Cell Reliability,» %1 içinde *NREL PV Module Reliability Workshop*, Golden, 2013.
- [40] A. Colazza, *Intial Fisibility Assessment of a High Altitude Long Endurance Airship*, Ohio: NASA, 2003.
- [41] K. Nice, «How Stuff Works,» [Çevrimiçi]. Available: <http://auto.howstuffworks.com/fuel-efficiency/alternative-fuels/fuel-cell2.htm>. [Erişildi: 30 10 2016].
- [42] U.S. Department of Energy Hydrogen Program, *Hydrogen Fuel Cells*, U. S. Department of Energy Hydrogen Program, 2006.

- [43] «Wikipedia,» Wikipedia, [Çevrimiçi]. Available: https://en.wikipedia.org/wiki/Fuel_cell#Types_of_fuel_cells.3B_design. [Erişildi: 30 10 2016].
- [44] ECOFYS, «Energy Storage Opportunities and Challenges A West Coast Perspective White Paper,» EDF Renewable Energy, 2014.
- [45] J. M. Miller, Propulsion Systems for Hybrid Vehicles, Cornwall: MPG Books Limited, 2004.
- [46] G. Roe, *Boeing Flywheel Energy Storage Technology*, Boeing Research and Technology, 2012.
- [47] «Fandom Powered by Wikia,» [Çevrimiçi]. Available: <http://math.wikia.com/wiki/Ellipsoid>. [Erişildi: 14 01 2017].
- [48] G. A. Corporation, United States Navy K-Type Airships, Akron, 1942.
- [49] NASA, «NASA Software,» [Çevrimiçi]. Available: <https://software.nasa.gov/software/LAR-18203-1>. [Erişildi: 21 03 2017].
- [50] T. A. Ozoroski, C. L. Nickol ve M. D. Guynn, *High Altitude Long Endurance UAV Analysis Model Development and Application Study Comparing Solar Powered Airplane and Airship Station-Keeping Capabilities*, NASA STI Program , 2015.
- [51] «Wikipedia,» 23 01 2017. [Çevrimiçi]. Available: https://en.wikipedia.org/wiki/List_of_British_airships. [Erişildi: 21 02 2017].
- [52] «Wikipedia,» 18 02 2017. [Çevrimiçi]. Available: https://en.wikipedia.org/wiki/List_of_Zeppelins. [Erişildi: 21 02 2017].
- [53] J. Jordan, «Helium: A Commercial Discussion: Helium Market Fundamentals, Processing and Marketing, IACX Otis Plant,» *Search and Discovery Article*, no. 70212, 2016.
- [54] IATA, «IATA,» [Çevrimiçi]. Available: <http://www.iata.org/publications/economics/fuel-monitor/Pages/price-analysis.aspx>. [Erişildi: 24 02 2017].
- [55] B. E. Prentice, R. P. Beilock ve A. J. Phillips, «Economics of Airships for Perishable Food Trade,» %1 içinde *5th International Airship Convention and Exhibition : Oxford England 19th - 22st August 2004 : conference proceedings*, Oxford, 2004.
- [56] Association of American Railways, «The Environmental Benefits of Moving Freight by Rail,» Association of American Railways, 2016.

- [57] «Association of American Railways,» [Çevrimiçi]. Available: <https://www.aar.org/todays-railroads/our-network?t=railinvestment>. [Erişildi: 01 01 2017].
- [58] B. E. Prentice ve J. Thomson, «Economics of Airships for Northern Re-supply,» %1 içinde *5th International Airship Convention and Exhibition : Oxford England 19th - 22st August 2004 : conference proceedings*, Oxford, 2004.
- [59] Nordex, [Çevrimiçi]. Available: http://www.nordex-online.com/index.php?id=53&L=2&tx_ttnews%5Btt_news%5D=2056&tx_ttnews%5BbackPid%5D=45&cHash=2a25c6d02e. [Erişildi: 26 02 2017].
- [60] Çalık, «Çalık Enerji,» [Çevrimiçi]. Available: <http://www.calikenerji.com/Pages/ProjectDetail.aspx?ID=11>. [Erişildi: 26 02 2017].
- [61] U. Cebeci, «Van havaalanı depreme dayandı,» Hürriyet, 2011.
- [62] «SolarGIS,» 2016. [Çevrimiçi]. Available: <http://solargis.info/doc/postermaps>. [Erişildi: 21 05 2016].
- [63] NASA, «Earth Observatory,» [Çevrimiçi]. Available: <http://www.earthobservatory.nasa.gov/>. [Erişildi: 09 02 2016].

Bu sayfa boş bırakılmıştır.