TEKNOFEST

HAVACILIK, UZAY VE TEKNOLOJİ FESTİVALİ

HELİKOPTER TASARIM YARIŞMASI

FİNAL TASARIM RAPORU

TAKIM ADI: ECO-DYNAMICS

TAKIM ID: #318141

TAKIM ÜYELERİ:

- Ahmet Yiğit Özel
- Sinem Bircan
- Mehmet Bülbül
- Mehmetcan Çakar
- Buse Gözübüyükoğlu

ECO-DYNAMICS

İÇİNDEKİLER

1. Giriş....1
2. Pazar Araştırması....1
   2.1 Pazar Büyüklüğünün Değerlendirilmesi....1
      2.1.1 Asya-Pasifik Bölgesi Alım Gücü Analizi....1
      2.1.2 Hedef Pazardaki Helikopter Piyasasının Durumu....2
   2.2 Hedef Pazarın Jeopolitik Özellikleri....3
   2.3 Hedef Pazar İhtiyaçlarının Belirlenmesi....4
3. Rekabet Analizi....5
   3.1 'PEST' Yöntemi....5
   3.2 'SWOT' Yöntemi....7
   3.3 Rekabetteki Konum....8
4. Fiyatlandırma....9
5. Tasarım Gereksinim Setleri....10
   5.1 Özgörev Profili....11
      5.1.1 Yangın Söndürme Görev Profili....12
      5.1.2 Vinç Görev Profili....12
      5.1.3 Kargo Görev Profili....13
   5.2 Nokta Performans Değerleri....13
6. Kavramsal Tasarım....13
   6.1 Alt Sistemler....13
      6.1.1 Aviyonik ve Alt Sistemleri....14
         6.1.1.1 Kontrol Sistemleri ve Bilgisayarları....14
         6.1.1.2 Gösterge Sistemler....15
         6.1.1.3 Haberleşme ve Görev Sistemleri....15
         6.1.1.4 Ataletsel Seyrüsefer Sistemleri....15
      6.1.2 Elektrik Sistemleri....15
      6.1.3 Sensörler....17
         6.1.3.1 Yapısal Bütünlük ve Kullanım Takip Sistemi (HUMS)....17
         6.1.3.2 Kullanılan Sensörler ve Genel Yerleşimi....17
      6.1.4 Motor Seçimi....18
      6.1.5 Pal Seçimi....19
      6.1.6 Rotor Sistemi....20
      6.1.7 Hava Alığı Seçimi ve Egzoz Yerleşimi....20
      6.1.8 Yakıt Seçimi....21
      6.1.9 Malzeme Seçimi....21
      6.1.10 Yakıt Deposu Tasarımı....22
      6.1.11 Güç Aktarma Sistemi....23
         6.1.11.1 Yardımcı Güç Santrali....23
            6.1.11.1.1 Yardımcı Güç Ünitesi (APU)....23
            6.1.11.1.2 Debriyaj....23
            6.1.11.1.3 Başlatıcı Yağ Pompası....23
            6.1.11.1.4 Başlatıcı Akümülatör....24
            6.1.11.1.5 Jeneratör Kiti....24
         6.1.11.2 Jeneratör....24
         6.1.11.3 Akü....24

6.1.11.4 Aktarma Organları....24
6.1.11.4.1 Ana Güç Aktarım Sistemi....24
6.1.11.4.2 Kuyruk Rotoru Güç Aktarım Sistemi....24
6.1.11.4.3 Kuyruk Rotoru Vites Kutusu....24
6.1.11.4.4 Burun Vites Kutusu....25
6.1.11.4.5 Şaft....25
6.1.12 İniş Takımları....25
6.1.13 Su Deposu ve Su Tabancası....25
6.1.14 Vinç Sistemi ve Seçimi....26
6.1.15 Koltuk Seçimi....26
6.1.16 İnsan Faktörü Analizi....27
6.1.17 Ergonomi....27
6.1.18 Yer Tesiri....28

6.2 Performans Analizleri ve Tasarım Optimizasyonu....28
6.2.1 Tasarım Optimizasyonu....28
6.2.1.1 Yanıt Yüzeyi ile Tasarım Optimizasyonu....28
6.2.1.2 Hesaplamalı Akışkanları Dinamiği....30
6.2.1.3 Yapısal Analiz Aşamaları ve Şase Tasarım Optimizasyonları....33
6.2.2 Gövde Sürüklemesi....34
6.2.2.1 Tırmanma Esnasında Etki Eden Dikey Sürükleme Kuvveti....35
6.2.2.2 Yatay Dengeleyici....35
6.2.2.3 Düşey Dengeleyici....35
6.2.3 Güç Kayıpları....35
6.2.3.1 Ana Rotor Güç Aktarım Sistemi Kayıpları....36
6.2.3.2 Egzoz ve Alık Kayıpları....36
6.2.3.3 Rotor Kaynaklı Kayıplar....36
6.2.3.4 Aerodinamik Kayıplar....36
6.2.3.5 Çevresel Faktör Kayıpları....37
6.3 Sistemlerin Yerleşimi ve CG Zarfı Kestirimi....37
6.3.1 Ağırlık Merkezi Kestirimi....37
6.3.2 Kabul Edilebilir Ağırlık Merkezi Aralığı....38

7. Görseller....39
8. Kaynakça....45
9. EKLER....48

9.1 EK-1....48
9.2 EK-2....52

Grafikler

Grafik-1 Ülkelerin Sivil Türbin Helikopter Oranları

Grafik-2 Hedef Pazar Ortalama Rakım Değerleri

Grafik-3 1991-2020 Yılları Arası Hedef Pazar Ortalama Sıcaklıkları

Grafik-4 2012-2021 Yılları Yenilenebilir Enerji Miktarları

Grafik-5 Helikopterlerin Güncel ve Hesaplanan Fiyatlarının Karşılaştıması

Grafik-6 Helikopter Pilotlarının Dolar Üzerinden Saatlik Maaşı

Grafik-7 ECO-Dynamics Teknik Özellikleri

Grafik-8 20 Helikopterin Maksimum Kalkış Ağırlığına Göre Yakıt Tüketim Grafiği

Grafik-9 Farklı Motorların Özgül Yakıt Tüketimi Grafiği

Grafik-10 Disk Alanı Yanıt Yüzey Grafiği

Grafik-11 Rotor Çapı Yüzey Yanıtı Grafiği

Görseller

Görsel-1 Asya-Pasifik Ülkelerine Göre Sivil Türbin Motorlu Helikopter Miktarları (2020)

Görsel-2 2021 Yılı Mayıs Ayı Asya-Pasifik Bölgesi Yangın Haritası

Görsel-3 Aircrane ve ECO-Dynamics Karşılaştırılması

Görsel-4 Yangın Söndürme Senaryosu 1

Görsel-5 Yangın Söndürme Senaryosu 2

Görsel-6 Vinç Görev Senaryosu

Görsel-7 Kargo Görev Senaryosu

Görsel-8 Kavramsal Tasarım Akışı

Görsel-9 Elektrik Üretimi

Görsel-10 Aviyoniklerin DC Barasına Bağlanışı

Görsel-11 Sensörlerin Helikopter Üzerinde Genel Yerleştirimi

Görsel-12 BERP Pal Ucu Tasarımındaki Basınç Dağılımı

Görsel-13 Helikopterimizde Kullanılan Pal Ucu Dizaynı

Görsel-14 Malzemelerin Renkli Gösterimi

Görsel-15 Yakıt Deposu Dizaynı

Görsel-16 Özgün Ana Güç Aktarım Sistemi

Görsel-17 Güç Aktarma Sistemi

Görsel-18 Su Deposu, Tabancası ve Hortumu

Görsel-19 Pilot Koltuğu ‘Armoured Crew’, Operatör Koltuğu ‘MFOS’

Görsel-20 Kokpit Paneli Ekranları ve Arayüzlerin Birbiri İle Bağlantısı

Görsel-21 İleri Uçuş İçin Statik Basınç Dağılımı (ATR)

Görsel-22 İleri Uçuş İçin Statik Basınç Dağılımı (FTR)

Görsel-23 Oluşturulan Mesh Elemanı Verisi

Görsel-24 Wall y Plus Kontür Grafiği

Görsel-25 İleri Uçuş İçin Velocity Streamline Grafiği

Görsel-26 Yükselerek İleri Uçuş İçin Velocity Streamline Grafiği

Görsel-27 Tırmanma İçin Velocity Streamline Grafiği

Görsel-28 PV3-240-10D Pompası Karakteristik Özellikleri

Görsel-29 Alt Sistemleri Ağırlık Merkezleri ve Genel Ağırlık Merkezi

Tablolar

Tablo-1 PEST Analiz Tablosu

Tablo-2 SWOT Analiz Tablosu

Tablo-3 Yapılan Helikopterin Rakiplerle Karşılaştırması

Tablo-4 Pazar Ülkelerinin Maksimum İşletim Ücretleri

Tablo-5 Helikopterin Öz Görev Profili

Tablo-6 Helikopterin Nokta Performans Değerleri

Tablo-7 Motorlar ve Özelliklerinin Karşılaştırılması

Tablo-8 Gövde Sürüklenmesine Etki Eden Parametreler

Tablo-9 Güç Kayıpları ve Yüzdeleri

Tablo-10 Alt Sistem Konumlandırılması ve Ağırlıkları

TEKNOFEST
HAVACILIK, UZAY VE TEKNOLOJİ FESTİVALİ

1. Giriş

Dünyada hava araçları neredeyse tüm sektörlerde kendine büyük bir yer edinmiştir. Döner kanatlı hava araçları da sağladığı düşey iniş kalkış özellikleriyle pazarda büyük bir paya sahiptir. Birçok alanda helikopterlere ihtiyaç duyulur ve bu talep bilinen ve yeni gelişmekte olan firmalarla karşılık bulur. Çoğu zaman firmalar gereksinimleri tespit ederek isterler doğrultusunda pazara hitap etmeye çalışsa da hala birçok pazar açığı olduğu ve bazı ihtiyaçların karşılanmadığı görülür. Bu raporda Asya-Pasifik Bölgesi'nin araştırılması ve ihtiyaçlarının belirlenmesi istenmiştir. Belirlenen ihtiyaçlar doğrultusunda rakiplerle kıyaslamalar yaparak talebe uygun olan yangın söndürme/yük taşıma görevlerine sahip ağır sınıf bir helikopter tasarlanmıştır. Helikopter 2 pilot ve 1 operatörden oluşarak ek ataşmanlarla görev profilini hızlıca değiştirme özelliğine sahiptir. Rakiplerine nazaran yüksek askı performansı ve fazla yük az yakıt prensibi ile pazarda dikkat çekmesi beklenmektedir. Tasarım sırasında tüm helikopter alt disiplinleri detaylı incelenmiş ve tasarımın son teknolojiyi kullanması hatta zamanın önüne geçmesi planlanmıştır. Bunların başlıca sebebi ağırlığı olabildiğince indirgeyerek görev tanımını en verimli şekilde yerine getirmesini sağlamaktır. İç aksamların modern versiyonları kullanılarak mürettebat ve bakım ekiplerinin işlerini kolaylaştırmak istenmiştir. Ayrıca çalışmada üretim ve diğer maliyetler kalite gereksinimleri göz önünde bulundurularak olabilecek en düşük seviyede tutulmaya çalışılmıştır. Tasarımda unutulmaması gereken ve büyük öneme sahip iki diğer alan ise üretilebilirlik ve sürdürülebilirlik faktörleridir. Üretim için çizimler ve araştırmalarda gerçekçi yaklaşımlar kullanılmış ve malzemeden üretim hattına kadar düşünülerek hareket edilmiştir. Sürdürülebilirlik konusunda ise özellikle alt sistemlerin parça teminleri göz önünde bulundurulmuş ve ürünün uzun süreli bakımlarında ve revize işlemlerinde müşteriye sorun çıkarılmaması için tercihler yapılmıştır. Bu iki konuda da yerli ve milli ürünlerin kullanımına dikkat edilerek bir sorun olduğunda üretimde ve parça temininde kolay tedarik önemsenmiştir. Bununla beraber helikopterin çeşitli ülkelerde yasal uçuş izni alabilmesi için helikopter ve havacılık alanındaki en güvenilir örgütlerden biri olan EASA sertifikasyon standartlarının takip edilmesine karar kılınmıştır. Bu nedenle EASA standartları [1] göz önünde tutularak tasarımın pazara hitap edecek ve pazarın gereksinimlerini karşılayacak şekilde olması hedeflenmiştir.

2. Pazar Araştırması

Bir ürünün satılabilmesi için doğru pazara yönelik araştırma yapılması oldukça önemlidir. Üretilen ürün piyasada bulunan en iyi, en kaliteli hatta en ucuz ürün olsa bile yanlış pazara satılmaya çalışılıyorsa ya da pazarın ihtiyaç ve isteklerini karşılamıyorsa ürünün boşa üretildiği söylenebilir. Bunun önüne geçmek için uzun yıllardır neredeyse tüm firmalar pazar araştırmalarına büyük önem verirler. Buradaki en önemli soru ise pazarın potansiyelini ölçerek ihtiyaç tespiti yapmaktır. Projede Asya-Pasifik bölgesinin pazar hacmi belirlenmiş ve bu verilerle hedef pazar seçilip jeopolitik özellikleri doğrultusunda gereksinimlerinin tespiti gerçekleştirilmiştir.

2.1 Pazar Büyüklüğünün Değerlendirilmesi:

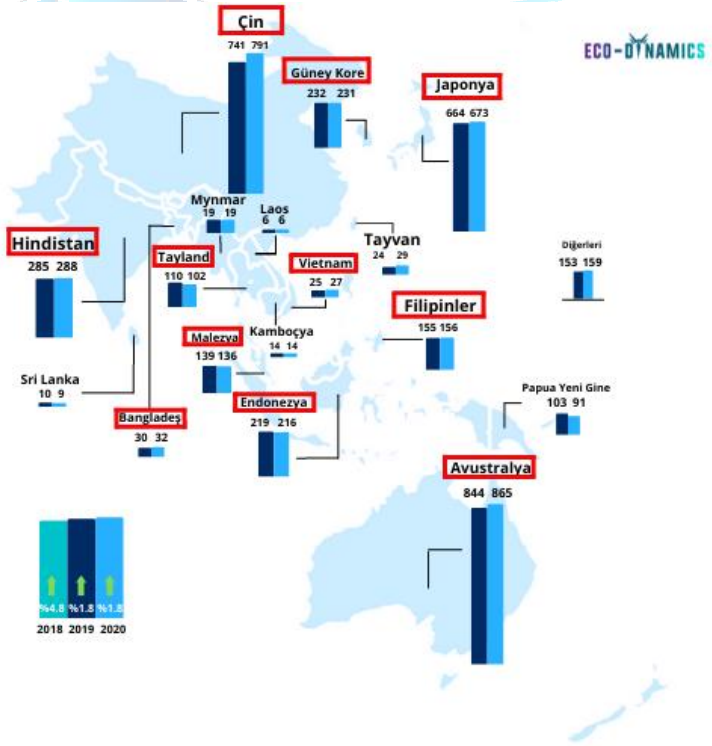
2.1.1 Asya-Pasifik Bölgesi Alım Gücü Analizi:

Türkiye-Avrupa Birliği arasında yaşanan dış ticaret düşüşü Türkiye'nin alternatif pazarlara yönlenmesine yol açmıştır. Bu durumda en çok dikkat çeken pazar, geniş ticaret hacmiyle Asya-Pasifik bölgesi olmuştur. Bölgenin satın alma paraiteleri milyon dolar cinsinden ve Dünya Bankası verileriyle değerlendirildiğinde [2] ilk 20 ülke arasında Asya-Pasifik bölgesinde olan Çin, Hindistan, Japonya, Endonezya, Güney Kore ve Avustralya dikkat çekmektedir. Verilerle yapılan hesaplamada görülür ki yukarıda belirtilen ülkeler ilk 20 ülkenin %45,67'sini oluşturur. Bu durum hedef pazar için önemli bir kriter olmuştur. Ayrıca Asya-Pasifik Bölgesinde bulunan ASEAN (Güneydoğu Asya Birliği) ülkelerine bakıldığında orta ada ülkelerini kapsadığı ve Türkiye'nin bu bölgedeki ülkelerle ilişkilerinin iyi olduğu ve ticaret hacmini son 17 yılda 17 milyardan 75 milyar dolara çıkarttığı bilinmektedir. [3] ASEAN ülkeleri ise alım güçleri doğrultusunda sıralanarak daraltılmıştır. Bu veriler ışığında hedef pazar ilk 20 satın alma gücü listesinde bulunan Asya-Pasifik ülkeleri ve ASEAN ada ülkelerinin bir kısmı olarak belirlenmiştir. Hedef pazarla olan ilişkilerde Türkiye'nin durumu incelendiğinde pazardaki büyük

ülkelerle ilişkisine bakılmalıdır. ASEAN ülkeleriyle sorun yaşanmaması ve ithalattan gelen güvenden dolayı sorun görülmese de diğer dev ekonomiler de detaylı incelenmelidir. Çin büyük pazar olarak değerlendirildiğinde ticari ilişkilerde sıkıntı gözlemlenmese bile Çin'in dış ticaret mevzuatının açık olmaması, ülke ile arasında sabit ve istikrarlı bir ticaret politikasının izlenmemesi, bankacılık işlemlerindeki eksiklikler gibi faktörler pazarı negatif etkileyebilir [4]. Bu etmenlere karşın Çin ile diplomasi açısından bir sorun görülmediği ve ticari olarak ithalattan gelen bir olumlu ilişkinin olduğu anlaşılmıştır. Bir diğer büyük pazar olan Hindistan değerlendirildiğinde karşılıklı ilişkilerde büyük sorunların olmadığı hatta çifte vergilendirmelerin önlenmesi için anlaşmaların olduğu gözlemlenir [5]. Ayrıca Hindistan ve Çin arasındaki büyük ticarete karşın Çin'in Pakistan'a destek vermesinden kaynaklı gerilmeler de yine pazara girmeye çalışan üçüncü ülkeler için avantaj olarak görülebilir [6].Güney Kore mercek altına alındığında ise Kore Savaşından bugüne gelen güçlü bağlar 'stratejik ortaklık' olarak devam etmektedir. Ancak bazı dezavantajlar Güney Kore'nin Çin'e yakınlığı olarak değerlendirilebilir. Bu dezavantaj Türkiye'nin Güney Kore pazarında birçok sektörde aktif olmasından dolayı hafifletilebilir. Son olarak büyük bir pazar olan Avustralya ele alınırsa son yıllarda ticari ilişkilerde büyük iyileşmeler görülmüştür. [7] Özellikle ihracat alanında pazarın elverişli olduğu bilinmektedir. Sıkıntı oluşturabilecek hususlar ise genel pazarın da en büyük sıkıntısı olan zaman farkı ve uzaklıktır. Hedef pazarlar incelendiğinde görülür ki pazara girmede makro sorunlar gözlenmemektedir. Yapılan tüm araştırmaların ışığında bir varsayım yapılırsa ülkelerin birebir ilişkilerinden ziyade konumsal ilişkileri ve üretimdeki gücü ticarette büyük yer tutar. Bu yüzden üretimin sadece ülke bazlı değil şirketlerle olan ilişkileri de önem taşır. Hatta ürün büyük bir ihtiyacı karşılıyorsa ticaret politikanın üstüne çıkabilir. Bu araştırmada ülke politikaları önemli bir konumda tutulsa da özel sektörlerin birçok ülkenin gayrisafi milli hasılasından yüksek ciroya sahip olması göz ardı edilmemiştir. Tüm bu analizlerle birlikte pazara sunulacak ürünün pazardaki konumunun önemi göz ardı edilemez. Bu doğrultuda ise nokta atışları yapmak gerekir. Bu yüzden helikopter sektörünün piyasa analizi yapılmıştır.

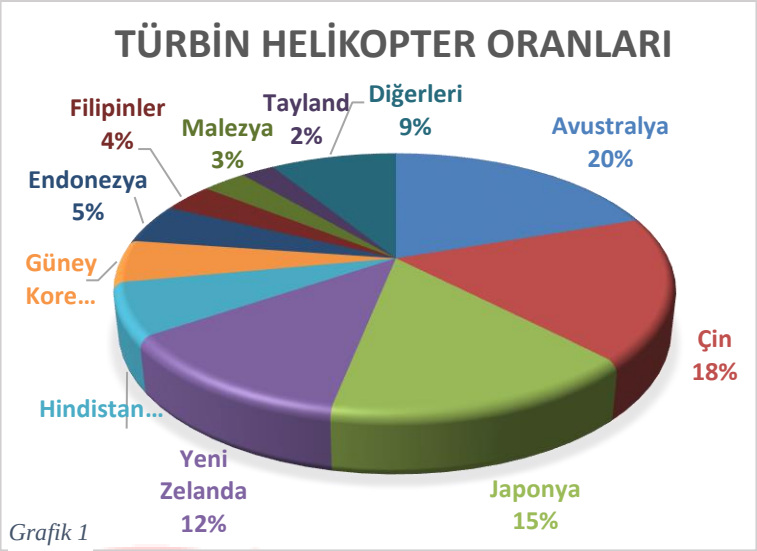
2.1.2 Hedef Pazardaki Helikopter Piyasasının Durumu:

Bir ürünü pazarlamadan önce sektörün durumunu iyi analiz etmek gerekir. Hedef pazarın potansiyeli anlaşıldıktan sonra yapılacak en mantıklı hamle helikopter sektörünün hedef pazardaki durumunu tespit etmektir. Bu durumda potansiyel pazar için envanter taraması yapılmış ve artış gözlemlenmiştir. Görsel-1'de [8] görüldüğü üzere 2019 ve 2020 yıllarındaki sivil sektördeki türbin motorlu helikopter sayıları verilmiştir. Elde edilen envanter verileri genel Asya-Pasifik ülkelerini kapsayacak şekilde hazırlanmış ve hedef ülkeler kırmızı dikdörtgen ile gösterilmiştir. Bu envanter analizinde alım gücü değerlendirmesinde alım potansiyeli olan ülkeler ile envanterinde yüksek artışa giden ülkelerin neredeyse aynı ülkeler olduğu



Görsel 1 Asya-Pasifik Ülkelerine Göre Sivil Türbin Motorlu Helikopter Miktarları (2020)

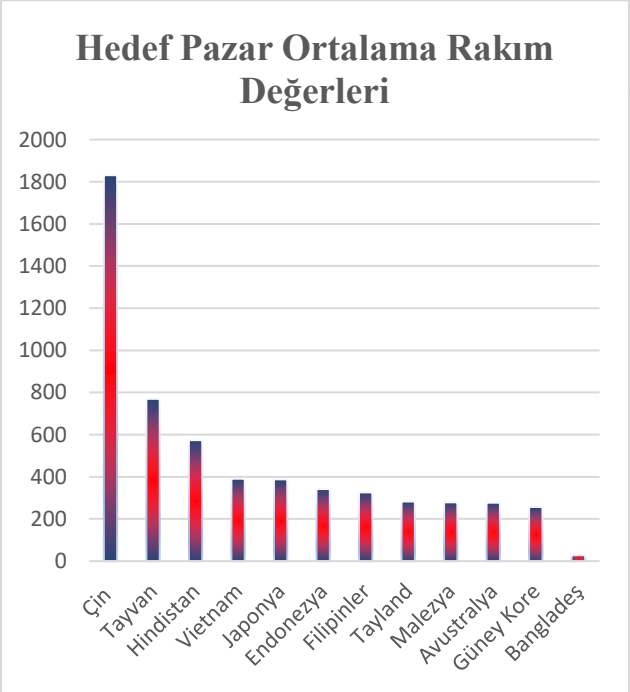
gözlemlenmiştir. Grafik-1'de görüldüğü üzere Asya-Pasifik türbin helikopter oran dağılımları da hedef pazarı destekleyecek konumdadır. Bu kıstaslara göre diğer ülkeler gibi Yeni Zelanda'nın da pazara uymadığı dikkat çekmiştir. Yeni Zelanda'nın hedef pazar olarak seçilmemesinin en büyük sebebi mevcut helikopter miktarına göre alım oranının düşük kalmasıdır.



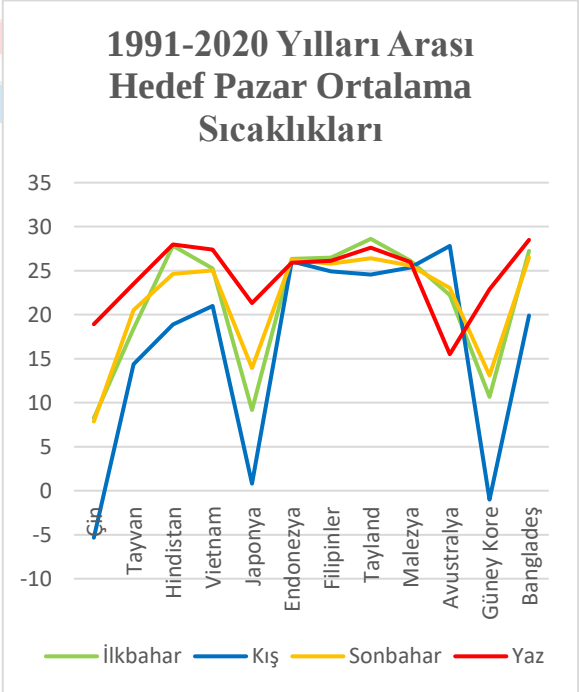
Grafik 1

2.2 Hedef Pazarın Jeopolitik Özellikleri:

Pazar büyüklüğünün değerlendirilmesinde pazarın potansiyeli değerlendirilmiş ve buna göre belli bir alanda hedef pazar belirlenip hedef pazarlar sektör bazında incelenmiştir. Hedef pazar belirlendikten sonra yapılacak bir diğer önemli adım ise ülkelerin jeopolitik yapılarını tanımlamak olacaktır. Bu sayede hedef pazarın potansiyeli ve yapısı doğrultusunda ihtiyaçlarının belirlenmesi kolaylaşacaktır. Hedef pazarın coğrafi konumu, ortalama hava durumu, rakımı, iklimi ve arazi koşullarının yanında ulaşımı, kültürleri, nüfusları ve hatta yerleşim düzeni bile üretilecek helikopterin satışını önemli ölçüde etkiler. Bu kısımda indirgenen ülkeler jeopolitik özellikleri bakımından incelenerek pazarın anlaşılması sağlanmıştır. Bir hava aracı tasarımında en önemli parametreler rakım ve sıcaklıktır. Bu verileri anlamak pazarı tanımlamakta yardımcı olacaktır. Grafik-2'de [9] görüldüğü üzere hedef pazarın ortalama rakımları araştırılmıştır. Buradaki veriler ortalama rakımların bir Orta Asya ülkesi ile kıyaslandığında orta seviyede olduğunu gösterir. Grafik-3'te de [10] görüldüğü üzere bölgenin yıl içinde sıcaklık seyrinin çok yüksek olmadığı ve ılıman bir hava durumuna sahip olduğu da çok net bir şekilde anlaşılır. Ayrıca coğrafyanın okyanuslarla çevrili olması ise kuvvetli fırtına ve rüzgarlara sebebiyet vereceği de unutulmamalıdır. Diğer alanlardan potansiyel pazar incelenirse teknolojik altyapı açısından kendilerini geliştirmiş ve yeniliğe açık ülkeler oldukları görülür. Genel hatlarıyla teknolojiye olan alışkanlıklar ve yoğun ilgi helikopter tasarımı planlanırken değerli ipuçları vermiştir.

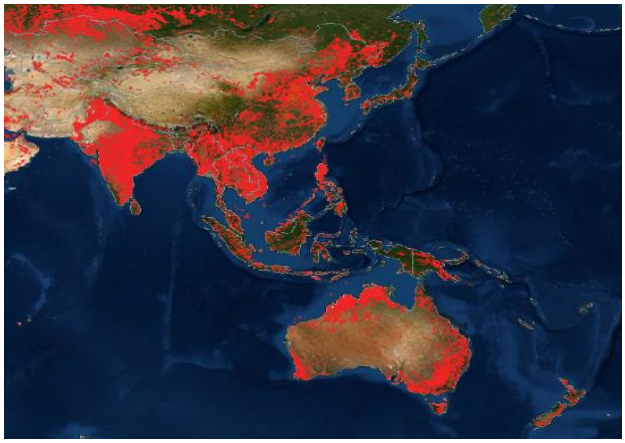


Grafik 2



Grafik 3

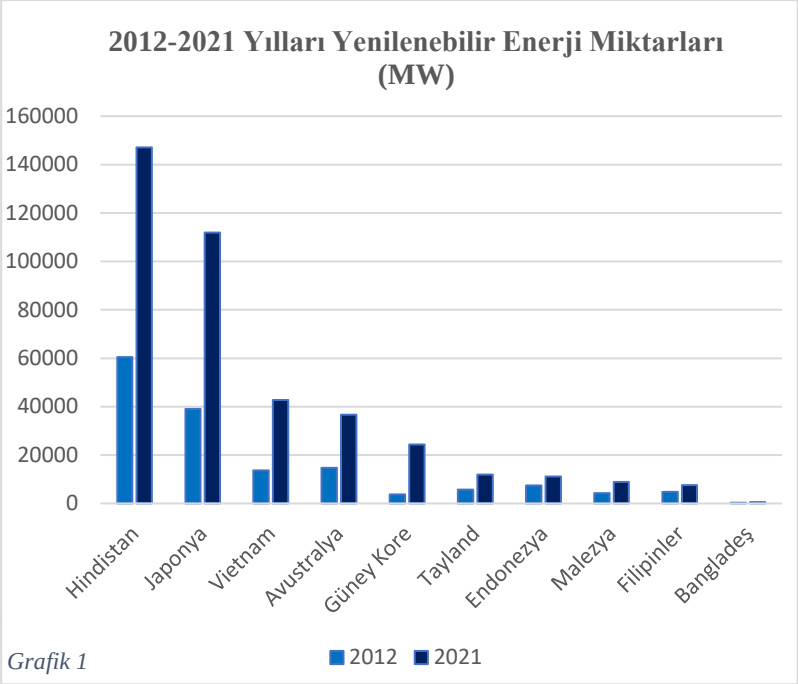
2.3 Hedef Pazar İhtiyaçlarının Belirlenmesi:



Görsel- 2 2021 Yılı Mayıs Ayı Asya-Pasifik Bölgesi Yangın

Tüm yapılan pazar araştırmasının en büyük sebebi satışa sunulacak helikopterin hangi pazarlara satışa sunulması gerektiği ve bu hedef pazarların ihtiyaç ve isterlerinin neler olduğunun kavranmasıdır. Yapılan analizler ve çıkarımlar doğrultusunda belirlenen pazar aralığının hangi problemlerle başa çıkmaya çalıştığı, problemlerin çözümleyebildiği ve çözümleyemediği kısımları ve yaşadığı problemlerde nasıl aksiyon aldığı göz önüne alınmıştır. Bu problemlerin havacılık ve özellikle helikopter sektöründeki etkilerinin neler olduğu özellikle incelenmiştir. Potansiyel pazarların problemleri yapılan geniş çaplı araştırmalar sonucunda üç başlık altında incelenmeye karar verilmiştir. Bunlar doğal afetler, denizaşırı ticari kargolama ve enerji/inşaat sektörleri olarak belirlenmiştir. Deprem, yangın ve tsunami denince akla Çin, Japonya, Güney Kore ve Avustralya ülkeleri gelmektedir. Hedef pazarın okyanuslarla çevrili olması büyük doğal afet sorunlarını beraberinde getirir. Ülkeler mercek altına alındığında bu afetlere karşı uzun yıllardır büyük bir çaba sarf edildiği ve olabilecek tüm önlemlerin alınmaya çalışıldığı gözlemlenir. Deprem ve tsunami verileri incelendiğinde Japonya ve Endonezya başta olmak üzere birçok ada ülkesi bu durumdan büyük ölçüde etkilenir. Depremler ve tsunamiler için büyük önlemler alınsada hedef pazar için hala büyük bir risktir. Dünya Sağlık Örgütü'ne göre küçük ada devletlerindeki alçak kıyı bölgelerinde yaşayan 700 milyondan fazla insan bu tehditle karşı karşıyadır. Bu durumlarda helikopter sektöründe ambulans, arama kurtarma gibi görev profiline sahip helikopterler tercih edilmekte olup gerektiğinde ağır sınıf helikopterlerde kullanılmaktadır. [11] Diğer bir doğal afet olarak yangınlar görülebilir. Yapılan araştırmada [12] hedef pazar için yangınların tahmin edilenden büyük bir sorun oluşturduğu görülür. Malezya %87, Japonya %71, Filipinler %62 ve Güney Kore %51 ormanlık alan oranlarıyla dikkat çeker. Ayrıca yüzölçümünün geniş olmasından dolayı ormanlık alanı geniş olan Çin, Avustralya ve Hindistan orman yangınları konusunda büyük bir probleme sahiptir. Görsel 2'de yangınların daha net görülmesi için [13]'den alınan yangın haritası görülmektedir. Araştırılan doğal afetlerde görülür ki bölge bu doğal afetlere karşı büyük çabalar vermesine rağmen hala alternatif çözüm yolları aramakta ve doğal afetlerin oluşturduğu negatif etmenlerden hızlıca kurtulmak istemektedir. Afet durumlarında helikopterlerin önemli bir rolü vardır. Deprem ve tsunamilerde oluşabilecek enkaz durumlarında ve orman yangınlarında yangının söndürülmesinde helikopterler çok kritik görevler alabilirler. Bu durum şirketlerin ve ülkelerin bünyesinde bu görevleri üstelenecek helikopterleri bulundurmasını zorunlu hale getirir. Doğal afetler yıkıcı ve üzücü olsa da helikopter pazarı için bir fırsat olduğu unutulmamalıdır. Denizaşırı ticari kargolama açısından pazar incelendiğinde ise odak, ada ülkeleri olmalıdır. Hedef pazar içinde değerlendirildiğinde başta dünyanın en büyük ada ülkesi olma özelliğini taşıyan Endonezya ile Filipinler ve Japonya ticari kargo işlemlerinde ada ülke olmanın dezavantajlarını büyük oranda yaşamaktadır. [14] Dış ülkelerle ulaşımlarını deniz ya da hava yoluyla sağlayabilen bu ülkeler ticaretin gelişmesiyle ihtiyaç duyulan hıza yetişmek için çoğu zaman hava yolunu kullanmaktadır. Kısa sürede yoğun transferler yapılması kazançlarını yüksek oranda arttıracağı için bu durum sektör için büyük öneme sahiptir. Alanda duyulan taşımacılık ihtiyacına karşın helikopter arayışı son hızla devam etmektedir. Bu gereksinim göz ardı edilemeyecek kadar büyüktür. Son olarak enerji açısından sorunların ve ihtiyaçların anlaşılması için araştırma yapılmıştır. Enerji sektörünün helikopter sektöründeki etkilerine bakıldığında bu durum iki şekilde incelenebilir. Son zamanlarda büyük artış gösteren yenilenebilir enerji gelişimine bakıldığında hedef pazarın bu teknolojiyi özenle benimsediği ve bu alana yoğunlaştığı görülür. Bu durumu daha iyi analiz edebilmek için 2012-2021 yılları arasındaki MW cinsinden yenilenebilir enerji üretimi incelenmiştir [15, 16]. Yenilenebilir enerjide birçok yöntem varken bu verilerin neredeyse tamamı rüzgâr türbinlerinden elde edilen enerjiyi kapsar. Verilerde Çin 2012'den 2021'e yaklaşık %338 enerji miktarı artışıyla açık ara zirvededir, bu yüzden dağılımların rahat görülmesi için tabloda gösterilmemiştir. Başta Çin olmak üzere Hindistan, Japonya, Avustralya ve Vietnam rüzgâr türbinleri

konusunda dikkat çekmektedir. Bu durum helikopter sanayisini olumlu etkileyen başka bir durum olma özelliği taşır. Rüzgâr türbinleri kolay ulaşılamayan noktalarda kurulabilir. Koşullar helikopter ihtiyacını beraberinde getirir. Ek olarak rüzgâr türbinlerinin düzenli bakımı ve temizlenmesi için de yine ağır sınıf helikopterler tercih edilmektedir. Ayrıca enerji sektöründe hala elektrik santralleri kullanılmakta olup bu durumda da yine ulaşılması zor noktalara ulaşmak konusunda vinç helikopterlerine ihtiyaç artmaktadır. [17]'a göre elektrik hattı inşaatı da lider sektörlerdendir.



Grafik 1

3. Rekabet Analizi

Rekabet analizinde hedef pazarın durumu ve ihtiyaçları doğrultusunda helikopterin pazara hangi görev tanımıyla ve hangi sınıfla girmesine karar verilmelidir. Halihazırda kullanılan ve ihtiyaçlar doğrultusunda oluşan pazar açıklarına, doğru ürünü sunmak için görev tanımı ve helikopter sınıfı yüksek önem taşır. Hedef pazarın en çok sorun yaşadığı sektörler incelendiğinde genel bir değerlendirme yapılacak olursa doğal afetlerde ambulans, arama kurtarma, genel maksat helikopterlerinin yanında vinç ve yangın helikopterlerinin önemi dikkat çekmektedir. Denizaşırı ticari kargo alanında kargo helikopter ihtiyacının görülmesi ve enerji alanında ise yine vinç helikopterlerinin ihtiyacı gözlenmektedir. Helikopter görevleri açısından yeni dünyada birçok görev profili oluşsa da az maliyetle çok gereksinimin karşılanma isteği çok görevli helikopterlerin tasarlanmasına ve pazarda yer bulmasını sağlamıştır. Bu konumda iki ana helikopter türü arasında karar kılınması gerekmiştir. Bunlar hafif sınıf, genel maksat ya da ağır sınıf çok görevli helikopterlerdir. Hafif sınıf helikopterlerde pazarın durumu analiz edildiğinde birçok dev markanın pazarda çekişmeli bir rekabet içinde olduğu dikkat çekmiştir. Ayrıca bu markaları üreten ülkelerin de pazardaki ilişkilerinin çok sağlam olduğu gözlemlenir. Mevcut ve yeni rakipleri kolayca diskalifiye edebilen bu pazardan kaçınılmış ve pazar riskli görülmüştür. Ağır sınıf çok görevli helikopterlere bakıldığında çok amaçlı hafif sınıfa görece hedef pazarda daha az satışı gerçekleştirdiği bilinir. Bu durum standart koşullarda negatif görülse de rekabetin büyük oranda az olması ve pazarın gereksinimlerini pazardaki ürünlerin tam anlamıyla karşılayamıyor oluşu ağır sınıf çok görevli helikopter pazarında büyük bir potansiyel oluşturmaktadır. Tüm bu yapılan pazar araştırmaları sonunda söylenebilir ki seçilen hedef pazara ağır sınıf çok görevli bir helikopterle girmek pazarda tutunmayı sağlayacaktır. [17] kaynağına göre ağır sınıfta bu görevler için kullanılan Aircrane S-64 modelinin 2019 yılındaki 2,81 milyar dolarlık küresel hacmini 3,22 milyar dolara çıkarmasının beklendiği görülüyor. Bu durum da hedef pazar ihtiyacı hakkında fikir edinilmesini sağlar.

3.1 'PEST' Yöntemi:

Rekabet analizinde birkaç parametre rekabet ortamını tanımlamayı sağlar. Bu durum 'PEST' yöntemi ile dört başlık altında siyasi, ekonomik, sosyokültürel ve teknolojik açıdan artıları ve eksileriyle incelenmiştir. Siyasi açıdan bakıldığında Türkiye ve hedef pazar arasındaki ortaklıklar büyük avantaj sağlar. Bunlara en iyi örnek ASEAN ile yapılan Sektörel Diyalog Ortaklığı [5] olarak gösterilebilir. Bu ortaklıklar pazardaki konumda büyük değer taşır. Pazar ülkelerinin büyük ülkelere bağımlı olmama isteği bir diğer politik unsurdur. Örnek vermek gerekirse ABD ve Çin arasında olan büyük ticari üstünlük savaşından dolayı Çin'de ABD'ye bağlı kalmama isteği doğmuştur. Bu konumda üçüncü oyuncular Çin'in ABD'den ithal ettiği zorunlu ihtiyacını karşılaması durumunda büyük avantaj taşır.

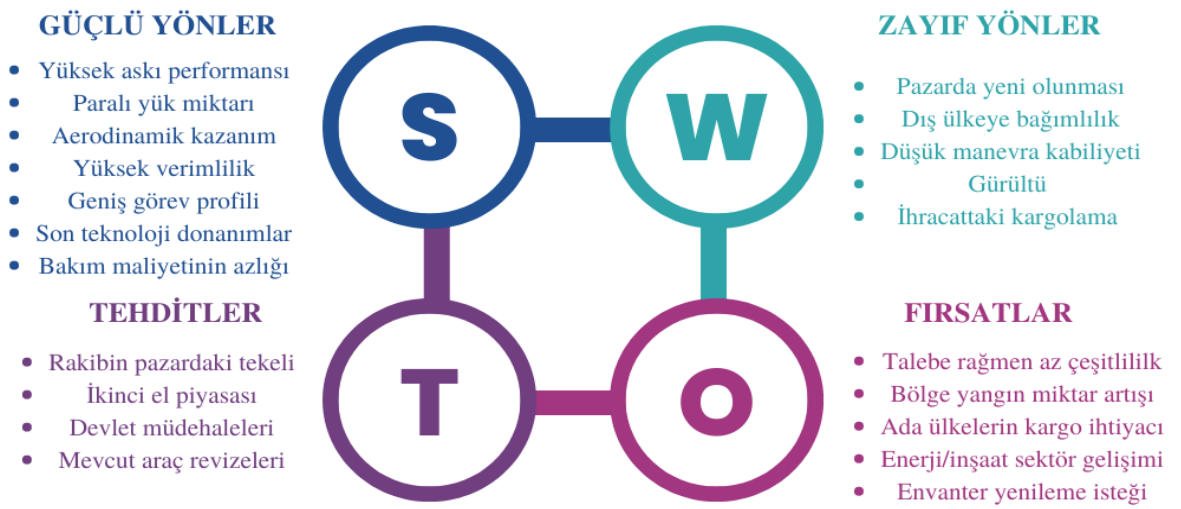
[18] Pazardaki potansiyel en büyük rakibin ABD merkezli olması ise durumu fırsata çevirmeyi sağlar. Ancak burada bir diğer faktör olan dış ticarette 'Korumacılık' kavramı devreye girer. Bu kavram kapsamında devletler kendi ulusal üreticilerini haklı ya da haksız dış rekabetten korurlar. Pazarda üretilmesi planlanan helikopter tipi hedef pazar ülkelerinde üretilmese de yakın tiplerde üretilen helikopterler satışta sorun yaratabilir. [18] Bunlarla birlikte bölgenin kendi arasında yaptığı ticaret bazlı politik anlaşmalar tehdit olarak gözlemlenir. Bölgedeki ticaret ve yatırım serbestleşmesini içeren APEC (Asya-Pasifik Ekonomik İş birliği Örgütü) dünyadaki en büyük ticaret hacmine sahip olan ekonomik birleşmedir. Bunun en büyük sebebi bu örgütte Çin başta olmak üzere ABD, Güney Kore ve Japonya gibi büyük ülkelerin bulunmasıdır. APEC içe dönük ticari yapıya karşı olduğunu söylese de siyasi temelli bu anlaşma negatif bir etmen olarak değerlendirilir. [19] İkinci faktör olan ekonomi ele alındığında Türkiye ve hedef pazarın ithalattan kaynaklı ilişkileri olumlu bir etmendir. Bugüne kadar bölgeyle ticarette ithalatın daha yoğun olduğu bilinir. Ancak bu durum beraberinde ticari bağların oluşmasını sağlamıştır. Bir başka olumlu parametre ise ülkelerle yapılan vergi anlaşmalarıdır. Bu anlaşmalar halihazırda Avustralya gibi ülkelerde Türkiye'nin ithalatında uygulansa da bu durum tam tersi yönde de anlaşmalarla çok rahat sağlanabilir. [20] Ekonomik açıdan negatif yönler incelendiğinde ise hedef pazarın içinde ve çevresinde bulunan ucuz üretim yapan ülkeler dikkat çeker. Araştırmalarda hedef pazar belirlenirken seçilen kategorinin aynı tip ve sınıfta ürünleri üretmediği gözetilmiştir. Ancak benzer ürünlerin bu pazarda üretilmeye çalışılması ileride yakınlık ve maliyet açısından bir tehdit oluşturabilir. Bir diğer olumsuz faktör ise hedef pazarla Türkiye arasında bulunan ithalat-ihracat açığıdır. Belirlenen ülkelerden sürekli ithalat yapılması ilişkiler bakımından iyi görülse de sürekli alım yapan ülkelerden ürün satın almak ticari güvende ilk aşamada sarsıntıya sebep olabilir. Üçüncü faktör sosyokültürel olarak görülür. Bu etmen tolere edilemeyecek hatta ürüne yön verecek kadar önemlidir. Pazar bu alanda incelenirse görülür ki kullanım alışkanlıklarının değişmesiyle yeni ürünlere olan ihtiyaç artmıştır. Bu ihtiyaç mevcut ürünlerin emekliye ayrılmasına sebep olabilir. Özellikle teknolojinin çok hızlı gelişmesi son teknoloji üretilmesi planlanan bir helikopter için değerli bir kazanımdır. Çevreci bir neslin yetişmesi ise karbon ayak izi az ürün tercihinde önemli rol oynar. Ayrıca oluşacak yangın gibi herhangi bir doğal afette derhal müdahale isteği doğacak ve bu durum pazara yansıyacaktır. Aynı avantaj ihtiyaçların yenilenebilir kısmında da görülür. Üretilecek helikopterin çevreye zararının minimumda tutulması tercih oranını arttıracaktır. Bilinçli bir neslin yetişiyor olması avantaj sağlarken yerli ürüne yönelim konusunda bu pazarda dezavantaj olarak yorumlanabilir. Son olarak sosyoekonomik faktörlerden belki de en önemlisi pazarın Türkiye ile olan uzaklığı olarak görülür. Bu durum iki farklı kültür açısından ticareti bile etkileyecek problemlere sebep olabilir. Son önemli etmen ise teknolojik etmenlerdir. Bu durum pazarda fark atmak için ana konulardandır. Teknolojinin getirdiği gereksinimleri yakalamak gelişmiş ve gelişmekte olan ülkeleri kapsayan hedef pazar için dikkat çekici olacaktır. Teknolojik yenilikleri yakından takip eden bu bölge son teknolojiyle donatılacak ürünlere de ilgisini hızlıca belli edecektir. Olumsuz açıdan bakılırsa teknolojinin gelişmesinin tüm dünya gibi hedef pazar tarafından da bilindiği görülüyor. Teknoloji sayesinde ülkeler kendi envanterinde bulunan helikopterlere bazı revizyon işlemleri uygulayabilir. Teknoloji bu açıdan üretici firmaya negatif bir etki yapar.

P	E	S	T
SİYASİ	**EKONOMİK**	**SOSYO KÜLTÜREL**	**TEKNOLOJİK**
+ Türkiye ve hedef pazar arasındaki ortaklıklar	+ Türkiye ve hedef pazarın ithalattan kaynaklı ilişkileri	+ Kullanım alışkanlıklarının değişmesiyle yeni ürüne ihtiyaç doğması	+ Teknolojinin getirdiği gereksinimleri yakalama zorunluluğu
+ Hedef pazar ülkelerinin büyük ülkere bağımlı olmama isteği	+ Türkiye ve hedef pazar ülkelerinin vergi anlaşmaları	+ Çevreci bir nesilin yetişmesi	+ Teknolojik yeniliklere yüksek duyarlılık
– Dış Ticarette 'Korumacılık' kavramı	– Hedef pazarın ucuz üretim yapan ülkelere yakınlığı	– Bilinçli tüketicilerin yerli ürün kullanma isteği	– Envanterlerdeki helikopterlerin teknolojik açıdan revize durumları
– Hedef pazar ülkelerinin kendi arasındaki politik anlaşmalar	– Türkiye ve hedef pazar ülkelerinin arasındaki dış ticaret açığı	– Türkiye ile hedef pazarın konumsal uzaklığı	

Tablo 1 PEST Analizi

3.2 ‘SWOT’ Yöntemi:

Tüm yapılan analizler sonucunda pazardaki konumun anlaşılması için ’SWOT’ analizi yapılmıştır. Burada pazar ve tasarlanacak ürün hakkında bilgi verilmiştir. Güçlü yönler irdelendiğinde helikopter askı performansı ve paralı yük miktarının yüksekliği ile pazarda oluşan kargo ve yangın helikopter ihtiyacı giderilirlerken en çok bu görev profilinde ihtiyaç olan askıda kalma durumunun iyileştirilmesi amaçlanmıştır. Mümkün olduğunca aerodinamik tasarlanan bu helikopter geliştirilen birçok özellikleriyle yüksek verimlilikte görevini en iyi şekilde yerine getirmesi planlanmıştır. Pazardaki helikopterlere rakip olunması için yangın söndürme/vinç/kargo görev profillerini yerine getirebilecek bir helikopter tasarlanmıştır. Bununla birlikte gelişen dünyayı son teknolojiyle yakalayarak pazarın ilgisinin çekilmesi hedeflenmiştir. Son olarak ise ürün minimum parça gereksinimi ile donatılmış olup bakım maliyetlerinde mümkün olduğu kadar azalma yapılmıştır. Zayıf yönler irdelenirse pazarda çok yeni olunması kötü bir etmendir. Pazarın güveninin hızla kazanılması gerekir. Türkiye’de üretilen helikopter motorları öz görev profili için yetersizdir. Bu yetersizlik özellikle motor alanında dış ülkeye bağımlılığı beraberinde getirir. Üretimi yerlileştirerek bu faktör çözüme kavuşturulabilir. Ayrıca bilinmelidir ki bir helikopter yapısı gereği her alanda başarılı olamaz. Özellikle pal yapısında ve performans hesaplamalarında askı performansı yüksek tutulmak istenilmiş ve bu durum ani manevra kabiliyetini etkilemiştir. Bir savaş helikopteri tasarlanmadığı için önemli parametreler arasına eklenmemiştir. Bir helikopterin palleri ne kadar uzun ve geniş olursa gürültü o kadar artar. Bunun önüne pal yapısıyla geçilmeye çalışılmış ancak görev profili gereği yine önemli parametrelerden biri olarak görülmemiştir. Son zayıf yön ise Türkiye ile hedef pazar arasındaki mesafeden dolayı ürünün satıştaki kargolama zorluğudur. Büyük ve ağır bir helikopter tasarlanacağı için kargolamada büyük sorunlar yaşanabilir. Fırsatlar değerlendirildiğinde talebe rağmen ürünlerin çeşitlendirilmediği hatta bazı ürünlerin görev profili dışında farklı amaçlarda kullanılarak bu açığın kapatılmaya çalışıldığı görülür. Bu durum büyük bir pazar açığı doğurur. İkinci olarak yangın artışları üzücü bir durum olsa da bu hedef pazarda fırsatların artmasını sağlar. İhtiyaçların belirlenmesinde de göründüğü gibi ada ülkelerdeki kargo ihtiyacı da büyük bir avantajdır. Bir diğer avantaj ise enerji ve inşaat sektörünün hızla gelişmesinden kaynaklı vinç helikopter ihtiyacının artmasıdır. Yapılan araştırmalarda bölgede aynı görev profilinde kullanılan helikopterlerde alımların yapılacağı öğrenilmiştir. Bu pazarın en büyük fırsatı olarak görülebilir. Son olarak tehditlere bakılacak olursa ülkelerin envanterlerinde aynı tip ve görev profiline sahip helikopterin bir marka olduğu pazardaki hakimiyetini kurmuş olmasından dolayı tehdit olarak görülebilir. Ayrıca kullanılmayan bazı helikopterlerin çok daha ucuza ikinci el satılması da diğer bir tehdittir. Bir diğer problem ise devlet müdahalelerinden kaynaklı satışların etkilenmesi olarak görülmüştür. Ayrıca pazardaki araçların revizeleri de üretilen ürünün satışında zorluk çıkarmaya sebep olabilir.



Tablo 2 SWOT Analizi

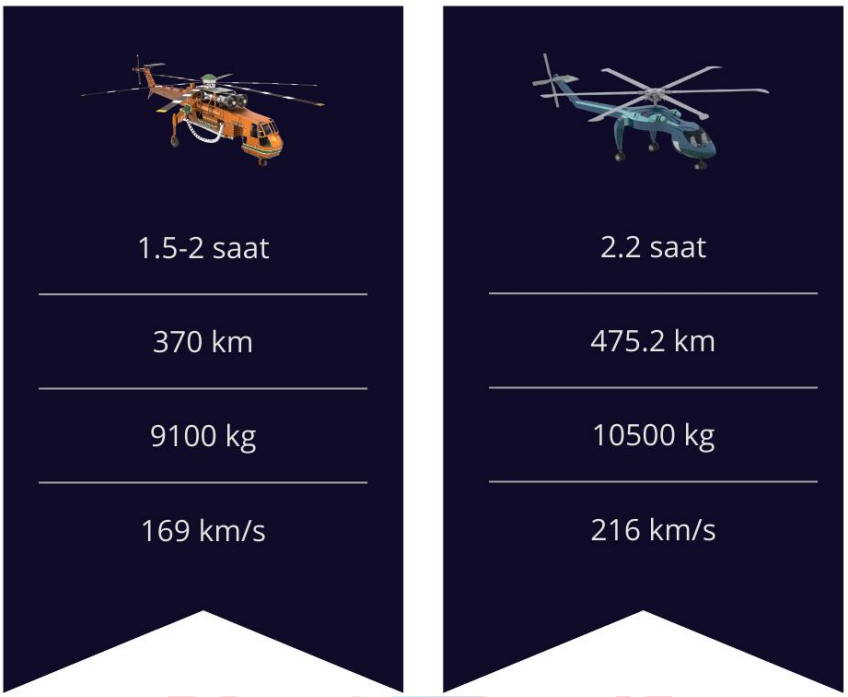
3.3 Rekabetteki Konum:

İhtiyaçların belirlenmesi kısmında anlaşıldığı üzere hedef pazar ülkelerinin doğal afetlerlerle olan mücadelesinden kaynaklı bir, denizaşırı havacılık ticareti sektörü oluşturmuştur. Bu sektörün oluşturduğu açık ile birlikte, enerji ve inşaat alanlarında oluşacak potansiyel ihtiyaçları giderebilmek adına ağır sınıf yangın söndürme/vinç helikopteri tasarlanmasına karar verilmiştir. Geniş görev profiliyle çeşitli alıcılara hitap eden bu helikopter rakiplerini yüksek askı performansı, paralı yük kapasitesi, son teknoloji donanımları ve verimlilik özellikleri ile geride bırakması beklenmektedir. Bunlarla birlikte aerodinamik açıdan helikopter yapısında olabilecek en iyi tasarım planlanarak ileri uçuş performansının artışı hedeflenmiştir. Seçilen gereksinimler, araştırmaların yanında pazardaki rakipler ve rakiplerin özellikleri incelenerek de değerlendirilmiştir. Pazardaki rakiplerin analizi de yapılacak olursa Tablo 3'te görüldüğü üzere hedef pazarların envanterlerindeki rakip helikopterler kıyaslanmıştır.

Model	Maksimum Kalkış Ağırlığı (kg)	Seyir Hızı (km/s)	Paralı Yük (kg)	Pal Sayısı	Menzil (km)	Ana Rotor Çapı (m)	Kuyruk Rotor Çapı (m)	Kuyruk Rotoru Pal Sayısı
CH-53K	39900	310	12246	7	850	24.08	6.10	4
S-64 Aircrane	21319	169	9100	6	370	21.95	4.88	4
CH-47 Chinook	22680	291	10886	6	740	18.29	-	Tandem
Mil Mi-10K	43550	180	8260	5	430	35	6.3	4
Mil Mi-26	56000	255	12000	8	500	32	7.6	5
Mil Mi-17	13000	240	4000	5	620	21.1	3.9	3
Mil Mi-6	44000	250	20117	5	500	35	6.3	4
AW-101	15600	278	6000	5	1390	18.59	4	4
UH-60 Seahawk	9900	296	3032	4	830	16.36	3.35	4
ECO-Dynamics	22314	216	10500	6	475.2	23.09	5.53	4

Tablo 3 Yapılan Helikopterlerin Rakiplerle Karşılaştırılması

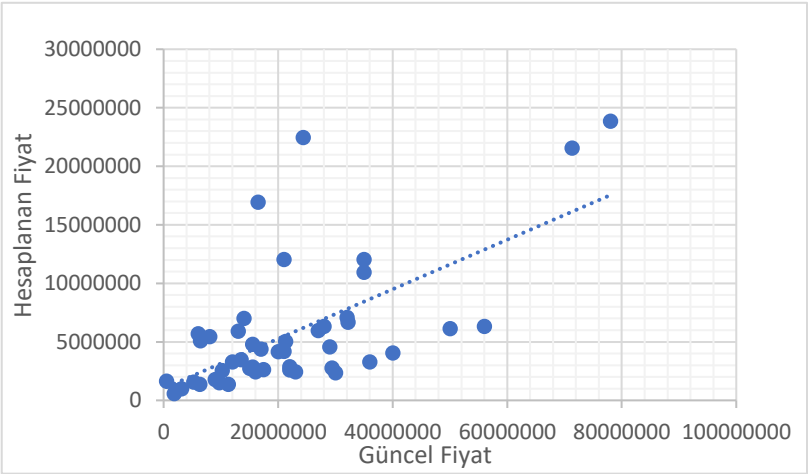
Bu rakiplerin arasında en büyük rakip görev tanımı gereği S-64 Aircrane olarak görülmüş ve diğer ağır sınıf benzer görevi yapan helikopterlerle de kıyaslamalar yapılmıştır. Bu doğrultuda pazarda yeni olduğu unutulmayarak rakibine yakın bir ağırlıkta olsa da ağırlığına göre oransal olarak daha çok paralı yük taşımasıyla avantajlı durumdadır. Ayrıca menzilini Aircrane'e göre 105,2 km ve uçuş süresini yaklaşık 36-40 dakika arasında arttırarak pazarda dikkatleri üzerine toplaması amaçlanmıştır. Tasarımsal olarak da daha aerodinamik bir yapı kullanılmış ve motordan elde dilen güçle birlikte paralı yükte 1400 kg artış gerçekleşmiştir. Seyir hızını da 47 km/s arttırarak rakibinin üstüne çıkması hedeflenmiştir. Yapılan hesaplamalarda ana rakibine göre özgül yakıt tüketimi azaltılıp helikopterde parça sayısı minimuma indirilerek bakım maliyetleri oldukça azaltılmıştır. Bunların yanında son teknoloji ile pilotun manuel gerçekleştirdiği birçok görev otonom hale getirilerek insan faktörü ön planda tutulmuştur. Boru toplama sistemi, ağırlık merkezi yerleşimi ve su deposu tasarımı ile hantal ve denge sarsıcı etkilerden kaçınılmış ve askı performansının arttırılması hedeflenmiştir. Bu farklılıklarla potansiyel alıcıların dikkatinin çekilmesi planlanmıştır.



Görsel 3 Aircrane ve ECO-Dynamics Özelliklerinin Karşılaştırılması

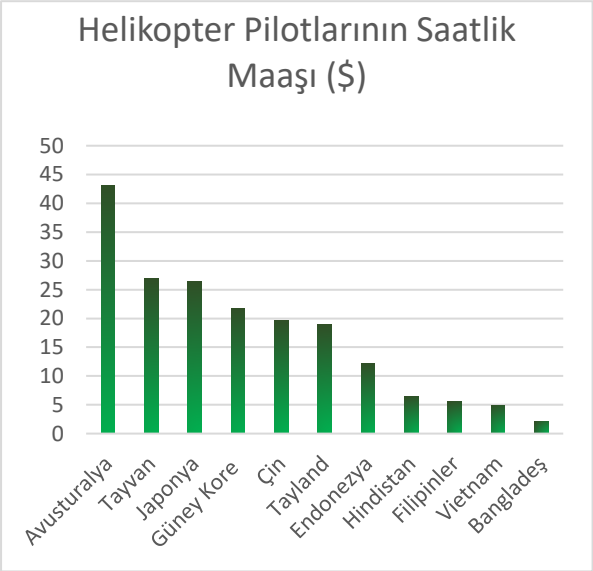
4. Fiyatlandırma:

Bir ürünü pazarlamanın en önemli adımlarından birisi ürünün kabul edilebilir bir fiyatının olmasıdır. Bu nedenle helikopterin fiyatı belirlenirken pazardaki şirketlerle yarışabilmesi büyük bir öncelik taşımaktadır. İlk olarak ürünün maliyet analizi için pazar içerisindeki şirketlerin ürünleri incelenmiş, ancak ürünlerin fiyatlarına erişim sağlanamadığından ampirik denklemler ile ürünün maliyetine yaklaşılmasına karar verilmiştir. Bu doğrultuda [21] ampirik denklemleri kullanılmıştır. Ancak Harris'in denklemleri eski teknolojileri kapsadığından, bu formülleri günümüz teknolojilerine uyarlamak zorunludur. Bu nedenle an itibariyle global pazarda hali hazırda fiyatı bilinen helikopterler bu hesaplamadan geçirilmiş ve güncel fiyatlarının, hesaplanan fiyatlarıyla oranı belirlenmiştir. Bu oranların ortalaması, ampirik denklemlerden gelen rakama bölündüğünde elimizdeki maliyet değeri 33,4 milyon dolar olarak hesaplanmıştır. Grafik 5'te hesaplanan fiyat ile güncel fiyatın karşılaştırılması görülmektedir. Helikopterin satış fiyatı düşünüldüğünde kar oranı %7 olarak alınmıştır ve kar miktarı ile helikopterin satış fiyatı 35,8 milyon dolar olarak hesaplanmıştır. Helikopterin önemli giderlerinden birisi işletme ücretidir. İşletme ücreti, dolaylı ve doğrudan işletme ücreti olarak ikiye ayrılır. Dolaylı işletim ücreti, taşıt ve yolcu kaynaklı maliyetlerdir. Doğrudan işletme ücreti ise bakım, mürettebat, yakıt gibi maliyetlerin yanında değer kaybı, gövde sigortası ve finans kaynaklı maliyetleri kapsar. Bakım, mürettebat ve yakıt maliyetlerini kapsayan ayağına nakit doğrudan işletim maliyeti, değer kaybı, gövde sigortası ve finans maliyetlerini kapsayan ayağına ise sahiplik doğrudan işletim maliyeti denmiştir [22]. Nakit doğrudan işletim



Grafik 2 Helikopterlerin Güncel ve Hesaplanan Fiyatlarının Karşılaştırması

maliyetini hesaplarken Tischhenko metodu kullanılmıştır. Bu metodu kullanabilmek için helikopterin varsayılan ömrü 10,000 saat olarak belirlenmiştir. Bu metoda göre helikopterin saatlik maaşı ve saatte sarf edilen yakıt miktarı ile fiyatı önemli bir yer kaplamaktadır. Sahiplik doğrudan işletim maliyeti ise [22] kaynağında belirtildiği gibi toplam doğrudan işletim maliyetinin yaklaşık %74'üne eşittir. Hedef pazarımız birden fazla ülkeyi kapsadığından, her ülke için ayrı bir nakit ve sahiplik doğrudan işletim maliyeti hesaplanmıştır. Her ülke için maksimum doğrudan işletim ücretleri dolar üzerinden Tablo 4'te verilmiştir. Grafik 6'da ise hedef pazar ülkelerinde çalışan pilotların saatlik maaşları dolar üzerinden verilmiştir. [23, 24]



Grafik 3

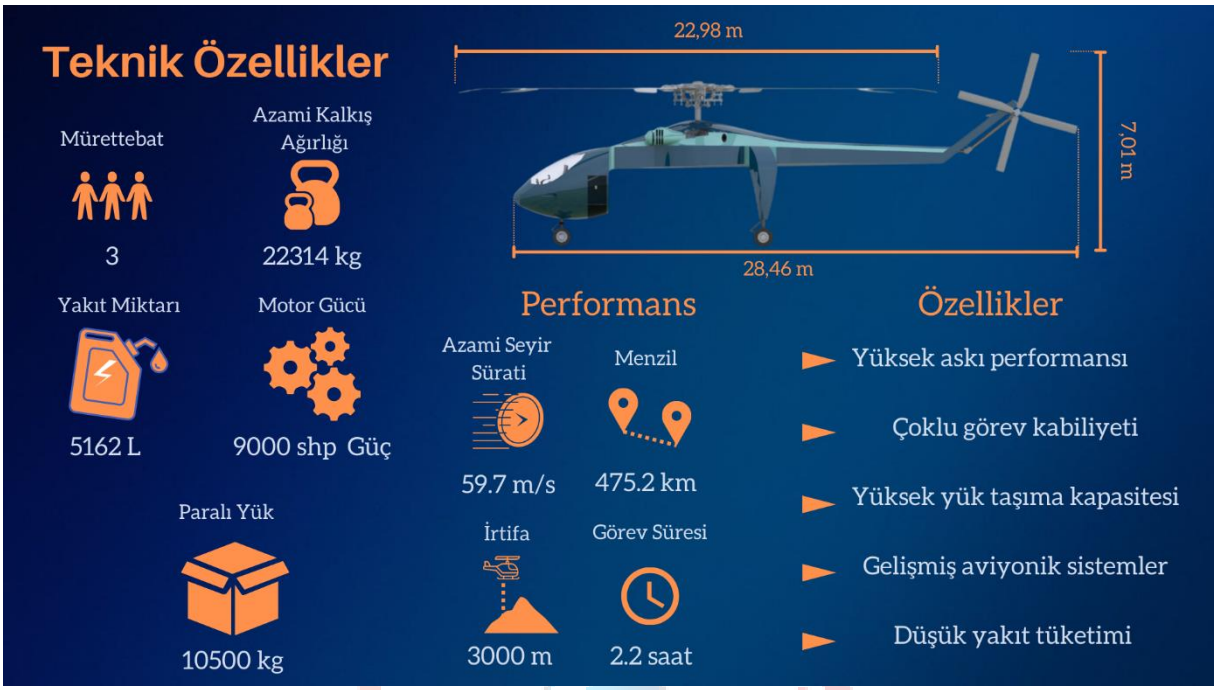
Ülke	Nakit DİM ($)	Sahiplik DİM ($)
Çin	14056	40007
Tayvan	14078	40068
Hindistan	14016	39894
Vietnam	14012	39881
Japonya	14076	40064
Endonezya	14034	39943
Filipinler	14014	39886
Tayland	14054	40001
Malezya	14026	40001
Avustralya	14127	40208
Güney Kore	13960	39734
Bangladeş	14003	39856

Tablo 4 Pazar Ülkelerinin Maksimum İşletme Ücretleri

Tasarlanan helikopter pazarlanırken düşünülen ana pazarlama taktiği, helikopterin farklı kullanım alanlarını göz önünde bulundurarak helikopteri farklı paketler üzerinden satışa çıkarmaktır. ECO-Dynamics görev tanımı olarak yangın söndürme ve yük taşıma helikopteridir. Bu görevleri takılıp çıkartabilen aparatlara göre tamamlayabilmektedir. Bu nedenle kullanıcının isteklerine göre 3 farklı paket düşünülmüştür. İlk paket, yük taşıma paketi, vinç ataşmanı ile taşınan yükü gözlemleyebilmek için yerleştirilmiş kameralardan oluşur. İkinci paket, yangın söndürme paketi, su tankı ve tabancası ile bu aparatları kokpit üzerinden gözlemleyip, kontrol edilmesini sağlayan sensörlerden oluşur. Üçüncü paket ise iki görev aparatını ve yardımcı birimleri kapsar. Kullanıcının ihtiyacı doğrultusunda farklı paketler ile helikopter kişiselleştirilebilir. Bu paketlerin içeriğine göre helikopterin toplam satış fiyatında %1 ile %1,5 arasında artış gözlenmesi beklenmektedir.

5. Tasarım Gereksinim Setleri:

Pazar analizinde elde edilen veriler doğrultusunda tasarım gereksinim setleri belirlenmelidir. Pazara göre ihtiyaçlar üç başlık altında incelenmiştir. Bunlar doğal afetler, denizaşırı ticari kargo ve enerji/inşaat yönünde görülmüştür. Buna ait detaylar bir sonraki özgörev profili alt başlığında verilmiştir. İhtiyaçlara göre pazarda duyulan vinç/yangın helikopteri özellikleri rakiplerinin karşılayamadığı ya da yetersiz kaldığı noktalarda geliştirilmiş ve pazarda fark yaratması sağlanmıştır. Pazarda bulunan helikopterlerin yeteri kadar otonom olma özelliği taşımadığı ve askı performansı açısından pazarda bu tip helikopterlere ihtiyacın arttığı görülür. Başka bir durum ise daha az yakıt tüketimi isteğidir. Kullanılan motorla birlikte özgül yakıt tüketimi 0.39 hesaplanmış ve verim büyük oranda arttırılmıştır. Verim artışı daha fazla yük taşınmasına imkân sağlamış ve yük taşıma kapasitesi 10500 kg olarak belirlenmiştir. Ayrıca pazardaki bir başka sorun ise büyük bir helikoptere sahip olunmasına rağmen menzil konusunda yaşanan sıkıntılardır. Menzil 475,2 km hesaplanarak ihtiyacın olabildiğince karşılanması sağlanmıştır.



Grafik 4 ECO-Dynamics Teknik Özellikleri

5.1 Özgörev Profili:

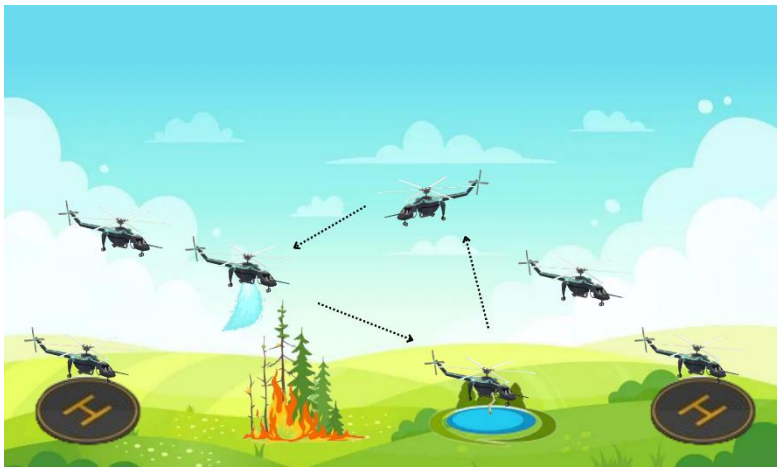
Öz görev profilinde helikopterin gerçekleştirebileceği görev profilleri ve sınırları tanımlanmıştır. Gereksinim setlerinde 3000 m irtifaya çıkabilmesi planlanan helikopterin yangın görevlerinde rakiplerinin önüne çok görevli olma özelliğiyle geçecektir. Bunlar yangın söndürme, vinç ve taşımacılık/kargo görev profilleri olarak görülebilir. Bu görevlerde helikopter belli bir yükle (su, konteyner, elektrik santrali, rüzgâr türbini kanadı vb.) kalkış sağlar. Belli bir tırmanmadan sonra düz uçuşla hedefe yaklaşır. Ardından alçalarak yükü bırakır ve yükselip düz uçuşa geçer. Son olarak ise alçalarak iniş yapar. Bu durum hedef pazar sıcaklıkları göz önüne alınarak ISA+8 koşullarına göre hazırlanmıştır. Bazı görevler döngülerden ibaret olabilir ve bu durum görev profillerinde çeşitlilik oluşturabilir. Tasarlanan helikopter için oluşturulan farklı senaryolar aşağıda detaylandırılmıştır.

	Kalkış	Tırmanma	Düz Uçuş	Alçalma ve Yük Bırakma	Yükselme	Düz Uçuş	Alçalma	İniş
İrtifa [m]	1000	3000	3000	2000	3000	3000	1000	0
Sıcaklık [K]	ISA+8	ISA+8	ISA+8	ISA+8	ISA+8	ISA+8	ISA+8	ISA+8
Süre [dk]	2.347	4.695		5	2.347		4.695	2.347
Mesafe [km]	-	-	60	-	-	60	-	-
Tırmanma Hızı [m/s]	7.1	7.1	-	7.1	7.1	-	7.1	7.1
İleri Hız [m/s]	-	-	59.723	-	-	59.723	-	-
Paralı Yük [kg]	10500	10500	10500	0	0	0	0	0

Tablo 5 Helikopterin Özgörev Profili

5.1.1 Yangın Söndürme Görev Profili:

Yangın söndürme iki temel görevle dikkat çeker. Bunlar su deposuyla ve su tabancasıyla yapılan müdahalelerdir. Su deposuyla yapılan görev tanımlandığında Görsel 4'te görüldüğü gibi dolu bir depoyla kalkıp seyir haline geçmesi, ardından yangın bölgesine müdahalede yükünü bıraktıktan sonra özgörev profilindeki adımları takip etmesi planlanmıştır. Bu durumun ani ve yoğun gerçekleşen operasyonlarda döngüye girmesi muhtemeldir. Böylece Görsel 4'te gösterilen görev senaryosuna benzer bir yol izlenecektir. Buna göre beklenen öz görev profiline ek olarak su alımı için tekrar bir alçalma gözlenmiştir ve ikmalden sonra aynı adımlar tekrarlanmıştır. Su alımı; su borusu ve şnorkelden sağlanabilmekle birlikte alçalma ikmal edilecek su alanına yakın irtifada yapılmalıdır. Bu durum irtifayı su borusunun boyutu göz önüne alınarak maksimum 12 metrede olmasını sağlar. Böylece su ikmalinden sonra tekrar bir yükselme, düz uçuş alçalma ve yük bırakma süreci izlenecektir. Diğer bir görev profili ise Görsel 5'te görüldüğü üzere su tabancasıyla tanımlanabilir. Bu sistemin de belli bir su alım döngüsü izlemesi muhtemeldir. Ancak su deposuyla yapılan görev profilinden en büyük farkı suyu depodan almasına rağmen su tabancasıyla müdahale edilmesidir. Bu görevdeki diğer fark ise su tabancası müdahalelerine şehir içinde ihtiyaç duyulması ve bu yüzden düşük irtifalarda çalıştığıdır. Döngüsel ilerleyebilen bu süreçte daha az döngülere girildiği ve önemli olan noktanın askı performansı olduğu gözlemlenebilir. Ayrıca su tabancasının bir diğer görev profilinin ise rüzgâr türbin kanatlarının temizliği olduğu es geçilmemelidir. Bu yüzden sadece düşük irtifa kullanımı sunulmamıştır.



Görsel 4 Yangın Söndürme Senaryosu 1

Görsel 5 Yangın Söndürme Senaryosu 2

5.1.2 Vinç Görev Profili:

Vinç görev profili helikopterin bünyesinde bulunan vinçler yardımıyla kolay ulaşım sağlanamayan noktalara elektrik santrali ve rüzgâr türbini kanadı gibi yüklerin taşınmasını sağlamaktadır. Öz görevine uygun bir rota takip etmektedir. Genellikle ulaşımın sağlanamadığı hem yüksek ormanlık alanlar ve

Görsel 6 Vinç Görev Senaryosu

araziler hem de rüzgâr türbinlerinin sık kullanıldığı okyanusların iç tarafları gibi deniz seviyesindeki bölgeleri kapsar. Bu da irtifada değişiklik gösterir. Görev bir döngü içerebilir ve yük bırakmada askıda kalmanın önemi dikkat çeker. Ayrıca inşaat sektöründe özellikle gökdelen inşaalarında aktif bir şekilde kullanılmaktadır.

5.1.3 Kargo Görev Profili:

Kargo görev profili ise ana kara parçasından uzak ada ülkelerinde ve ülkeden ülkeye kargo taşımacılığında kullanılmaktadır. Görev profili belli bir yükle kalkış, tırmanma, düz uçuş ve ardından alçalma ve iniş adımlarını takip eder. Pazar gereksinimi gereği deniz seviyelerinde yük taşıması hedeflenirken kargo taşımacılığı yüksek alanlar için de tercih edilmektedir.

Görsel 7 Kargo Görev Senaryosu

5.2 Nokta Performans Değerleri:

Helikopterin nokta performans değerleri her ne kadar optimum çalışma şartlarını belirtmese de acil ve ani görev durumlarında helikopterin sınırlarının bilinmesi açısından ciddi önem taşır. Bu değerler maksimum ileri uçuş hızı, menzil, askı tavanı, paralı yük ve irtifa gibi parametrelerdir. Nokta performans değerleri Tablo-6'da verilmiştir.

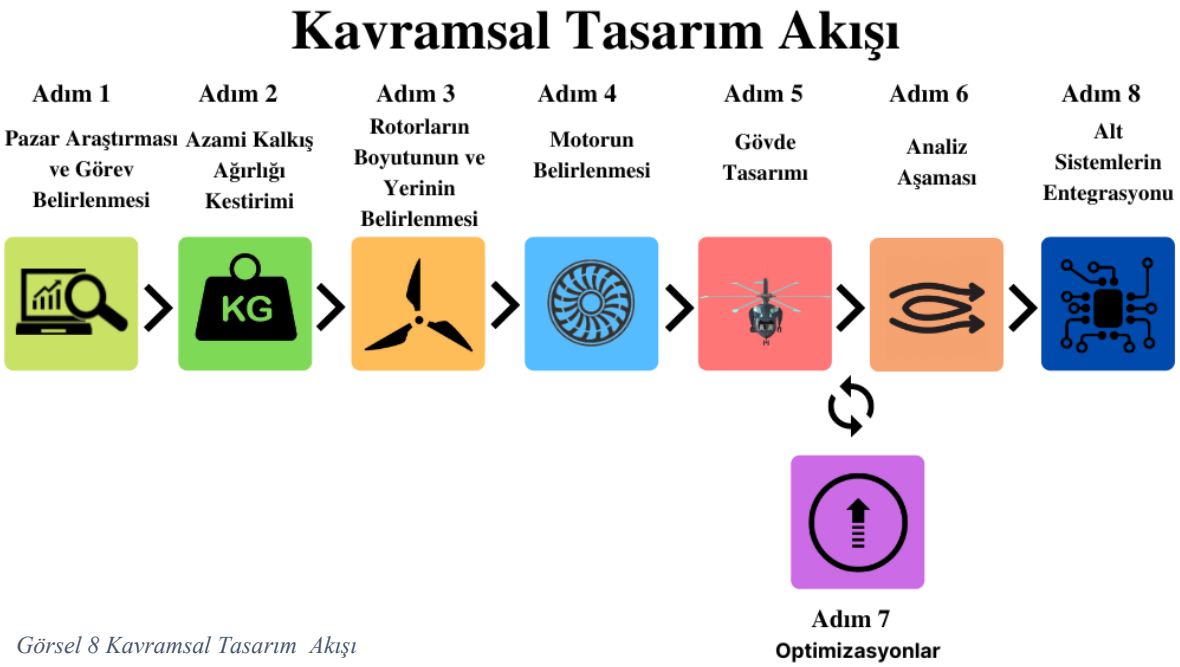
Nokta Performans Değerleri	
Azami İleri Uçuş Hızı	59.723
Azami İrtifa	3000
Maksimum Kalkış Ağırlığı	21890
Maksimum Paralı Yük	9601
Menzil	475.2

Tablo 6

6. Kavramsal Tasarım

Kavramsal tasarım aşamasında, pazar araştırması, rekabet analizi ve rakip analizi sonucunda tespit edilen görev ve isterlere uygun ürünün genel hatları belirlenmiştir. Helikopterin paralı yük-maksimum kalkış ağırlığı oranı [25] kaynağından alınan istatistiksel verilerden yararlanılarak tahmin edilmiştir. Tasarım aşamasında ilk önce rotorların boyutu ve yeri belirlenmiş ardından rotorlarla bağlantılı olarak isterlerdeki güç gereksinimini karşılayacak bir motor seçimi yapılmıştır. Konumları belirlenen motor ve rotorların bağlantısı yapıldıktan sonra SolidWorks ve Autodesk Fusion 360 üç boyutlu modelleme programlarıyla kabuk oluşturularak gövde çizilmiştir. Gövde tasarımı üzerinde yapılan her değişiklik sonrasında tasarım ANSYS programına aktarılmış ve HAD analizleri sonucunda belirlenen aerodinamik pürüzler çizimdeki belirli parametreler değiştirilerek optimize edilmiştir. Gövde tasarımı yapıldıktan sonra hem aerodinamik etkilerden kaynaklı hem de taşınacak yük ile helikopterin ağırlığından kaynaklı yüklerin tek bir noktaya değil bütün şaseye homojen olarak dağılması amaçlanmıştır. Belirlenen tasarım hacmine uygun aviyonik ve alt sistemlerin ihtiyaçları belirlenmiş ayrıca konumlandırılması yapılmıştır. Tasarımın aerodinamik özellikleri sayesinde artan performansı ile gelen düşük yakıt sarfiyatı piyasadaki rakiplerine kıyasla helikopteri özgün kılıp öne çıkaracağı planlanmıştır. Ampirik denklemler ile tahmin edilen boyutlar, yanıt yüzeyi metodu, kestirim döngüleri ve sonlu elemanlar yazılımlarıyla yapılan analiz sonuçlarıyla optimize edilmiştir. Yapılan optimizasyonlar sonucunda helikopterin maksimum kalkış ağırlığı 22314 kg olarak hesaplanmıştır. Bu doğrultuda helikopterin 9787,7 kg paralı yük taşıyabilmesi ve 59.723 m/s seyir hızında 475,2 km menzile sahip olduğu hesaplanmıştır. Helikopterde 2 adet GE-T408 [26] model turboşaft motor kullanılmış ve EASA CS 29.67 (OEI, one engine inoperative) sertifikasyon maddesine uygun olarak motorlardan birinin arıza vermesi durumunda çalışan motorla 30 dakika içerisinde helikopterin güvenli bir şekilde iniş yapması planlanmıştır. Bu doğrultada her biri 7500 hp olan 2 adet motordan alınabilecek toplam güç 15000 hp iken motorlar %60 güç alınarak

9000 hp kullanılmıştır. Bu sayede hem yakıt sarfiyatı ciddi oranda azalırken hem de helikopterin güvenilir performans aralığı genişlemiştir.



Görsel 8 Kavramsal Tasarım Akışı

6.1 Alt Sitemler:

6.1.1 Aviyonik ve Alt Sistemleri:

Kokpit içerisinde kullanılan teknolojiler ve sistemler mürettebatın üzerindeki iş yükünün azaltılmasında önemli rol oynar ve operasyon güvenliği için hayati önem taşımaktadır. Bu iki temel gereksinim doğrultusunda aviyonik sistemler için yerli ürün kullanımına ağırlık verilmiştir. Ürünlerin maliyetinde azalma sağlamak, kontrol sistemlerini en basite indirgemek ve kokpit içerisinde modern bir tasarım elde etmek amacıyla ASELSAN [27] firmasının üretimi olan aviyonik ve alt sistemler tercih edilmiştir ve imalata ileri yıllarda geçileceği planlanarak son teknolojinin kullanılmasına özen gösterilmiştir.

6.1.1.1 Kontrol Sistemleri ve Bilgisayarları:

Kontrol sistemleri helikopterin gerektiği gibi yönlendirilmesi ve acil durumlarda kontrol edilmesinde önemli etkiye sahiptir. Bu sistemlerin belirlenmesinde CS 29.395 maddesine göre hareket edilmiş ve pilotun helikopterin kontrolü için uygulayacağı fiziksel güç limitleri belirlenmiştir. Bu limitler pedal kontrolleri için 578N ve kumanda kolunda ileri geri ve sağ-sol limitleri ayrı olarak 445N ve 298N olarak belirlenmiştir. Helikopterde NVIS uyumlu 2 adet "El Kumanda Birimi" kullanılmıştır. El kumanda birimine ek olarak pilotun kokpit üzerinde bulunan dokunmatik ekranlardaki kontrolünü arttırma amaçlı "Çok İşlevli Sistem Kontrol Birimi" yerleştirilmiştir. Helikopterdeki aviyonik sistemlerin yönetimini sağlamak ve mürettebata görev esnasında destek olması için "Aviyonik Merkezi Kontrol Bilgisayarı" kullanılmıştır. Bu bilgisayarın en önemli özellikleri sistem yönetimi, kullanıcı arayüzü yönetimi, haberleşme yönetimi, seyrüsefer yönetimi, görev planlama, taktiksel gözetleme yönetimi, acil durum sıfırlama işlemleri yönetimi ve pilotun uçuş parametrelerindeki ani değişimlerini fark etmesini sağlayacak olan sesli uyarı oluşturma özelliğidir. Bu kontrol bilgisayarı ile helikopter üzerindeki aviyonik sensörleri yönetmek ve hava terminali haberleşmesini desteklemek için "AGB-231 Aviyonik Görev Bilgisayarı" kullanılmıştır. Bu sistemlerin yedeğini oluşturma ve sistem yönetimini destekleme ve hata raporlama amaçlı ise "MKB-331 Merkezi Kontrol Bilgisayarı" kullanılmıştır. Seyir halindeki hava aracının parametrelerini değerlendirip hesaplamaları gerçekleştirmesi ve bu sonuçları diğer sistemlerle paylaşması için "Veri Yoğunlaştırma Birimi" kullanılmıştır. Zorlu yangın koşullarında konumlandırma hatalarını azaltmak ve mürettebatın seyrüsefer işlemlerini kolaylaştırmak için "Sayısal

Harita Birimi" kullanılmıştır. Bu sistem pilota HAT (Arazi Yükseklik) analizi, LOS (Bakış Hattı) analizi, THREAT tehdit analizi ve engel uyarı fonksiyonu sağlar. Helikopterin uçuş esnasındaki hayati parametrelerini izlemek ve bakım esnasında hasar tespitini hızlandırmak için "Yapısal Bütünlük ve Kullanım Takip Sistemi" kullanılmıştır. Bu sistem kullanıcıya rotor takip ve dengeleme; motor, vites kutuları ve rotorlar üzerinde titreşim tabanlı gözlem yapma imkanlarıyla beraber motor performansı, motor gücü, uçuş rejimi gibi parametrelerin detaylı incelenmesini destekler. Sert hava koşullarında helikopterin ve taşınan yükün güvenliğini arttırmak için kontrol yüzeyleri üzerinde gerçek zamanlı işlem desteği sağlayan "UKB-501 Uçuş Kontrol Bilgisayarı" kullanılmıştır. Tüm bu bilgisayar sistemleriyle beraber helikoptere oto pilot yeteneği kazandırmak için "FCC-442 Uçuş Kontrol Bilgisayarı" kullanılmıştır.

6.1.1.2 Gösterge Sistemler:

Gösterge panelleri, dokunmatik ekranlar ve analog göstergeler helikopterin mürettebat tarafından kolay bir şekilde takip edilebilmesinde önemli rol oynar. Pilotların FND (Uçuş Navigasyon Göstergesi) ve arazi-trafik izleme ekranı olarak kullanması için 4 adet "CCD-68 Merkezi Kokpit Ekranı" kullanılmıştır. Yakıt, tork, dış sıcaklık, motor yağı, motor yağ basıncı, sıkıştırma hızı, RPM ve motor çıkış sıcaklığı gibi parametreleri izlemek için 2 adet "IMD-820 Entegre Modüler Ekran" kullanılmıştır. Tüm göstergelerin yedeğini oluşturmak için 1 adet "VMFD-68 Video Çok İşlevli Gösterge" kullanılmıştır. Bunlara ek olarak mürettebatın alçak uçuştaki kontrolünü desteklemek için kuyruk ve ana rotoru gösteren iki adet kameraya bağlı olan "VMFD-810 Video Çok İşlevli Gösterge" kullanılmıştır. Aynı zamanda helikopter etrafına yerleştirilmiş kameralardan alınan görüntüler işlenip helikopterin kuşbakışı görüntüsünün ekrana yansıtılması planlanmıştır. Bu sistem pilota askı halinde yükleme ve yükü bırakma durumlarında kolaylık sağlayacaktır. Dijital sistemlerde oluşabilecek sıkıntılara karşı RPM (Dönüş Hızı), FTIT (iç sıcaklık), yağ basıncı, yakıt akışı, egzoz açıklık durumu ve ikaz parametrelerinin izlenebilmesi için "Motor Göstergeleri" kullanılmıştır. Zorlu hava şartlarında yakıt miktarı ve hidrolik basıncı değerleri hakkında bilgi alınması için "Yakıt Hidrolik Göstergesi" kullanılmıştır.

6.1.1.3 Haberleşme ve Görev Sistemleri:

Helikopterin seyri esnasında telsizlerin, kontrol bilgisayarları tarafından yönlendirilen ikazların ve mürettebatın iletişimini yüksek gürültülü ortamlarda en kaliteli şekilde sağlaması için özdeş iki adet ses kontrol panelinden oluşan "DHS-300 Sayısal Dahili Haberleşme Sistemi" kullanılmıştır. Uçuş esnasında barometrik ayarlama, rota seçimi, radar yüksekliği ayarlama ve acil durumlarda iletişim desteği için "Aviyonik Aktivasyon ve Gösterge Kontrol Paneli" kullanılmıştır. Oto pilot fonksiyonlarının kontrol edilebilmesi için görev bilgisayarlarıyla uyumlu "Oto pilot Kontrol Paneli" kullanılmıştır. Gerçek zamanlı olarak helikopterin kritik noktalarından verileri sensörler vasıtasıyla alarak analogdan dijitale dönüşüm yapması için "Sistem Arayüz Birimi" kullanılmıştır. Mürettebatın HUD üzerinde kontrole sahip olması ve acil durumlarda pilotun ikaz lambaları ile görsel olarak uyarılabilmesi için "Yukarı-Ön Kontrol Ünitesi" kullanılmıştır. Bu sistem ayrıca helikopterin bakımı esnasında arıza tespitinde test kabiliyetine sahiptir.

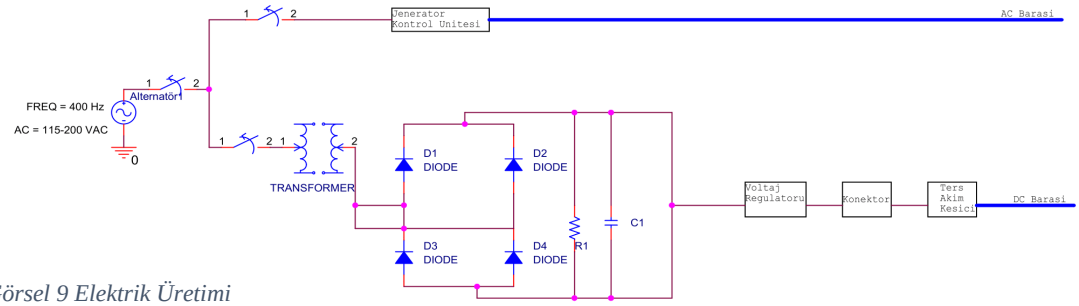
6.1.1.4 Ataletsel Seyrüsefer Sistemleri:

Helikopterin uçuşu esnasında yalpa, yunuslama ve sapma açılarının tespiti ile açısal hız ve ivme tespiti için "ADG-210 Açı Ölçüm Birimi" kullanılmıştır. Bu sistem ile helikopterin açısal hız, irtifa gibi verileri işleyip konum bilgisine dönüştüren "ANS-600 Hava Ataletsel Navigasyon Sistemi" kullanılmıştır.

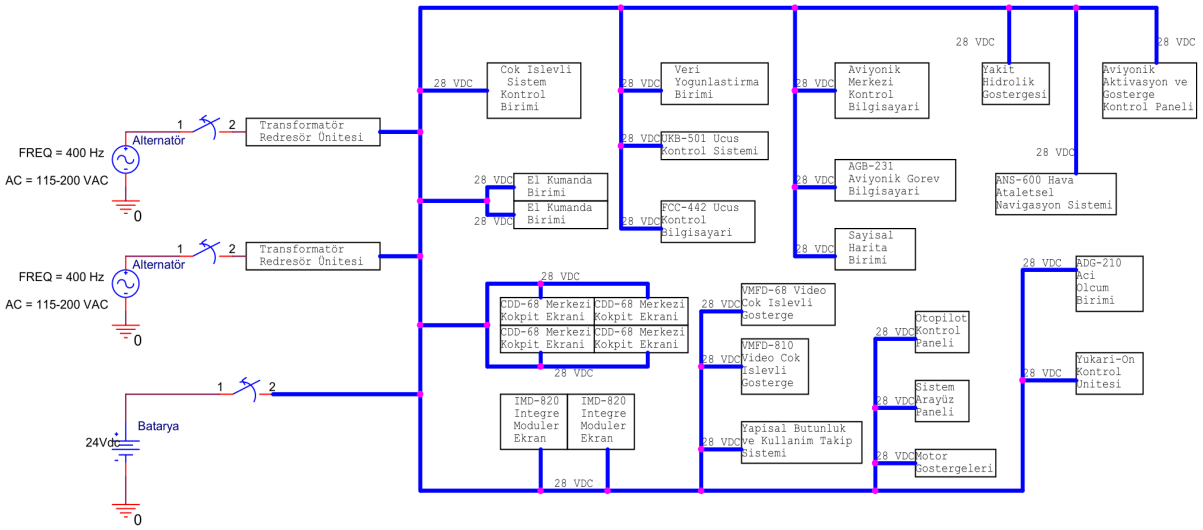
6.1.2 Elektrik Sistemleri:

Elektrik sistemi, helikopterlerin en temel sistemlerinden birisidir. Motorun başlatılmasından, uçuş güvenliğinin sağlanmasına kadar her alt sistemde bulunur. Helikopterde elektrik üretimi, akünün motoru çalıştırması ile başlar. Her motorun çıkışına bağlı olan alternatörler 400 Hz ve 115 ile 200 arasında değişkenlik gösteren VAC ile sistemi başlatır. Tek bir alternatörün hem zaman içinde yeterli elektrik

üretememe riskine, hem de herhangi bir alternatör arızasında sistemin güçsüz kalma riskine karşılık 2 adet alternatör kullanılmasına karar verilmiştir. Ayrıca iki alternatörün de devre dışı kalma riskine karşılık, aküye destek çıkabilmesi adına Yardımcı Güç Ünitesi (APU) kullanılması uygun görülmüştür. Helikopterlerin her elektronik sistemi aynı tür voltajı kullanamaz. Doğru akım kullanan elektronik sistemler için iki alternatörün çıkışında bulunan Trafo Redresör Ünitesi (TRU), iletilen alternatif akımı doğru akıma çevirerek 28 VDC voltajını üretir. Üretilen akımlar ihtiyaç olan sistemlere gönderilmesi için ilgili baralara aktarılarak üretilen elektriğin dağıtılması amaçlanır. Alternatörler ve trafo redresör ünitelerinin pilot tarafından ana konsoldan kapatılıp açılabilmesi için röleler yerleştirilmiştir. Ayrıca üretilen voltajı regüle edebilmek adına trafo redresör ünitesine voltaj regülatörü, alternatör ile üretilen alternatif akımın kontrolü için jeneratör kontrol ünitesi, baradan geri dönebilecek akımı engellemek için ters akım kesici eklenmiş; düşük gerilimi engellemek adına aynı tür tüm voltajlar paralel bağlanmış, yüksek gerilimi engellemek için konnektörler eklenmiştir [28].Bara sistemi olarak çift bara sistemi kullanılmıştır. Ana ve transfer bara sisteminin avantajı herhangi bir barada meydana gelen aşırı yüklenme durumunda, diğer bara yükü alarak baranın zarar görmesini engellemesidir. Ayrıca arıza ve bakım ücretleri diğer bara tiplerine göre daha azdır. Aşırı yüklenme ve arıza durumunda çıkacak hasarı minimize etmek ve yangın çıkmasını engellemek için devre koruyucuları eklenmiştir. [29] Genel olarak sistemin nasıl elektrik ürettiği ve kullanılan aviyoniklerin DC barasına bağlanışı, Pspice uygulaması üzerinde çizilen şematikler ile Görsel 9 ve 10'da gösterilmiştir. Akü, helikopterin kullanımına uygun olması adına 24 volt kapasiteli seçilmiştir. Şarj edilebilir lityum iyon tipi, yakın rakibi nikel-kadmiyum (NaCd) ile karşılaştırıldığında hem daha ağır ve pahalı olması hem de güvenlik açısından tehdit oluşturması nedeniyle, akü olarak Aspilsan markasının F20/8H1CT4 nikel-kadmiyum aküsü seçilmiştir. Kokpit içerisindeki gösterge ışıkları, EASA CS 29.1381 maddesine göre rahatlıkla okunabilir ve parlaklığı pilotları uçuş sırasında rahatsız etmeyecek şekilde ayarlanmasına özen gösterilmiştir. İniş takımının ışıklandırması, CS 29.1383'e göre pilotun görüşünü engellemeyecek şekilde yerleştirilmiş, kokpitte pilotun rahatça erişebileceği bir konuma buton eklenmiştir. Helikopterin yön ışıkları CS 29.1385 maddesine göre yerleştirilmiştir. İleri pozisyon ışıkları, sol tarafa kırmızı, sağ tarafa yeşil gelecek şekilde birbirlerine olabilecek en uzak mesafe ile yerleştirilmişlerdir. Beyaz arka pozisyon ışığı, kuyrukta yerleştirilebileceği en arka pozisyona yerleştirilmiştir.



Görsel 9 Elektrik Üretimi



Görsel 10 Aviyoniklerin DC Barasına Bağlanışı

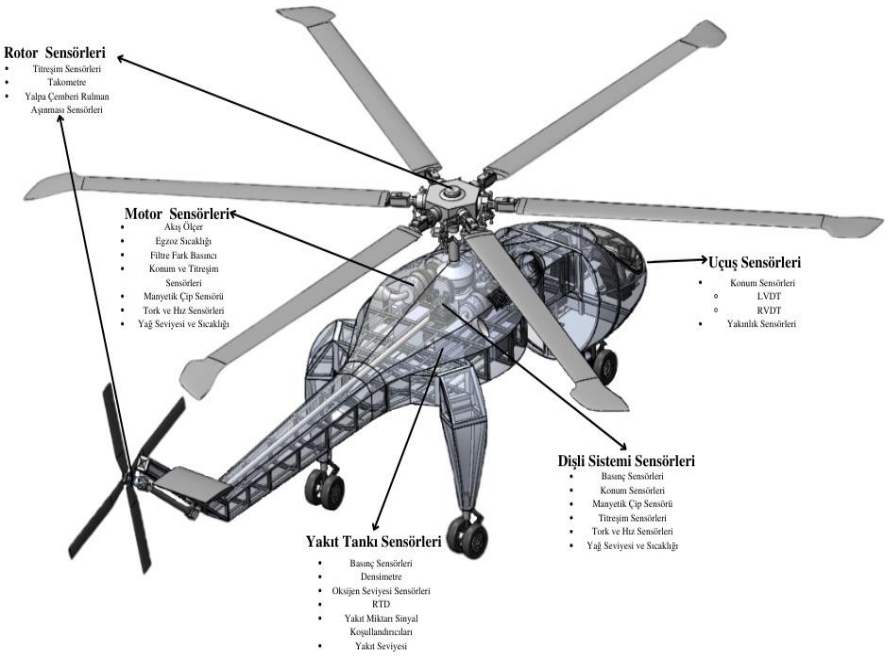
6.1.3 Sensörler:

6.1.3.1 Yapısal Bütünlük ve Kullanım Takip Sistemi (HUMS):

HUMS (Health and Usage Monitoring System) ya da türkçe tanımıyla Yapısal Bütünlük ve Kullanım Takip Sistemi, helikopterin çeşitli yerlerine yerleştirilmiş sensörler yardımıyla bilgi toplayarak helikopterin hasar tespiti ve bakımını yapmayı kolaylaştırır. HUMS, kalkış anı ile başlayarak tüm uçuş sırasında helikopterin hareket eden her parçasından (motor, şaft ve rotorlar gibi) bilgi toplar. Uçuş sonrası bu bilgiler bakım ekipleri tarafından incelenir. HUMS'tan toplanan bu bilgiler özellikle ağır helikopterin uzun ömürlülüğü için önemli bir yer taşımaktadır [30].

6.1.3.2 Kullanılan Sensörler ve Genel Yerleşimi:

Helikopter üzerinde kullanılan bazı sensörler gruplandırma kolaylığı için motor, yakıt tankı,uçuş, dişli kutusu ve rotor sensörleri olarak 5 farklı gruba ayrılmıştır [31]. Motor sensörleri grubunda egzoz sıcaklığı, filtre fark basıncı, yağ seviyesi, yağ sıcaklığı, manyetik çip dedektörü, akış ölçer, tork ve hız, konum ve titreşim sensörleri bulunmaktadır. Egzoz sıcaklığı sensörü motora giren hava ve yakıt karışımını ayarlayabilmek için bulunmaktadır. Filtre fark basıncı sensörü ise yakıt içinde bulunan su miktarının ölçümünü alır. Yağ seviyesi ve yağ sıcaklığı sensörleri yağ tankının içindeki yağın miktarını ve sıcaklığını ölçer. Manyetik çip dedektörü, motor dişlileri ve yataklarından kopmuş olabilecek parçaları toparlayarak herhangi bir arızanın önceden engellenmesini sağlar. Akış ölçüm sensörü ise yakıtın akış hızını ölçer. Motordaki titreşim sensörleri motorun titreşimini ölçmekten sorumludur. Yakıt tankı sensörleri grubunda yakıt seviyesi, yakıt miktarı sinyal koşullandırıcıları, RTD (direnç sıcaklık dedektörü), basınç, densimetre, oksijen seviyesi sensörleri bulunmaktadır. Yakıt seviyesi sensörleri, yakıtın tanktaki miktarını ölçer. Yakıt miktarı sinyal koşullandırıcıları sensörü tank profilleme, yakıt türü telafisi, çalkantıyı bastırmak için dijital filtreleme, irtifa telafisi, düşük seviye algılama, pompa ve vana kontrolü ile dahili test ve sistem izleme gibi fonksiyonlara sahiptir. Densimetre, yakıtın yoğunluğunu ölçmek için kullanılmaktadır. Uçuş sensörlerinin içinde konum sensörleri ve yakınlık sensörleri, konum sensörlerinin içinde LVDT (doğrusal değişken fark transformotöru) ve RVDT (döner değişken fark transformatörü) bulunmaktadır. LVDT yer değişiminin büyüklüğü ve yönünü belirtmenin yanında kalite kontrolü ve ölçeklendirme aygıtı olarakta kullanılabilir. RVDT ise açısal yer değişimini ölçer. Dişli sistemi sensörleri arasında yağ seviyesi ve sıcaklığı, manyetik çip sensörü, tork ve hız, konum, titreşim ve basınç sensörleri bulunmaktadır. Rotor sensörleri ise RTB (Rotor İzleme ve Dengeleme) sistemine yardımcı olması adına titreşim ve takometrenin yanında yalpa çemberi rulman aşınması sensörleri hem ana hem de arka rotorda bulunmaktadır [30]

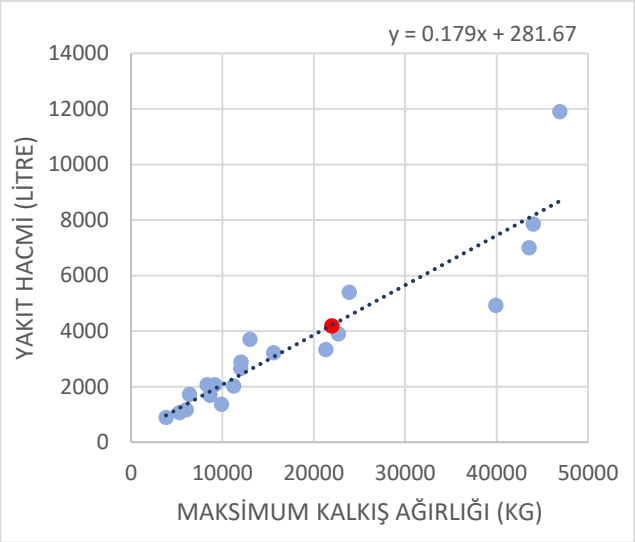


Görsel 11 Sensörlerin Helikopter Üzerinde Genel Yerleştirimi

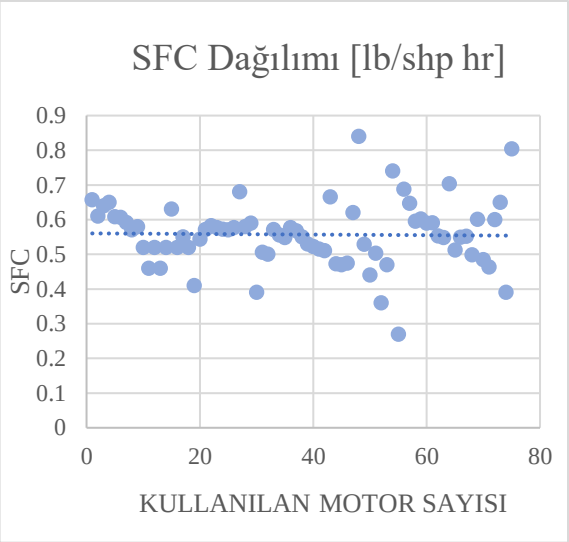
6.1.4 Motor Seçimi:

Motor	Güç	Üretici	Kullanılacak Motor Sayısı	Toplam Güç
T408	7500 shp	GE	2	15000 shp
T55-GA-714A	4777 shp	Honeywell	3	14331 shp
AE 1107C	7000 shp	Rolls-Royce	2	14000 shp
T64	4750 shp	GE	3	14250 shp
Aneto-1K	3000 shp	SAFRAN	3	9000 shp

Tablo 7 Motorlar ve Özelliklerinin Karşılaştırılması



Grafik 8



Grafik 9

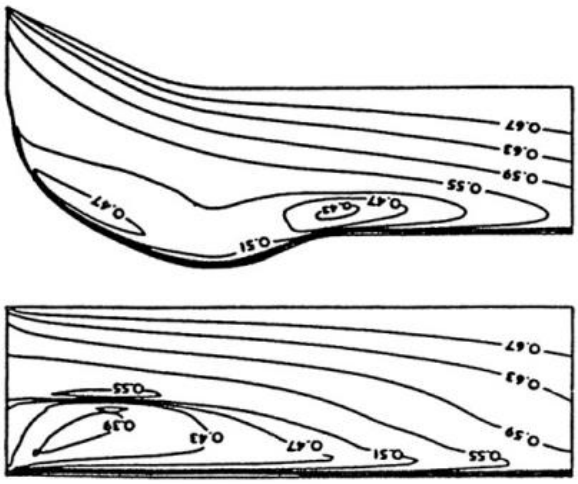
Motor seçimi yapılırken belirlenen kanat profili ve uzunluğu belirlenmiş ve tahmini kalkış ağırlığına gerekli gücü sağlamak için turboşaft motor araştırması yapılmıştır. Yapılan araştırma sonucunda kullanılabilecek motorların listesi oluşturulmuş ve GE T408 [26] motorunun kullanılmasına karar verilmiştir. Her biri 7500 hp olan iki adet T408 motoru kullanılmıştır. Ara tasarım raporunda 10300 hp olarak belirlenen motor gereksinimi bir motorda sorun yaşandığında EASA CS 29.67 (OEI, One Engine Inoperative) gereksinimleri doğrultusunda yarım saat içinde güvenli iniş yapması için düzenlenmiştir. Gereksinimlerden dolayı her iki motordan da %60 oranında güç çekilmesine karar verilmiş ve toplamda 9000 hp güç alınması planlanmıştır. Bu sayede helikopterin hem yüksek irtifa ve sıcaklıktaki hem de yük taşıma esnasındaki performansının artması öngörülmüştür. Motorun T408 seçilmesinin bir diğer sebebi ise şirketin ASTM onaylı biyoyakıtlarla uyumlu ve %50'ye kadar karıştırılabilme izninin olmasının ileri yıllarda üretilecek bir helikopter için avantaj sağlayacağı ve rakiplerinin önüne geçeceği öngörülmesidir. T408 motoru rakip T64 motoru ile karşılaştırılınca hem %57 daha fazla güç sağlaması hem %18 daha fazla yakıt verimliliği sağlaması hem de %63 daha az motor parçası içermesinden dolayı rakiplerine göre oldukça öne çıktığı görülmüş ve bu avantajı sayesinde helikopterin bakım masraflarının da düşürülebileceği öngörülmüştür. Ek olarak seçilen motorun deniz tuzuna ve kuma dayanıklı olması da görev tanımı gereği büyük bir avantaj sağlamaktadır. Üretici firma GE Aviaton ve kullanıcılar motorun SFC (Özgül Yakıt Tüketimi) değerini paylaşmadığı için kaynaktan [32] alınan 75 farklı turboşaft motorunun SFC değeri grafik haline getirilmiş ve motor seçeneklerinin ortalama SFC değeri yaklaşık 0.56 lb/shp hr olarak tahmin edilmiş ve aşağıda Grafik 9'da verilmiştir. Bu istatiksel yaklaşım belli bir doğruluk payı içerse de GE Aviation tarafından hazırlanan T408 broşüründe belirtildiği üzere T408 motoru T64 motoruna nazaran %18 daha verimli olduğu bilinmektedir. Alınan veriye göre T64 motorunun SFC değeri 0.48 [lb/shp hr] olarak bulunmuş ve bu veri üzerinden T408 motorunun SFC değeri 0.3936 [lb/shp hr] olarak belirlenmiştir.

6.1.5 Pal Seçimi:

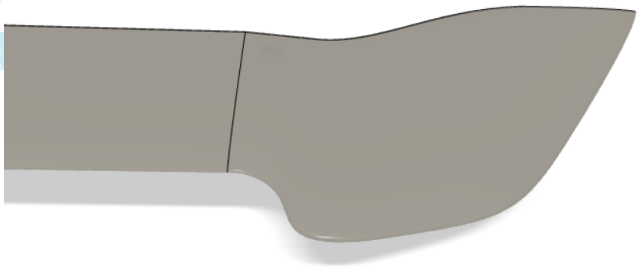
Helikopterin rotorlarında kullanılan kanat profilinin performansa ve verime doğrudan etkisi vardır. Kanat profilinin belirlenme sürecinde hava aracının performansını direkt olarak etkileyen en önemli kriterler listelenmiş ve seçim aşamasında göz önünde bulundurulmuştur. Bu kriterler; [33]

1. Yüksek C_{Lmax} değeri ile titreşimi azaltıp yüksek hız performansını arttırmak.
2. Sürüklenme Diverjans değerinin yüksek tutulması ile beraber düşük sürüklenme katsayısının elde edilmesi.
3. $\frac{C_L}{C_D}$ oranın yüksek tutulması ile beraber verimliliğin arttırılması.
4. Yunuslama moment katsayısının minimize edilerek kontrol sistemleri üzerindeki yükün azaltılması.
5. Rotorun iç kısımlarında C_L değerinin yüksek tutularak uç kısımlarında ise sürüklenme diverjans Mach sayısının yüksek tutulmasıyla yüksek verimlilik elde edilmesi.
6. Sıfır kaldırma katsayısı anında çok düşük yunuslama moment katsayısı elde ederek kontrol sistemleri üzerindeki yükü azaltıp pala esnemesini azaltmak.

Bu kriterlerin belirlenmesindeki en temel amaç palaların iç kısımlarında yüksek maksimum kaldırma katsayısı C_{Lmax} elde edip palaların dış kısımlarında yüksek sürükleme diverjans değerini elde etmektir. Ana rotorlardan farklı olarak kuyruk rotorlarında temel amaç mümkün olan en yüksek kaldırma katsayısını elde etmektir. Bu sayede kuyruk rotor sisteminin boyutu küçültülüp daha esnek olmayan bir yapıyla yapısal olarak daha verimli bir yapı elde edilmiş olunacaktır. Bu kriterler doğrultusunda ön tasarım raporunda ana rotorun iç kısımlarında kullanılan NACA 0012 kanat profili ile Sikorsky SC 1095 kanat profili karşılaştırılmıştır. Kaldırma katsayısının yüksek Reynolds sayılarındaki dengeli yükselişi ile artan hücum açılarındaki düşük sürükleme katsayısı nedeni ile SC 1095 kanat profili tercih edilmiştir. İnce kanat profili yapıları daha yüksek sürtünme diverjans değerleri oluşturur. Yüksek hızlar palaların uç kısımlarında oluşacağı için palaların uç kısımlarında daha ince kanat profilleri kullanmak oldukça verimlidir. İnce kanat profillerinin kalın kanat profillerine nazaran daha yüksek sürtünme diverjans değerine sahip olması bu seçimin temel sebebidir. Bu nedenle kanat profilinin uç kısımlarında NACA 0006 kanat profili kullanılmıştır. Pal tasarımında helikopterin performansını önemli derecede etkileyen başka bir etmen ise pal ucu girdaplarıdır. Pallerin ucunda oluşan girdaplar uzak noktadaki indüklenmiş hızı değiştirir ve verimi düşürür. Bu nedenle pallerin uç kısımlarında spesifik bir tasarım kullanılarak en iyi verimliliğe yaklaşmak amaçlanmıştır. Kullanılabilecek farklı pal ucu tasarımları görselde gösterilmiştir. Uç kısımlarda kullanılan BERP uç tasarımı sayesinde daha düzgün bir basınç dağılımı elde edilmesi amaçlanmıştır. Taşıma kuvvetinin homojen dağılımı %100 verime ulaşılması için gereken önemli koşullardan birisidir. Aşağıdaki görselde BERP ve dikdörtgen pal ucu tasarımı arasındaki fark



Görsel 12 BERP Pal Ucu Tasarımındaki Basınç Dağılımı [52]



Görsel 13 Helikopterde Kullanılan Pal Ucu Tasarımı

gösterilmiştir. Kuyruk rotorunda ise bahsedildiği gibi temel amaç yüksek kaldırma katsayıları elde etmek olduğu için ön tasarımda kullanılan NACA 0006 kanat profili VR-12 kanat profili ile karşılaştırılmıştır. VR-12 kanat profilinin önceki kanat profiline kıyasla sağladığı C_L değerlerinden dolayı VR-12 kanat profili kullanılmıştır. Kuyruk rotorunda spesifik bir uç geometrisi yerine küt pal ucu geometrisi kullanılmıştır. Tasarımdaki simetrik kanat profilleri yerine asimetrik kanat profillerinin kullanılmasının avantajı, asimetrik kanat profillerinin simetrik kanat profillerine nazaran düşük hücum açılarında daha yüksek taşıma kuvveti oluşturmasıdır. Asimetrik kanat profillerinin dezavantajı ise oluşan yüksek momentler nedeniyle kontrol sistemlerindeki yükün artmasıdır. Bu dezavantaj göz önünde bulundurulup helikopterdeki yapısal komponentler geliştirilmiştir. Toplamda 6 adet pal kullanılmasının avantajı ise düşük titreşim değerleri ile zayıf uç girdapları sayesinde uç kayıplarınızı minimize etmektir. Yüksek pal sayısının dezavantajı ise artan maliyetler ve sürükleme değerleri ile bakım zorluğudur. Pallerin üzerindeki burulma açısı genelde -8 ile -18 derece arasında tercih edilir. Helikopterin askı verimini arttırmak ve düşük hücum açılarında yüksek kaldırma katsayısı elde etmek amacıyla 15 derecelik burulma açısı kullanılmıştır.

6.1.6 Rotor Sistemi:

Helikopterde kullanılan rotor sistemi pilotun operasyon gereksinimlerini yerine getirme konusunda iş yükünü ciddi oranda azaltabildiği gibi helikopterin dayanımını ve performansını da gözle görülür derecede etkiler. Kullanılacak bu rotor sistemi aynı zamanda helikopterin pal çırpınması, titreşim ve stabilizasyon gibi önemli parametrelerini de ciddi anlamda etkiler [34] Pilotun hem kollektif kontrolü hem de çevrimsel kontrolü rahatça kullanabilmesi için yunuslama, çırpınma ve ileri-geri hareket edebilen küresel mafsallı rotor sistemi kullanılmıştır. Kullanılan mafsallar pallere hem çırpınma hareketi hem de ileri geri hareket imkânı sağladığı için kök noktalarında biriken stresleri gözle görülür derecede azaltıp hem malzeme ömrünü uzatmak hem de bakım süreçlerini kolaylaştırmak planlanmıştır. Bununla beraber helikopterin mekanik stabilizasyonunu sağlama ve yer rezonansını önleme amacıyla hidrolik elastomer ve radyal gecikme damperleri kullanılmıştır. İleri uçuş durumunda pallerin üzerindeki hız bir tarafta $V + V_\infty$ diğer tarafta ise $V - V_\infty$ olacağı için başka bir stabilizasyon konusu söz konusudur. Tüm bu stabilizasyon problemleri pallerin ve rotor sistemi üzerindeki yüklerin dengesiz dağılmasına sebep olup sistemin ömrünü kısaltabilir. Bu amaç doğrultusunda rotor mekanizmasında kullanılmak üzere malzeme araştırması yapılmış ve S53 çeliği kullanılmıştır. Tork kaynaklı presesyon sonucu helikopter kontrolünde her ne kadar 90°'lik bir faz farkı beklense de bu açı farklı tasarımlar ile 70°'lere kadar düşebilir. Bu durum her ne kadar helikopterin stabilizasyonunu etkilese de aerodinamik etkilere kıyasla çok daha az olduğu için hesaplamalarda göz ardı edilmiştir.

6.1.7 Hava Alığı Seçimi ve Egzoz Yerleşimi:

Hava alığı motorun performansını arttırmak için kullanılan önemli parametrelerden biridir. Hava alığı motora gereken miktarda hava girişini sağlamada etkili olur. Hava alığı tasarımı yaparken dikkat edilen en önemli hususlar üretim maliyeti, oluşacak ek ağırlık, bakım onarım maliyeti, bakım ve uçuşa elverişlilik ve itkide oluşacak artıştır. Görev tanımı ve genel ağırlık göz önüne alındığında, hava alığı askı ve ileri uçuş durumlarında olabilecek en verimli seviyede tasarlanmıştır. Yan hava alıkları motora hava girişini sabit verimlilikte sağlayarak ağır sınıf bir helikopter için büyük avantaj sağlamaktadır. Ayrıca seçilen motorun piyasada bulunan birçok rakip motora göre daha güçlü olduğu bilinmektedir. Bu durum yan hava alıklarının yetersiz kalmasına ve hava girişinin motor verimini engellemesine sebep olabilir. Tasarım girdileri ihmal edilmeden bu durumu engellemek için ön hava alığının da kullanımı gerekli görülmüştür. Böylelikle ağır sınıf rakiplerine göre ileri uçuşta iyileştirmeler yaparak iki tip hava alığıyla motorun gücüne uygun hava akışının sağlanması hedeflenmiştir. Seçilen T408 motorunun şaft bağlantısı ön taraftadır. Bu durumda da hava alığının motora uygun şekilde önden ve yandan tasarlanmasını gerektirirken bu özellikten kaynaklı olarak IBF (Inlet Barrier Filter) hava filtrelerinin kullanımı uygun görülmüştür. IBF hava filtreleri, oluşan zor hava şartlarının (yağmur, kar, toz ve buzlanma gibi) veya seyir esnasında motora zarar verebilecek partiküllerin motorda oluşturacağı hasarın engellenmesi için kullanılmıştır. Hava filtrelerinin dezavantajı bakım ve onarımının belirli periyotlarda

yapılması ve bu bakım onarımın maliyetidir. Ancak bakım ve onarıma harcanacak maliyet motorda olası bir hasarın meydana getireceği maliyetten çok daha kabul edilebilirdir. Bu durumlar göz önüne alınarak filtre seçiminde birçok helikopter firmasının tercih ettiği Donaldson [35] firmasının hava filtrelerinin kullanımı uygun görülmüştür. Tasarımda kullanılan motorun çok güçlü olması egzoz çıkışında bazı tehlikelere yol açabilir. Bunu önlemek için egzoz çıkışları motora mümkün olduğunca yakın tasarlanmıştır.

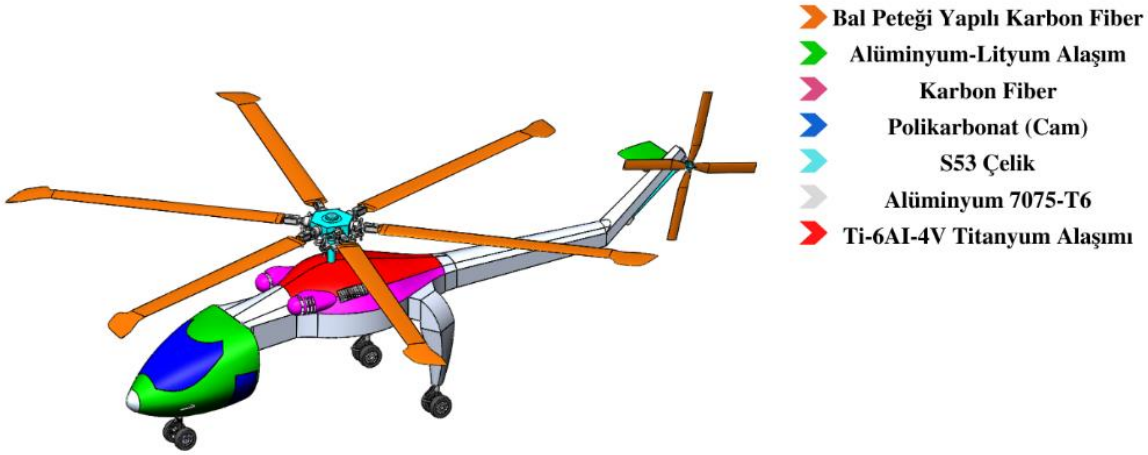
6.1.8 Yakıt Seçimi:

Jet-A1 yakıtı hedef pazarda hem ulaşımı kolay ve maliyetsiz olması hem de zorlu atmosfer koşullarındaki performansından dolayı havacılık alanında en çok tercih edilen yakıtlardan biridir. Yakıt seçimi yapılırken gaz türbinli motorun aşırı soğuk iklimlerdeki performansının göz ardı edilmemesi gerekir. Yakıt içerisinde su bulunması her ne kadar istenmeyen bir durum olsa da depoda birikebilecek su, motorun difüzörlerinde donarak motorun verimini ciddi oranda azaltacağı öngörülmüştür. Bu nedenle Jet-A1 yakıtı -47°C olan düşük donma noktasıyla rakiplerine göre öne çıkıp tercih sebebi olmuştur. Jet-A1'in diğer yakıtlardan başka bir farkı yakıtın hareketi sırasında oluşabilecek statik yükü azaltan statik yük dağıtıcı katkı maddeleri içermesidir. Yakıtın daha kaliteli kullanımı için su miktarına dikkat edilmiştir. Yakıtta bulunan su miktarı mikrobiyal büyümeye sebep olur ve bakteri ve mantar gibi kirleticileri arttırır. Diğer bir problem ise yakıt deposu korozyonudur. Tüm bunlar için yakıt filtreleri bulunsa da yakıta katılan bileşenler göz ardı edilmemelidir. Ayrıca yakıt, bir enerji kaynağı sağlamanın yanı sıra, motor kontrol sistemlerinde hidrolik sıvı olarak ve belirli yakıt sistemi bileşenleri için soğutucu olarak da kullanıldığı unutulmadan seçim yapılmıştır.

6.1.9 Malzeme Seçimi:

Malzeme seçimi bir hava aracında tasarımdan üretime, verimlilikten bakıma kadar tüm süreçlerde büyük önem arz eder. Özellikle gövde malzemesi oransal olarak daha çok kullanılacağı ve havayla temas eden yüzeyi kapsayacağı için bir helikopter tasarımında kritik bir noktadır. Yanlış malzeme seçilmesi ya da bakım onarımda malzemelerin daha düşük kaliteli ürünlerle değişiklik yapılması bile güvenlik seviyesini ciddi oranda düşürebilir. Bir hava aracı birçok sistemi ve bununla birlikte birçok ürünü barındırır. Her parça için yapısal isterler değişiklik gösterebilir. Güç kaynaklarında yüksek sıcaklığa ve hizmet ömrü boyunca birkaç milyon tekrarlı döngüye maruz kalacağı için akma ve yorulma direnci önem gösterirken motor parçalarında sürekli temastan dolayı sürtünme ve aşınma direnci daha önemlidir. Ayrıca gövdenin malzeme seçimi de bir hava aracı için çok kritiktir. En iyi verim için minimum ağırlık maksimum dayanım durumu yapısal açıdan hava aracı gereksinimlerindendir. Gövde malzemeleri farklı yükleme koşullarına maruz kalır ancak maksimum yükler hava araçlarında tüm hizmet ömrü boyunca birkaç kez karşılaşılan yüklemeler olduğu için yorulma faktörü önemli olsa da motor parçalarındaki yorulma faktörü gibi analiz edilmemesi gerekir. Malzeme seçiminde bu durum yorulma gereksinimini belirleyerek gözetilmelidir. Piyasadaki birçok hava aracı incelendiğinde görülür ki gövdeler %80 oranında alüminyum kompozitlerden oluşur. [36] Bunun birçok sebebi vardır. Düşük maliyetli olması, rahat şekillenmesi ve özellikleri gereği gereksinimleri karşılaması en büyük etmenlerdendir. [37] Gövdede ana hatlarıyla birçok helikopter tarafından tercih edilen 7075 Alüminyum alaşımı tercih edilmiştir. Bu malzemenin seçilmesinin en büyük sebebi 71.7 GPa olan elastik modülü ve 476 MPa olan akma dayanımından gelen yüksek mukavemet özelliği, tokluğu ve yorulmaya karşı gösterdiği dirençtir. Ayrıca sahip olduğu korozyon direnci ile gövde malzeme isterlerini karşılamaktadır. Bu malzeme bakımın fazla yapıldığı ve yük taşıyan bölgelerde yoğun bir şekilde kullanılmıştır. Hafiflik ve dayanım açısından büyük avantaj sağlayan karbon fiber elektriksel olarak yalıtıma ihtiyaç duyar. Bunun için alüminyum kaplamanın altına ince bir cam fiber kompozit tabakası kullanılır. Gövde kaplamasında sadece alüminyum kullanılmamış ve malzeme çeşitliliği sağlanmaya çalışılmıştır. Bunun en büyük sebebi ağırlığı azaltıp verimliliği artırırken helikopter üzerindeki homojen olmayan basınç dağılımlarına karşı dayanım sağlamaktır. Son zamanlarda kullanılan Alüminyum-Lityum alaşımları Arconic [38] tarafından alınan bilgiye göre kompozitlere göre %10'a kadar ağırlık azalması ve kompozitlerle birlikte titanyumda da %20'ye kadar daha iyi yakıt verimliliği sağladığı iddia edilmiştir. Yatay dengeleyici ve kokpit kaplamasında kullanılarak kritik noktalarda alaşımın avantajlarından yararlanılmak istenmiştir. Mali açıdan malzeme çeşitliliğinde farklılığa gidilse de uzun vadede üretim,

işletme ve bakım maliyetinin getireceği artılar göz önüne alınmış ve en önemlisi yakıt verimliliğinden dolayı gövdede bazı bölgelerde tercih edilmiştir. Motor kaplamasında ise Ti-6AI-4V alaşımı seçilmiştir. Bunun başlıca sebebi bu bölgenin gövdede sıcaklığa en çok maruz kalacağı kısım olması ve seçilen alaşımın sıcaklığa karşı direncinin yüksek olmasından kaynaklıdır. Paller helikopterin hizmet ömrü boyunca birçok statik ve dinamik yüklere maruz kalır. Pallerde oluşacak hasarlar ölümcül sonuçlar doğurabilir ve bu yüzden malzeme seçiminde dikkat edilmesi gereken en önemli noktalardandır. Mukavemet, sertlik ve hafiflik en önemli parametreler olup göz önüne alındığında hücum kenarı ağırlığı dışında kompozit malzemeler tercih edilmiştir. Bir pal birçok katmandan oluşabilir. Bunun sebebi her kesitin maruz kaldığı kuvvete göre malzeme seçilerek ağırlık dengelenmeye ve indirgenmeye çalışılmasıdır. Sandviç yapıdan olması planlanan pallerde alt ve üst tabaka sağlam ama ince kompozit karbon fiberden oluşmaktadır. İç kısmı bal petek yapısında epoksi reçine ile doldurulup dokuma cam ve köpük ile desteklenerek yapının hafifletilmesi planlanmıştır. Helikopterin ön camı ve pencereleri için polikarbonat (PC) levhalar seçilmiştir. Malzemenin dayanımının yüksek, hafif, uzun servis ömrüne sahip, akriliğe göre daha kolay işlenebilir olması ve UV ışınlarına karşı dayanıklılığı tercih edilmesindeki en büyük etmenlerdendir. En büyük dezavantajı ise çizilmelere karşı dayanıksız olması olarak değerlendirilebilir. Bunun önüne ise polikarbonatın parlatılması ile geçilebilir.



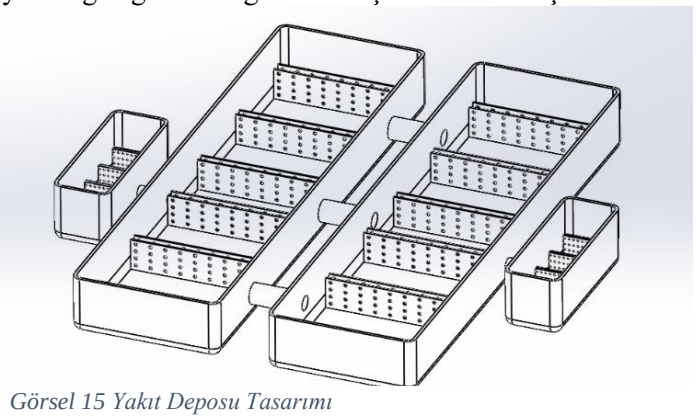
Görsel 14 Malzemelerin Renkli Gösterimi

6.1.10 Yakıt Deposu Tasarımı:

Yakıt deposu büyüklük kestirimi üzerine literatürde birçok yaklaşım bulunmuştur. Bu yaklaşımlardan bir tanesi de yakıt hacim-maksimum kalkış ağırlığı oranlarıdır. Bu yaklaşım göz önüne alınarak Grafik-6'da 20 helikopterden alınan veriler 22314 kg maksimum kalkış ağırlığı için regresyon eğrisine göre yaklaşık 4276 kg çıkmıştır. Bu yaklaşım yanlış olmasa da çoğu helikopterin uzun yıllar önce üretildiği unutulmamalıdır. Başka bir yaklaşım yolu ise Leishman'a göre [39] motorun özelliklerini ve tanımlanmış uçuş süresini içerdiği için daha doğru bir yaklaşım olarak değerlendirilebilir.

$$Yakıt\ Ağırlığı = Özgül\ Yakıt\ Tüketimi \times Motor\ Gücü \times Görev\ Süresi$$

MATLAB üzerinden yapılan hesaplamada yakıt ağırlığı 4017 kg bulunmuştur. Arada oluşan farkın en büyük sebebi istatiksel verilerde yakıt deposu kapasitesi kullanılırken Leishman hesabında belli bir görev saatinde harcanan yakıt sarfiyatının kullanılmasıdır. İki veriden görülür ki yakıt görev saatini aştığında da uçabilecek şekilde tasarlanmalıdır. Bu doğrultuda yakıt ağırlığı 4150 kg olarak belirlenmiştir. Ayrıca seçilen yakıtın yoğunluğu da unutulmaması gereken bir faktördür ve Jet-A1 yakıtı 0.804 kg/L yoğunluğa sahiptir. Basit bir hesap



Görsel 15 Yakıt Deposu Tasarımı

yapıldığında depo hacimlerini hesaplamak mümkündür. Eğer yakıt deposunun tamamen dolu olduğu varsayılırsa yakıt deposunun ortalama hacmi 5162 L olmalıdır. Ancak havacılıkta bu durum mümkün değildir. Yakıt depoları güvenlik gereği taşmasına ve sızdırmasına karşın tamamen doldurulmamalıdır. Ayrıca belli bir miktarın yakıt deposunda kaldığı ve kullanılamadığı da unutulmamalıdır. Bu yüzden hacimsel olarak depolar büyük tutulmalıdır. Toplam bir hacim belirlemek gerekirse yakıt deposu yaklaşık 5200 L olarak belirlenir. Tasarımda 2 ana ve 2 ek depo olmak üzere toplamda 4 depo düşünülmüştür. Ana depolar yaklaşık 2350 L (1890 kg) ve ek depolar 250 L (201 kg) olacak şekilde planlanarak herhangi bir depo sızıntısı veya arızasında güvenli iniş hedeflenmiştir. Yakıt sistemi tasarlanırken CS-29 sertifikasyonu göz önünde bulundurularak tasarıma kendinden sızdırmaz kaplinler eklenmiştir. Eklenen kaplinlerle birlikte tüm yakıt sisteminin dayanım yükünün sertifikasyonda belirtildiği gibi 1334 N'dan az olmamasına, CS 29.953. madde kapsamında birbirine bağlı depoların her iki motora da yakıt sağlamasına, ayrıca yakıt depoları ve sistemleri arasındaki sürtünmeyi önleyici ve emici olmayan pedler kullanılarak sertifikasyon gereksinimlerine dikkat edilmiştir. Yakıt deposu tasarımındaki diğer hususlar ise yakıt kontaminasyonuna duyarlı filtreler bulundurmak, acil yakıt tahliyesi için sistemin en altına drenajlar eklemek ve en önemlisi sistemi olabildiğince ısıl noktalara karşı izole ederek oluşabilecek herhangi güvenlik açığına karşı yakıt deposunu en tehlikesiz hale getirilmesi öngörülmüştür. Yakıt deposu tasarımı için ise depoların içine yarıyı geçmeyecek delikli bölmeler eklenmiştir. Bu sistem ani ilerlemeler ya da yavaşlamalarda ağırlık merkezini sabite yakın tutmayı sağlayacak ve tehlikeli manevra durumlarında kabul edilebilir ağırlık merkezi aralığı korunacaktır. Yakıt deposunun tasarımı SolidWorks üzerinden yapılmış ve teknik görseli Görsel 14'te gösterilmiştir.

6.1.11 Güç Aktarma Sistemi:

6.1.11.1 Yardımcı Güç Santrali:

Helikopterin üzerinde bulunan yardımcı güç santrali 5 ana yapıdan oluşmaktadır. Bu yapılar motorun çalışmasından itibaren bütün alt sistemlerin çalışması için gereken enerjiyi sağlar. Teknolojinin gelişmesiyle yardımcı güç ünitelerinin kullanılması hava aracının insanlar ile etkileşim halinde olduğu bölgelerde gürültü sorununu da ciddi oranda azaltır.

6.1.11.1.1 Yardımcı Güç Ünitesi (APU):

Helikopter üzerinde yardımcı güç ünitesi olarak FAA TSO-C77 sertifikasyonuna sahip Honeywell [40] markasının 36-150 modeli tercih edilmiştir. Honeywell firmasının 36 serisine ait bu güç ünitesi ürettiği 40 kVa lık elektrik gücü ile ana yerleşim sistemlerine güç üreterek 58,737-62,000 rpm'lik şaft hareket çıkışıyla motorları çalıştırmak için yeterli gücü sağlayacaktır. Kendine ait vites kutusu bulunması debriyaja düzenlenmiş hareketin doğrudan aktarılmasına olanak sağlar. Honeywell markasının bu ürün serisinin tercih edilmesindeki en büyük sebep şirketin gelecek yıllarda kullanılmak üzere sistemin biyoyakıt ile uyumluluğu üzerinde yaptığı araştırmalardır. Bununla beraber yakıt tüketimini %10 düşürmesi ve zararlı gaz salınımını %25 azaltması öne çıktığı başka bir noktadır. Aynı zamanda ürün satış rakamları ve yüksek görev süreleriyle kendini kanıtlaması diğer bir tercih sebebidir. Kullanılan bu APU 14 saniyede %100 rpm değerine çıkmasıyla oldukça hızlı başlatılabildiği için uçuş esnasında ana motor kayıplarında devreye girme ve başlatma süresi açısından büyük avantaj sağlamaktadır.

6.1.11.1.2 Debriyaj:

APU çıkışında yaylı serbest tekerlek debriyajı bulunmaktadır. Sistemin avantajları diğer debriyaj türlerine kıyasla bakım maliyetinin düşürülmesi ve APU ile bağlı yapıların sistem devre dışı kaldığında veya APU sistemi yüksek devirlere ulaştığında bağlantılarının otomatik kesilmesidir. Bu sayede merkezcil debriyaj sisteminde tamamen ayrılmayı sağlamak amacıyla ekstra çaba harcama zorunluluğu yoktur. Uçuş esnasında devre dışı kalan motora güç vermek için devreye girilmesi gereken durumlarda otomatik olarak devri düşük motora aktarım yapmayı kolaylaştırması bu sistemin başka bir önemli avantajıdır.

6.1.11.1.3 Başlatıcı Yağ Pompası:

APU üzerinde 58 hp gücünde, 3000 psi basınç ile çalışan Eaton firmasının P/N 961585 model başlatıcı yağ pompası bulunmaktadır. Bu yağ pompası APU sisteminin başlatılması dışında yardımcı akümülatörleri şarj etmek için kullanılabilmektedir.

6.1.11.1.4 Başlatıcı Akümülatör:

APU sistemini başlatmak ve şarj etmek amacıyla Eaton firmasının P/N 3032171-001 model DC elektrik motoru kullanılmaktadır. Bu sistem enerji tasarrufu ile verimi arttırmakla beraber daha düşük sistem gereksinimleri ile yeterli gücü elde etmemizi sağlar.

6.1.11.1.5 Jeneratör Kiti:

Eaton markasının Vickers serisi AE2152MK2 modelinde 45 kVA gücündeki AC jeneratörü 6 adet akım dönüştürücü ve jeneratör kontrol ünitesi bulunmaktadır. Helikopterin hem AC akım hem de DC akım ile çalışan farklı aviyonik birimleri olduğundan dolayı bu jeneratör kiti kullanılmıştır.

6.1.11.2 Jeneratör:

Transmisyon üzerinde bağlı bulunan jeneratör APU üzerinde bulunan jeneratör kiti ile aynı olup motorlar çalışır durumdayken enerji üretimini sağlamaktadır.

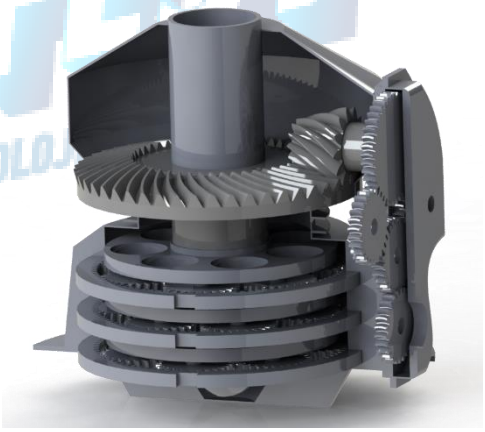
6.1.11.3 Akü:

Motorlara ve APU sistemine başlangıçta gerekli ilk elektrik akımını vermek için iki ayrı akü bulunmaktadır. İkisi de aynı model olup yerli bir üretici olan Aspilsan firmasından seçilmiştir. Aspilsan [41] markasının F20/7H1CT4 tipi 6140 27 005 8064 NSN kodlu 24 V aküsü tercih edilmiştir. Kullanılan bu akü 7Ah'lik 19 ünite ve 3.3Ah'lik 1 üniteden oluşmaktadır.

6.1.11.4 Aktarma Organları:

6.1.11.4.1 Ana Güç Aktarım Sistemi:

Ana rotor şaftının merkezi, helikopterin ağırlık merkezi ile hizalanmıştır. Bu sayede rotor hareketi sırasında rotordan kaynaklı oluşacak momenti sıfırlayarak helikopter dengesinin sağlanması hedeflenmiştir. Ana şanzıman sisteminin girişi, motorlardan ve APU sisteminden gelen hareketi karşılayıp doğrudan birinci güneş dişlisine, yağ pompasına, jeneratöre, yağ soğutucusuna ve arka kuyruk rotoruna giden şafta ileten düz konik çark dişli setinden oluşmaktadır. Birinci güneş dişlisine gelen güç iki adet planet dişli setine aktarılıp, istenilen oranda ikinci güneş dişlisinden ana rotor şaftına iletilir. Ana rotor şaftı doğrudan dişli setlerinin ortasından yukarıya uzanıp ana rotora aktarım yapmaktadır. Ana transmisyon sisteminin helikopter sistemine bağlantısı 12 adet M36x4mm karbon çeliği cıvata ile sağlanmıştır.



Görsel 16 Ana Güç Aktarım Sistemi

6.1.11.4.2 Kuyruk Rotoru Güç Aktarım Sistemi:

Kuyruk rotoru transmisyon sistemi, ana transmisyon sisteminden iletilen hareketi 60°'lik açıya ulaştırıp kuyruk vites kutusuna ileten helis dişli setine sahiptir.

6.1.11.4.3 Kuyruk Rotoru Vites Kutusu:

Kuyruk transmisyon sisteminden devri ayarlanmış olarak gelen hareketi 90°'lik açıyla kuyruk rotoruna yönlendiren helis dişli setine sahiptir.

6.1.11.4.4 Burun Vites Kutusu:

Burun vites kutusu her motor için birer adet bulunmakla beraber motordan elde edilen tahrik gücünü 1/1 oranda 30°'lik açılarla ana transmisyona ileten helis dişlilere sahiptir.

6.1.11.4.5 Şaft:

Helikopterin üzerinde bütün hareketleri ileten altı adet şaft bulunmaktadır. Bunlardan farklılık gösteren iki tanesi ana rotor şaftı ve kuyruk rotor şaftıdır. Şaft tasarımında yapısal malzeme olarak S53 çeliği kullanılmıştır. Ana rotor şaftı 380 mm çapında, 10 mm et kalınlığına sahip olup 1500 mm uzunluğundadır. Kuyruk rotoru şaftı 100 mm çapa ve 10 mm et kalınlığına sahiptir.

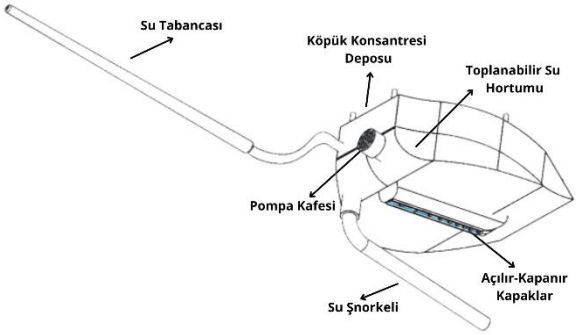
Görsel 17 Güç Aktarma Sistemi

6.1.12 İniş Takımları:

Helikopterde kullanılan iniş takımı hem taşınan yükün sönümlenmesi hem de icra edilecek olan göreve katkısı açısından önemli bir yere sahiptir. Helikopter tasarımlarında çoğunlukla tekerlekli ya da kızaklı iniş takımı tercih edilir. Kızaklı iniş takımları her ne kadar daha ucuz olsa da tekerlekli iniş takımları ağır helikopterlerde daha yaygın olarak kullanılmaktadır. Bununla birlikte tekerlekli iniş takımları pist içerisinde bulunan ve tamamen yüklü olan helikopterlerin ileriye doğru yunuslama açısı verilerek pistte hızlanıp kalkış için gerekli hıza daha rahat ulaşılmasını sağlar. Bu hem pilotların üzerindeki iş yükünü azaltır hem de helikopterin görevini yerine daha verimli bir şekilde getirebilmesini sağlar. Tüm bu durumlardan ve ihtiyaçlardan dolayı helikopterin tasarımında tekerlekli iniş takımı kullanılmıştır. Tasarlanan iniş takımı damper ve tekerlek sisteminden oluşup iniş esnasında en yüksek sönümlemeyi amaçlamaktadır. İniş takımı 2 adet temel kısımdan oluşur. Bunlar helikopteri damper mekanizması ile bağlayan ve damper mekanizmasını tekerlekler ile bağlayan kısımdır. Damper mekanizmasında ise manyetorelojik sıvı kullanmıştır. Elektrik akımıyla karşılaşan sıvının ani iniş koşullarında damperleme kuvvetini kontrol etmesi planlanmıştır.
[42]

6.1.13 Su Deposu ve Su Tabancası:

Su deposu tasarımı yangın söndürme helikopterlerinde birçok parametreyi önemli ölçüde etkiler. Su deposu tasarımında su deposunun suyu alma ve bırakması ayrı bir hesaplama gerektirir. Depo hacmi 10600 litre olarak belirlenmiştir. Paralı yük 10500 kg



Görsel 18 Su Deposu ve Tabancasının Tasarımı

belirlense de suyun yanında değişken yoğunluklu yangın söndürücü sıvıların da kullanılabilirliği düşünülerek hareket edilmiştir. Ayrıca paralı yük 10500 kg olsa da normal koşullarda tam depo kullanılmadığı göz önünde bulundurulmuştur. Bu tarz helikopterlerde yerde su ikmali yapmak zaman ve yer desteği gereksiniminden dolayı tercih edilmez. Bu yüzden çoğu zaman havada suyu ikmal etmesi gereklidir. Su deposu suyu seyir halinde ve askıda iki şekilde ikmal edebilir. Bunlar şnorkel ve hortumdur. Şnorkelle helikopter hızını kesmeden su ikmali yapabilir. Suyu alımda zamanı kısa tutması hedeflenmiştir. Bu yüzden şnorkel çapı rakibine göre arttırılmış ve hidrolik sistemi güçlendirilmiştir. Son durumda şnorkelin çapı 42 cm olarak belirlenmiştir. Su tankının yeniden dolumunu sağlayan askıda dolum pompası, Helitak firmasının HP10000 pompa modeli olarak seçilmiştir [43]. Bu pompanın en önemli avantajı saniyede 200 litre su çekebilmesidir. Böylece hedeflenen 10200 kg su ikmali 51,5 saniyede gerçekleştirebilecektir. İkmal kadar tahliyede önemlidir. Hortumla yapılan ikmalde ise askıda durulması gereklidir. Hortumun ucunda bulunan pompa kafesi ise suya en az 0,5 m daldırılacak şekilde su deposunu doldurabilir. Ayrıca su hortumu rakibine göre toplanabilir bir sistem yapılarak helikopter dengesi korunmuş ve kötü görüntü engellenmiştir. Yapılan hesaplamalarda görülür ki su deposu tam dolu durumda kapakları açıldığında suyu yaklaşık 3 saniyede tahliye edebilir. Ancak bu durum yangın sırasında nokta atışları yapmak ve daha geniş alanı söndürme isteğinden dolayı beklenilen bir durum değildir. Burada devreye açılır kapanır kapaklar girer. Kapaklar döner dişliler yardımıyla hidrolik sistemlerle çalıştırılır. Bu kapaklardan suyun daha yavaş tahliyesi için kapaklara engelleyiciler eklenmiştir. Bu sayede suyun yavaş tahliyesi 6 saniyede yapılacaktırç Bununla birlikte yangın söndürme helikopterlerinde bulunan köpük konsantresi deposu da tasarıma eklenmiştir. Bu sistem 300 kg olup deponun iç kısmında yer alır. Köpük konsantre sistemi pilot tarafından arazi koşulları değerlendirmeleri ve yangın boyutuna göre belli bir oranda ana su deposuna enjekte edilir. Böylece söndürme kabiliyetinin arttırılması hedeflenir. Su hortumu ise 14 m belirlenmiş su tabancasında ise basıncın yüksek tutulması için ve su tabancasına suyun ulaşması için kapakta kullanılan hidrolik sistemden faydalanılmıştır. Su tabancası sadece orman yangınlarında değil kentlerin içinde bulunan yüksek bina yangınlarında ve rüzgâr türbini temizliğinde kullanılmak için uygundur. Tabancada menzilin hidroliğin desteğiyle 80 m'ye ulaşması hedeflenmiştir. [44]

6.1.14 Vinç Sistemi ve Seçimi:

Helikopter üzerindeki vinç sistemi hem ulaşılması oldukça zor olan konumlardaki yüklere ulaşılmasını sağlarken hem de farklı görev koşullarında yükün kontrol edilmesi konusunda mürettebatın üzerindeki iş yükünü ciddi oranda azaltır. Kullanılan vinç sisteminin ağırlıklık limitleri bu durumda ciddi önem taşır. Helikopter üzerinde Collins Aerospace firmasının Goodrich Winches 4067-215 model vinçleri kullanılmıştır. EAA ve FAA sertifikasyonu bulunan bu hidrolik vinç, 45,72 m uzunluğundaki ve 0,64 cm çapındaki paslanmaz çelik halatlardan oluşmuş olup 1500 kg yük kapasitesine sahiptir. Toplamda 6 adet kullanılan bu vinçler ile 9000 kg'a kadar hareketli yük taşınabilmesi amaçlanmıştır.

6.1.15 Koltuk Seçimi:

Belirlenen gereksinimler doğrultusunda helikopter 2 pilota ve 1 operatöre ihtiyaç duyacak şekilde tasarlanmıştır. Mürettebat için CS 29.562 sertifikasyon maddesine uygun 2 farklı kazaya dayanıklı koltuk modeli seçilmiştir. Pilotlar için Martin Baker [45] firmasının Armoured Crew koltuk modeli ve operatör için hem 360 derece dönme özelliği hem de sürüklenebilme özelliği olan MFOS modeli çok amaçlı operatör koltuğu modeli kullanılmıştır. Pilot koltukları 38,79 kg ve operatör koltuğu 20 kg'dır. Boyutlandırma standart mürettebat verilerinin kadın-erkek antropometrisini ve ağırlığını da göz önünde bulundurarak yapılmıştır. Ergonomide de belirtildiği üzere boyutlandırma verilerine göre kadınların en düşük %5'i ve erkeklerin ise %95 üzerindeki diliminin göz ardı edilmesi göz önünde bulundurulmuştur. Ayrıca mürettebat sağlığını tehlikeye atabilecek kesici ve delici tasarımları içermemesine ve mürettebatın görev performansını düşürmeyecek koltukların seçilmesine dikkat edilmiştir.

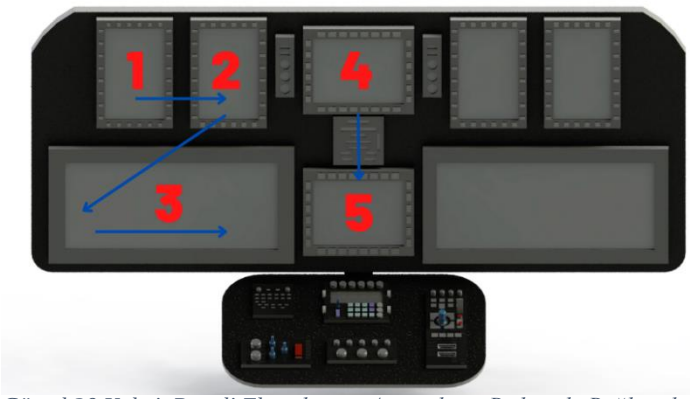
Görsel 19 Pilot Koltuğu 'Armoured Crew', Operatör Koltuğu 'MFOS'

6.1.16 İnsan Faktörü Analizi:

İnsan faktörü analizi hem mürettebatın hem yer bakım ekibinin hem de helikopterle uzak ya da yakın etkileşim halinde olan bütün canlıların güvenliği için önem teşkil eder. Analiz kapsamında iletişim eksikliği, rahatlık, bilgi eksikliği, dikkat dağınıklığı, ekip çalışması eksikliği, yorgunluk, kaynak yetersizliği, baskı, kararlı ısrarcılık eksikliği, stres, gerginlik, bilinçsizlik ve farkındalık eksikliği gibi durumlar göz önünde bulundurulmuş ve bu analizler tasarım girdisi olarak kullanılmıştır. Helikopterin bakımı ve kullanımı esnasında mürettebatı ve bakım ekibini hem bilgilendirmek hem de yönlendirmek amacıyla bir rehber kitapçık hazırlanmıştır. Bu kitapçık hem bakım ekibini komponentler ve bakım kapakçık noktaları hakkında bilgilendirirken hem de mürettebata güvenlik önlemleri hakkında bilgi verir. Oluşabilecek dikkat sorunlarından kaynaklı olarak gözden kaçabilecek unsurlar için kokpit içerisinde sesli uyarı sistemi oluşturulmuştur. Sesli uyarı sistemi, pilota helikopterin hayati parametrelerindeki ani değişimleri iletmeyi sağlayan bir güvenlik sistemidir. Bu durumun tersi olarak bilgi eksikliği nedeniyle oluşabilecek kazaların önlenmesi için helikopter ile etkileşim halinde bulunacak bakım personeline bir oryantasyon eğitimi yapılmasına karar verilmiştir. Dikkat dağınıklığı ise bakım kaynaklı kazaların %15'ini oluşturur. Bu dikkat dağınıklığının sebebi yüksek gürültü ya da personelden kaynaklı telefon görüşmeleri olabilir. Ekip çalışması kaynaklı kazalar ise takım halinde yapılan görevlerde bir ya da daha fazla kişinin görevini eksik ya da hiç yerine getirmemesi sonucunda oluşur. Bu durumun nedeni gereğinden fazla uzun süren mesai saatleri nedeniyle oluşan uykusuzluk ve yorgunluk olabilir. Bakım ekibine uygulanacak ve belli aralıklarla değişen zorunlu vardiya değişimleri bu sorunu çözmek amacıyla düzenlenebilir. Kaynak ve ekipman eksikliği insan hayatının tehlikeye atabilecek bir başka faktördür. Bu faktör kapsamında helikopter etrafında çalışacak olan görevlilerin giymesi ve bulundurması gereken baret ve reflektör gibi araçlar belirtilmiştir. Helikopterin iç yapısında ise mürettebat üzerinde bir travma oluşturmayacak keskin olmayan yumuşak geometrili tasarımlar tercih edilmiştir.

6.1.17 Ergonomi:

Hava aracının ergonomisi hem mürettebat üzerindeki iş yükünü gözle görülür derecede azaltma hem de oluşabilecek zorlu çalışma şartlarında pilotun dikkatini arttırma ve çalışma verimini yükseltme konusunda büyük öneme sahiptir. Bu konuda istatistiksel antropoloji verilerini kullanarak %5 kadın %95 erkek yöntemi kullanılmalıdır. Bu teknik doğrultusunda popülasyon ikiye ayrılır ve vücut ölçülerine göre küçükten büyüğe sıralanır. Kadınları temsil eden kısmın en düşük %5'i ve erkekleri temsil eden kısmın ise %95 üzerindeki diliminin göz ardı edilmesiyle bir aralık belirlenir . Böylece hem kullanıcıların büyük çoğunluğu için elverişli bir tasarım elde edilir hem de tasarımın aşırı büyük ya da küçük olmasından kaçınılır. Bu yöntem sayesinde hava aracının ağırlık, hacim ve aerodinamik özellikleri iyileştirilir. Kokpit içerisinde keskin ve delici tasarım şekillerinden kaçınarak mürettebatın güvenliğini sağlamak ve pilotların kokpit panelini ve kokpitin dışını rahat bir şekilde görmesi amaçlanmıştır. Helikopterler doğası gereği karmaşık teknolojik yapılar olduğu için pilotlar kullanıcı ara yüzleriyle sürekli olarak etkileşim halindedir. Bu ara yüzlerin tasarımına ve konumlandırılmasına mürettebatın dikkat dağınıklığı engelleme ve iş yükü azaltma amacıyla önem verilmelidir. Bu doğrultuda birincil amaç kullanıcıların en çok kullandığı ve en önemli panelleri göz önünde erişilebilir kılmaktır. Helikopter panel düzenlemesinde uzun yıllardır kullanılan "T" şeklindeki panel boyutlandırması bugün başarılı bir şekilde kullanılmaya devam edilmektedir. [46]. "T" şeklindeki panel tasarımının temel amacı dört adet temel parametre olan irtifa, hız, uçuş davranışı ve uçuş durumuna kolay erişim sağlamaktır. Yerleşim esnasında benzer



Görsel 20 Kokpit Paneli Ekranları ve Arayüzlerin Birbiriyle Bağlantıları

veya bağlantılı görevleri olan panelleri birbirine yakın ya da yan yana konumlandırmak amacıyla Proximity Compatibility yaklaşımı yapılmıştır. Görsel 20'de tasarlanan kokpit panelindeki ekranların ve ara yüzlerin bağlantılı kullanımı verilmiştir.

6.1.18 Yer Tesiri:

Hava araçları uçuşunu yer ile yakın olarak gerçekleştirdiğinde uçuş karakteristiği değişir. Helikopter üzerindeki bu etki çoğunlukla uçuş kabiliyetinin artması olarak gözlemlenir. Yer tesiri sayesinde irtifa deniz seviyesinden oldukça yüksekte olsa bile helikopter zemin ile yakın ya da temasta olduğu için daha az güç harcayarak uçabilir. Bu durum helikopterin geçici olarak askı tavanını yükseltmesine olanak sağlayabilir. Yer tesirinin yer ile helikopter rotoru arasındaki mesafe arttığında düştüğü ve bu mesafe rotor çapına eşit olduğu zaman ortadan kalktığı görülür. Yer tesirine yaklaşım [47] kaynağından alınan aşağıdaki ampirik denklemlerle gerçekleştirilmiştir. Hesap detayları MATLAB programında yazılan döngü kodu ile EK-2'de gösterilmiştir.

6.2 Performans Analizleri ve Tasarım Optimizasyonu:

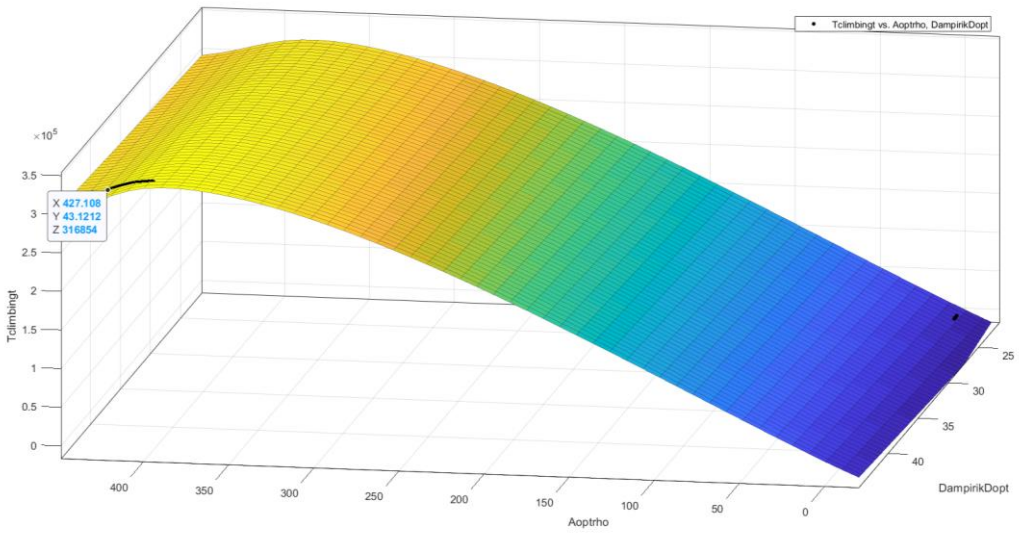
6.2.1 Tasarım Optimizasyonu:

6.2.1.1 Yanıt Yüzeyi Metodu ile Tasarım Optimizasyonu:

Hava aracının boyutlandırılması ve hayati parametrelerinin belirlenmesi ilk aşamada hem oldukça zordur hem de performans/maliyet oranını yüksek tutma açısından önemlidir. Tasarım aşamalarında birincil amaç helikopterin ağırlığını azaltıp dayanımını maksimum düzeye getirmektir. Bu her ne kadar performans açısından önemli olsa da hafif ve dayanıklı malzeme seçimleri üretim maliyetlerini ciddi oranda arttırır. Bu doğrultuda boyutlandırma için ara tasarım raporunda olduğu gibi Final Tasarım Raporunda da [25] kaynağında verilen istatistiksel verilerden yararlanılmıştır. İstatistiksel veriler her ne kadar birebir gerçek sonucu vermese de çözüm hakkında fikir edinilmesi ve çözüme yaklaşılması konusunda oldukça etkilidir. Bu yüzden boyutlandırma aşamasında istatistiksel veriler optimizasyon aşamasından geçtikten sonra kullanılmıştır. Nokta performans değerleri ve öz görev profillerinde belirtildiği gibi helikopterin çıkabileceği maksimum irtifa 3000 m olarak belirlenmiştir. Bu irtifa her ne kadar helikopterin optimum düzeyde çalışması için planlan irtifa olmasa da hesaplamalara dahil edilmiştir. Belirlenen maksimum irtifa her biri 50 m olan 60 farklı duruma bölünmüş ve ISA koşullarına göre azalan hava yoğunluğu ve sıcaklık incelenmiştir. Bu döngü içerisinde itki ve güç gibi önemli performans parametrelerini hesaplamak için kullanılmak üzere kütle akış hızı ve hava basıncı döngü halinde tüm durumlar için hesaplanmıştır. Detaylı hesaplamalar EK-2'de MATLAB koduyla gösterilmiştir. FTR aşamasında ATR aşamasından farklı olarak döngü sonucunda birçok parametreye bağlı olarak yanıt yüzey metodu ile sonuç oluşturulmuştur. Bu nedenle sonuçlar iki boyutlu değil üç boyutlu yüzeyler olarak elde edilmiştir. Bu aşamada birincil amaç helikopterin karmaşık performansını incelerken bütün parametreleri dahil ederek elde edilen en iyi sonucu bulmak olmuştur. Rotor disk alanın helikopterin performansına direkt etki ettiği için optimizasyon döngüsüne giren ilk parametrelerden biri olmuştur. Döngü içerisinde istatistiksel veri istenilen veriye yaklaştırılmak istenmiş ve istatistiksel veriler sonucunda elde edilen disk alanı hesaplamalar sonucunda elde edilen daha yüksek güç ihtiyacı nedeniyle arttırılmıştır. Optimizasyon döngüsünde [39] kaynağından alınan aşağıdaki eşitlik kullanılmıştır.

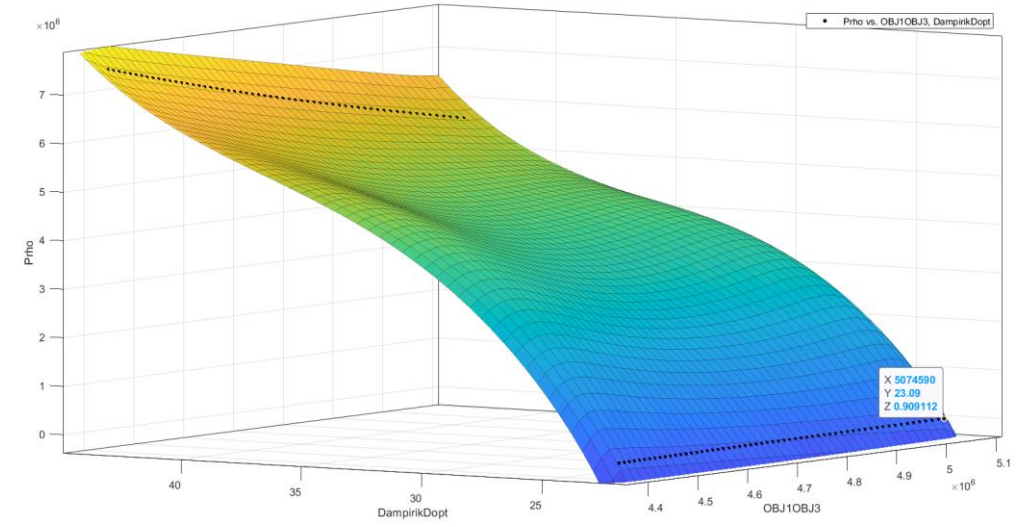
$$P = \frac{1}{FM} * \frac{T^{\frac{3}{2}}}{\sqrt{2 * \rho A}}$$

Döngü içerisinde ampirik veriler kullanılarak elde edilen disk alanı, hesaplamalardan elde edilen tırmanma itkisi, değişken hava yoğunluğu ve ideal güç kullanılarak 60 iterasyon sonucunda $397.6\ m^2$ den $427.1\ m^2$ ye çıkarılmıştır. Grafik 10'da oluşturulan yanıt yüzeyi grafiği verilmiştir. Artan bu disk alanı ile helikopter ihtiyacı olan güç miktarına yaklaşmıştır.



Grafik 10 Disk Alanı Yanıt Yüzeyi Grafiği

Rotor çapı da disk alanı gibi performansa direkt olarak etki eden parametrelerden biridir. Artan rotor çapı her ne kadar disk alanı gibi kazanılan gücü arttırsa da burada dikkat edilmesi gereken nokta görev profilidir. Gereksinim setlerinde belirtildiği gibi helikopter yüksek askı performansı üzerine tasarlanmıştır. Askı performansı ise pallerin uzaması ve rotor katılık oranının (rotor solidty ratio) düşmesiyle artar. Artan askı performansıyla otorotasyon kabiliyeti artarken manevra kabiliyeti ise düşer. Bu doğrultuda hesaplamalardan elde edilen veriler ile ampirik denklemlerden elde edilen rotor çapı, Grafik-11'deki yanıt yüzeyi grafiği ile 22.5 m'den 23.09 m'ye çıkarılmıştır.



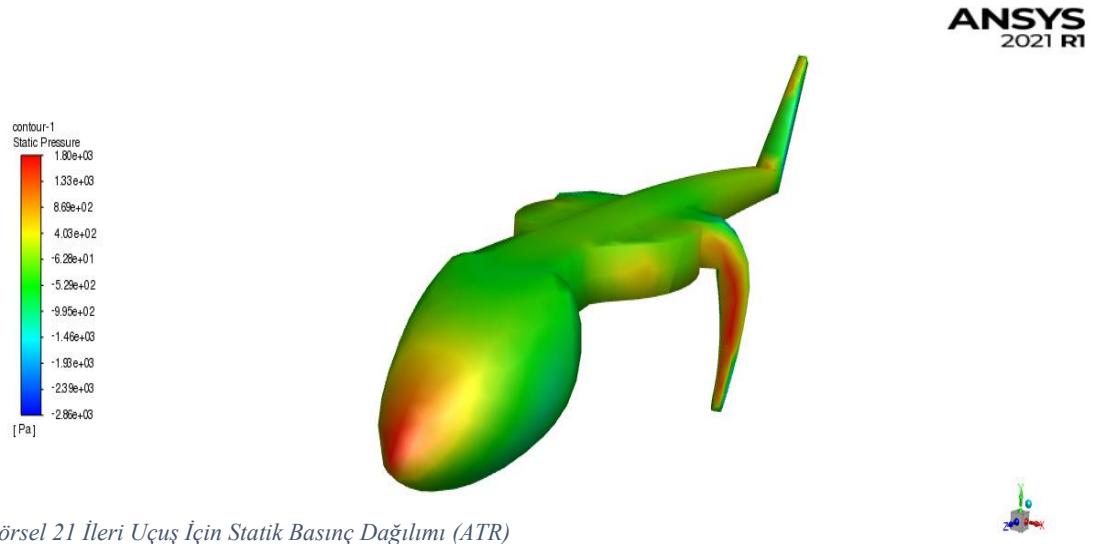
Grafik 11 Rotor Çapı Yanıt Yüzeyi Grafiği

Helikopterin ağırlık hesaplamasında ara tasarımdan farklı olarak iteratif bir şekilde ağırlık tahmini yapılmıştır. İterasyon döngüsü oluşturulurken helikopter askı halinde varsayılmış ve itki katsayısı formülünde T yerine WG kullanılmıştır. Bu kısımda elde edilen WGopt değeri kullanılan ampirik denklemlerin hepsinde tekrar kullanılmış ve çalıştırılan kod sonucunda bütün ampirik parametreler 60 farklı durum için tekrar hesaplanmıştır. Döngü sonucunda helikopterin maksimum kalkış ağırlığı 22314 kg (218900 N) olarak hesaplanmıştır. Helikopterin ağırlığına ve dolayısıyla performansına etki eden

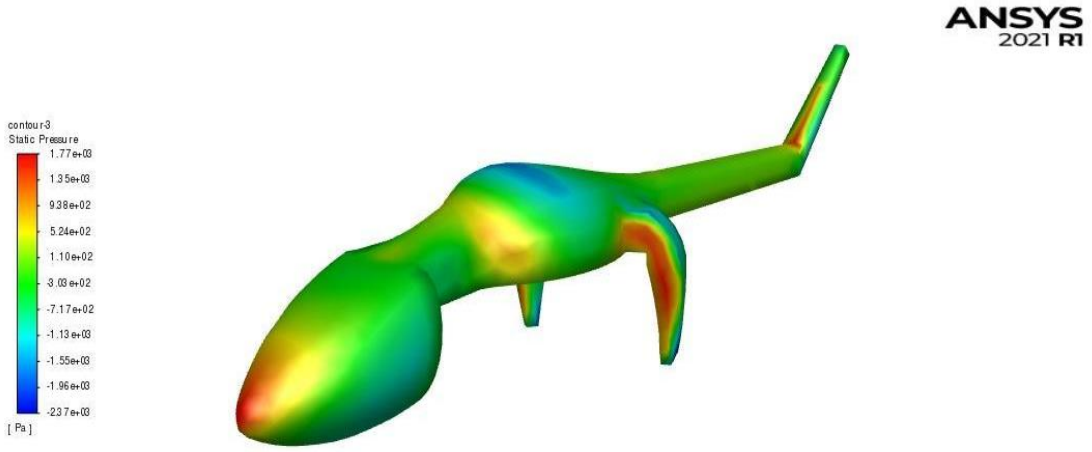
başka bir yük faktörü ise yakıt deposudur. Yakıt miktarı ve dolayısıyla yakıt deposunun hacmi belirlenirken hesaplamalar SFC, görev süresi ve motor gücü üzerinden yapılmıştır. Ampirik olarak belirlenen yakıt miktarı sabit tutulup iterasyonlar sonucunda helikopterin görev süresi optimizasyonlar sonucunda belirlenen maksimum kalkış ağırlığı ile çakıştırılmış ve önceden 2,5 saat olarak belirlenen görev süresi 2,2 saat olarak güncellenmiştir.

6.2.1.2 Hesaplamalı Akışkanlar Dinamiği:

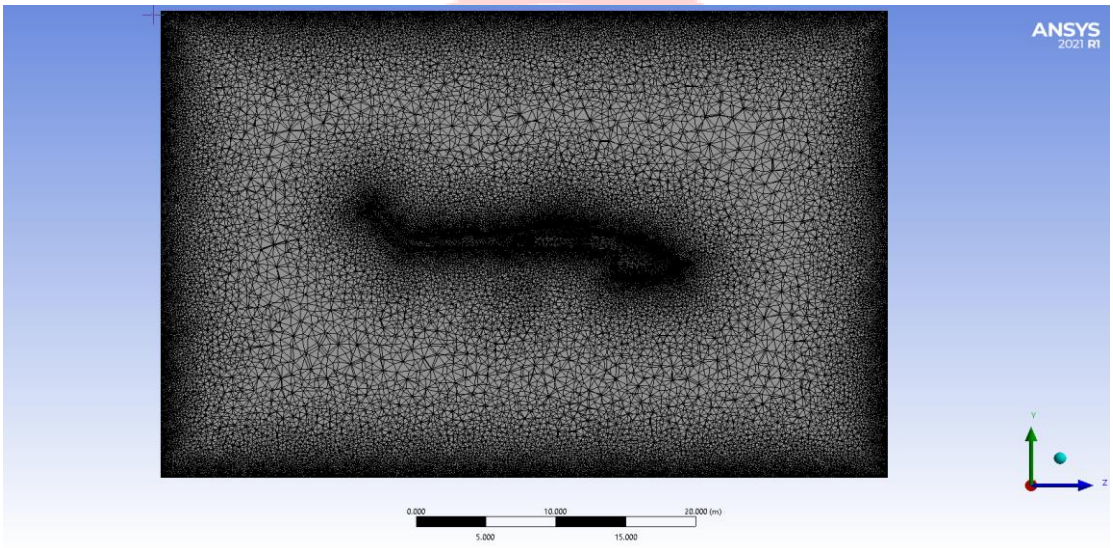
Hesaplamalı akışkanlar dinamiği uygulamaları hava aracının üretimden önce ya da sonra farklı ortamlarla etkileşimini ve aerodinamik reaksiyonlarının simülasyonlarının yapılmasını sağlar. Hem Ar-Ge aşamasında hem de üretim sonrası test sürecinde bu aşamaların sonuçları birer tasarım girdisi olarak ele alınır. ATR aşamasında helikopterin aerodinamiğinin yönlendirilmesi için kaba mesh verisi kullanılmış ve temel basınç noktaları saptanmıştı. Belirlenen basınç noktalarında tasarım ekibine değiştirilmesi gereken parametreler iletilmiş ve en verimli tasarıma ulaşılması amaçlanmıştı. Bununla beraber ATR aşamasının HAD yaklaşımlarında helikopterin motoru, rotorları ve havayla direkt olarak temas eden karmaşık mekanizmaları göz ardı edilmişti. FTR aşamasında ATR aşamasından farklı olarak karmaşık mekanizmalara sahip noktalarda kaplama uygulaması (fairing) yapılmış ve aerodinamik özellikler arttırılmıştır. Bu analiz yapılırken motorun hava alıklarının hava akışına etkisi göz ardı edilmiş ve motor bölgesi katı cisim olarak tasarlanmıştır. Görsel 21 ve 22'de görülen basınç kontür grafiklerinde görüldüğü gibi önceden tasarlanan helikopter gövdesi ile güncel helikopter tasarımının statik basınç dağılımı gösterilmiştir. HAD programında akışkanın katı cisim ile olan etkileşimindeki hatayı en aza indirmek için y-plus değeri hesaplanmış ve kıvrımlı yüzeylerde katman şeklinde mesh verisi oluşturulmuştur. Mesh yapısının maksimum çarpıklık değeri 0,83 olarak ölçülmüştür. Oluşturulan mesh verisi ve wall y-plus kontür grafiği Görsel-24'te Helikopterin karakteristik şeklinden gövdesi boştur. Gövde şeklindeki bu farklılık, Görsel 25'te helikoptere çarpıp kabin arkasında sirkülasyon yapan akışlara neden olmaktadır. Bu akışları azaltma amacıyla kabin arkasındaki keskin detayların yumuşatılması denenmiş ama su deposu ile kabin arasına giren akış vektörleri performansı olumsuz etkilediği için kabin tasarımında değişiklik yapılmamıştır. Akış analizinde ANSYS Fluent arayüzünde SST k-omega türbülans modeli ve 200 iterasyon kullanılmıştır. Atmosfer koşullarını göz önünde bulundurma amacıyla hesaplamalarda yoğunluk için ideal gaz, viskozite için "sutherland" seçeneği kullanılmıştır. Analiz esnasında helikopterin 60 m/s hızla seyrettiği varsayılmış ve palalardan alınacak etki gövde sürüklenme analizi için göz ardı edilmiştir. Helikopterin tırmanma, askı ve düz uçuş durumlarında farklı tepkileri olacağı için analizlerde de bu koşulların simülasyonu yapılmıştır. Helikopterin hem düz uçuş hem yükselerek ileri uçuş hem de tırmanma görevleri için yapılan hız akışı grafiği Görsel 25, 26, 27' de verilmiştir. ATR raporunda gözlenen homojen olmayan duvar kesme kuvveti dağılımı için ise EK-1'de görüldüğü gibi bölgesel düzeltmeler ile ilerlenme sağlanmıştır.



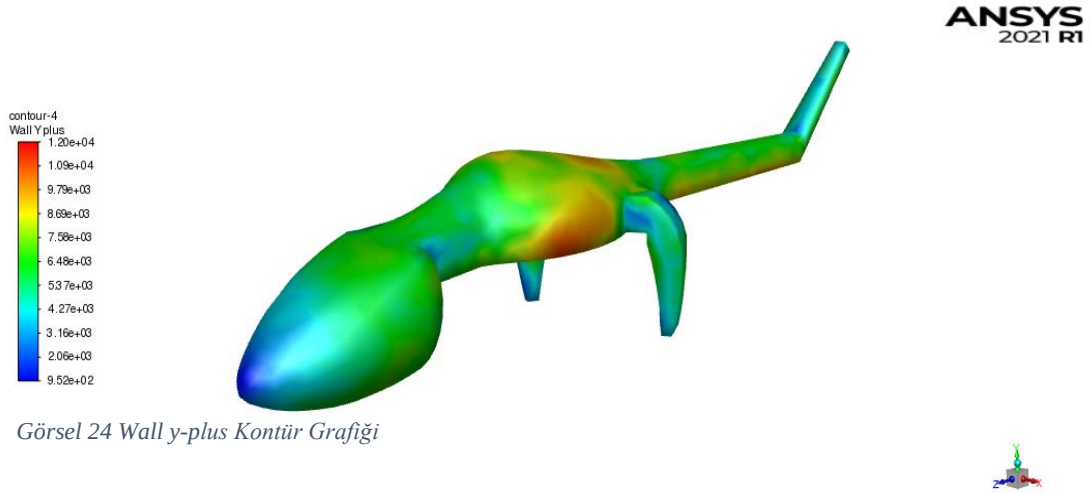
Görsel 21 İleri Uçuş İçin Statik Basınç Dağılımı (ATR)



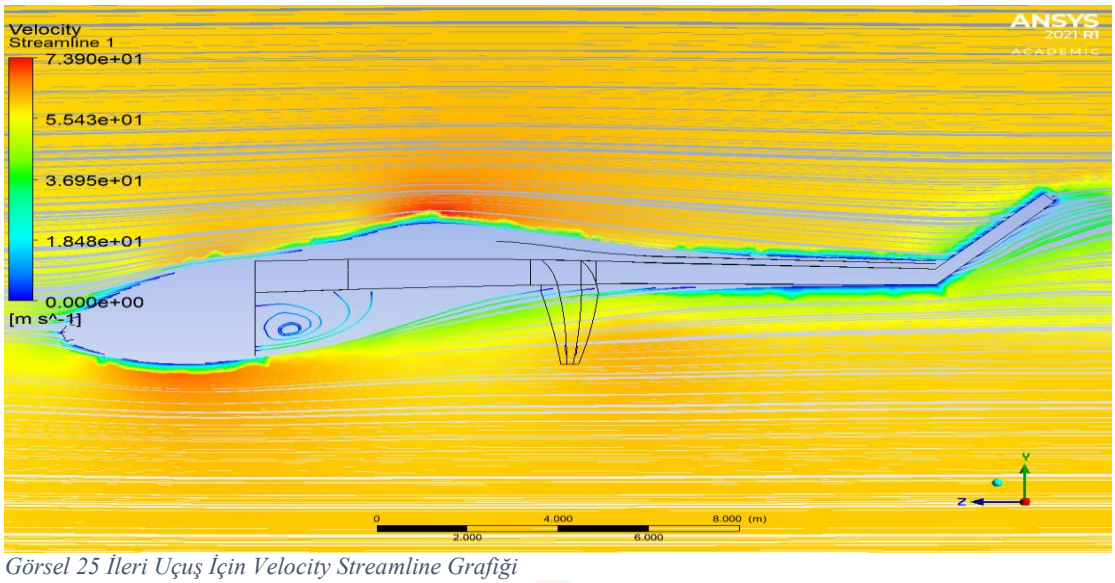
Görsel 22 İleri Uçuş İçin Statik Basınç Dağılımı (FTR)



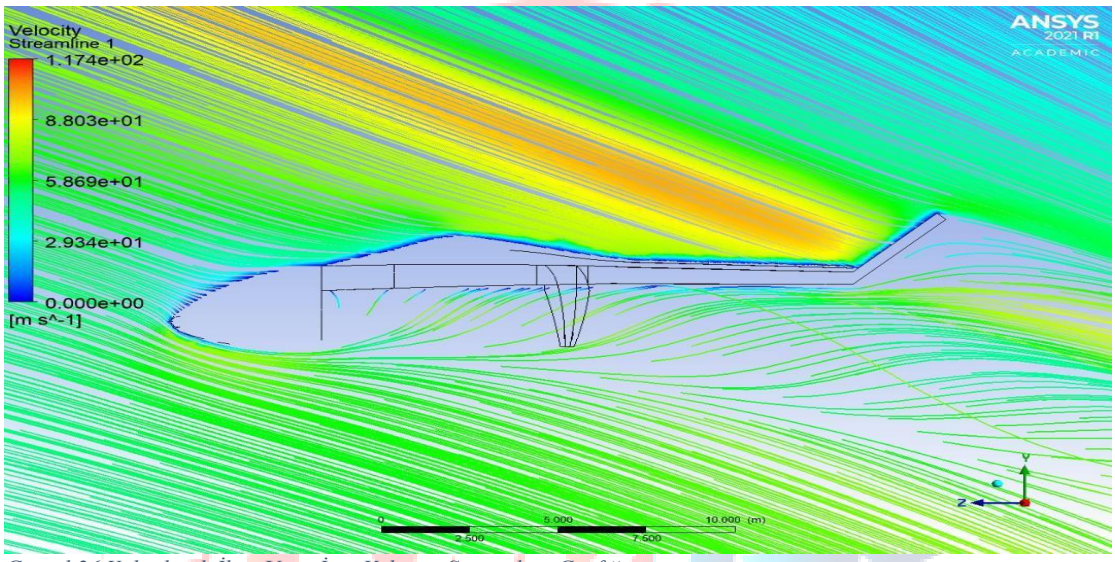
Görsel 23 Oluşturulan Mesh Elemanı Verisi



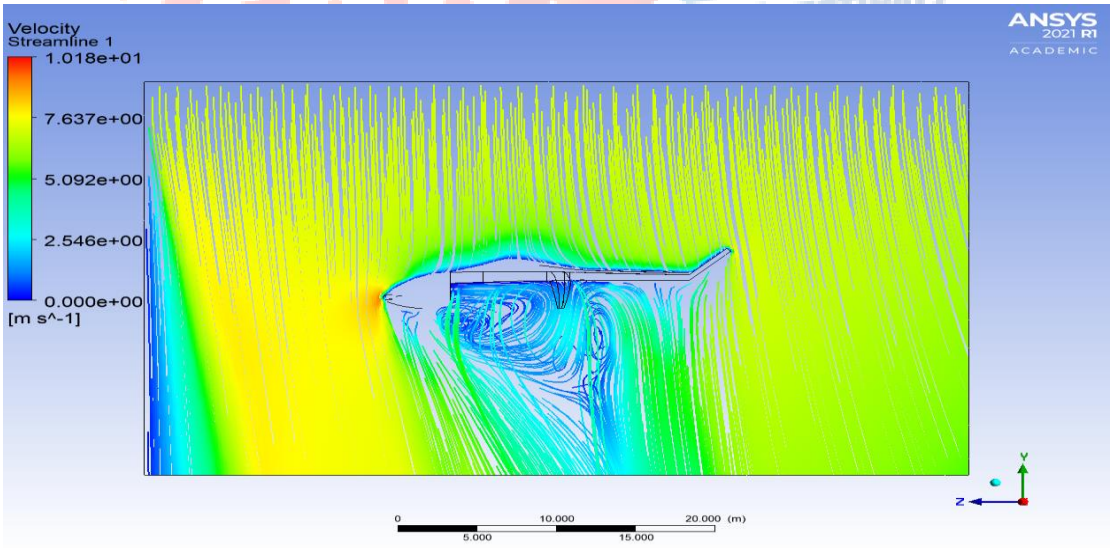
Görsel 24 Wall y-plus Kontür Grafiği



Görsel 25 İleri Uçuş İçin Velocity Streamline Grafiği



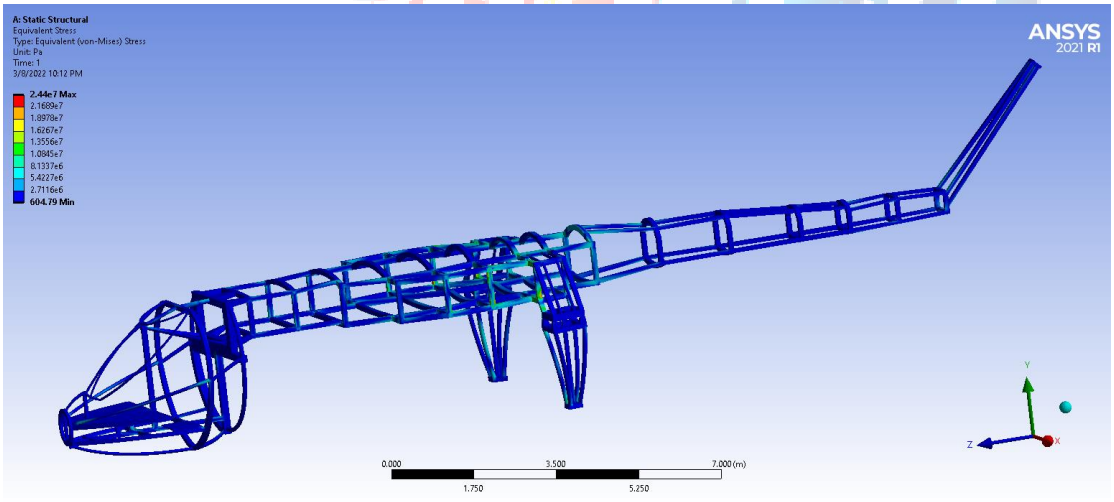
Görsel 26 Yükselerek İleri Uçuş İçin Velocity Streamline Grafiği



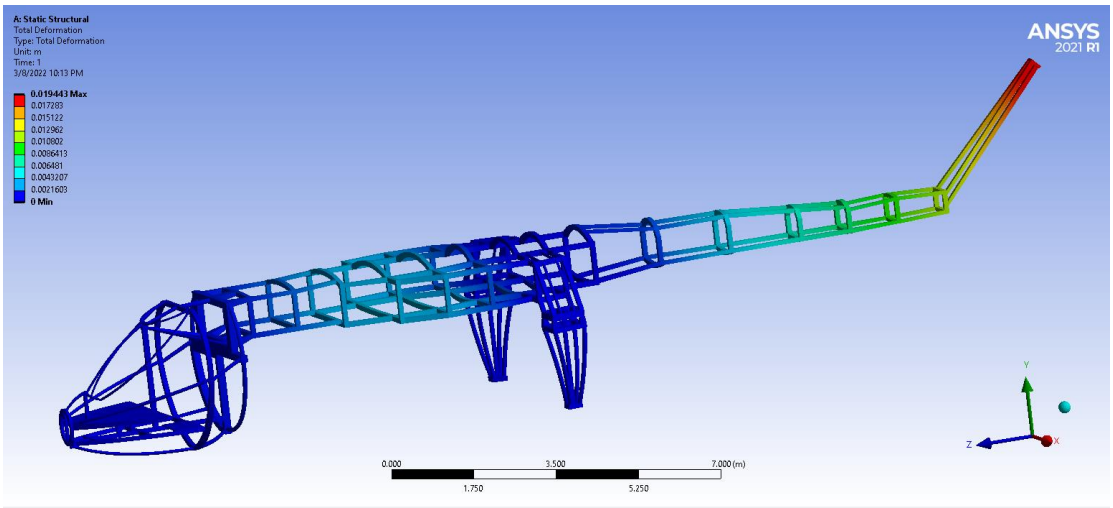
Görsel 27 Tırmanma İçin Velocity Streamline Grafiği

6.2.1.3 Yapısal Analiz Aşamaları ve Şase Tasarım Optimizasyonu:

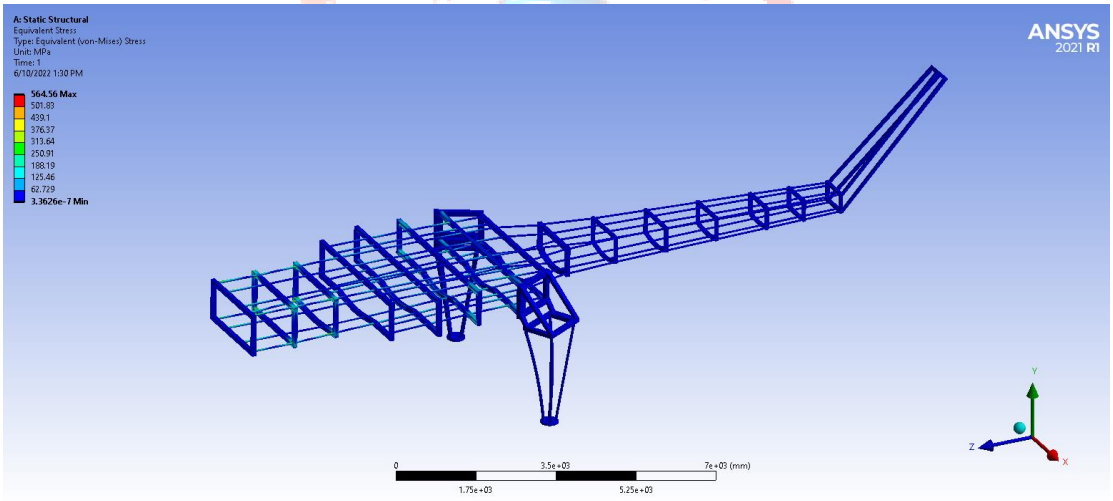
Yapısal analiz helikopterin dayanım, gerinim ve yorulma gibi faktörlerinin tespiti için tasarım aşamasında takip edilen bir süreçtir. Şase üzerindeki yük dağılımlarının optimizasyonu ve malzeme seçimi için tasarım öncesinde sonlu elemanlar yöntemi yazılımları kullanmak oldukça etkilidir. Tasarlanan şaseye uygun malzemeler araştırılmış ve analiz üzerinde denenmiş ancak şasede motor kısmında Titanyum Ti-6AI-4V, diğer kısımlarda Alüminyum 7075 kullanılmasına karar kılınmıştır. Tasarımda helikopterin iskeleti üzerine CG zarfı kestirimi ve sistem yerleşimleri göz önünde tutularak kuvvetler uygulanmıştır. Bu kuvvetler kokpit kısmında koltuklar, aviyonikler ve gösterge panel ağırlıklarıyla uygulanmıştır. Gövde kısmında ise transmisyon, ana rotor ağırlığı ve motor gibi büyük aksamlarla birlikte jenereatör gibi küçük aksamlarda analizde hesaba katılmıştır. Son olarak kuyruk kısmında kuyruk rotoru ve yatay dengeleyici kuvvetleri de uygulanmış ve analiz edilmiştir. Bu durumda gövde kaplaması ve tekerler ihmal edilmiş, teker bağlantı noktaları sabitlenerek şase üzerindeki gerinim dağılımları ve deformasyonlar incelenmiştir. Görsel 28-29'da ATR'de yapılan şase analizi bulunmaktadır. Burada kuvvetler ana rotor ve motor kuvveti 15690,64 N, yakıt deposu 34323,28 N ve kuyruk rotoru için ise 1470,998 N kuvvet uygulanmıştır. Burada kokpit kısmı da analize katılmıştır. Kokpit kısmında oluşan parça birleşim noktalarındaki gerilimlerin önüne yeni şasede görüleceği üzere eklemeler yapılmış ve problemler minimuma indirilmiştir. FTR'de özellikle gövde kısmına odaklanılmış ve bu kısımda detaylı analiz yapılmıştır. Görsel 30'da görüleceği üzere gerilim dağılımı ilk şaseye göre daha yoğun ancak dengeli görünür. Bunun sebebi şasenin daha mukavemete uygun bir şekilde baştan tasarlanması ve ilk aşamaya göre eklenen kuvvetlere transmisyon, jeneratör gibi ağırlıkların da eklenmesidir. Ayrıca analizde özellikle gövde dikkate alındığı için ön kısımdaki tekerleğin sağladığı destek bu analizde göz ardı edilmiştir. Bu da elde edilen gerilim ve deformasyonun aslında görünenden daha az olduğunu gösterir. Analizde motor, rotor, transmisyon, apu, jeneratör ve yağ soğutucusu ağırlık merkezi kestirimindeki SolidWorks'den alınan ağırlıklar baz alınarak kuvvet olarak üst şaseye uygulanmıştır. İç kısma yakıt deposu ağırlığı ve kuyruk kısmına ise yatay dengeleyici ve kuyruk rotoru kuvvetleri eklenmiştir. Son durumda daha dengeli bir analiz elde edilmiştir.



Görsel 28 Şase Gerilim Analizi (ATR)



Görsel 29 Şase Deformasyon Analizi (ATR)



Görsel 30 Şase Gerilim Analizi (FTR)

6.2.2 Gövde Sürüklemesi:

Aksam	Toplam Sürtünme Yüzdeleri %
Gövde	30
Nacel	6
Rotor ve Şaft	35
Kuyruk Rotoru	4
Ana İniş Takımları	10
Yatay Dengeleyici	1
Rotor-Gövde Paraziti	7
Egzoz Sistemi	3
Diğer	4
Toplam	100

Tablo 8 Gövde Sürüklenmesine Etki Eden Parametreler

Helikopterin uçuş performansı ve yakıt sarfiyatı helikopter üzerindeki parazit sürüklenme miktarı tarafından doğrudan etkilenir. Bu nedenle helikopter üzerindeki toplam sürüklenmenin düşürülmesinin tasarım optimizasyonundaki önemi göz ardı edilemez. Helikopterler, rotor sistemleri ve dönen aksamları üzerine gelen %30 daha fazla gövde sürüklenmesi nedeniyle diğer hava araçlarına göre aerodinamik açıdan daha verimsizdir [48]. Aşağıdaki görselde göründüğü gibi yüksek açılı ve keskin hatlara sahip uçaklarda yüksek sürüklenme görülürken, hava akışının şekli verilen yumuşak geçişli

tasarımlarda sürüklenme minimuma indirilmiştir. Bu sürüklenmeyi azaltmak için tasarımdaki keskin hatların, boşlukların ve karmaşık komponentlerin bulunduğu yerlere kaplama işlemi uygulanarak yumuşatılması planlanmıştır. Bu doğrultuda ara tasarım raporunda belirtilen tasarımdan farklı olarak helikopterin motor ve şaft gibi dış ortamdaki kısımlarının kaplanmasına karar verilmiştir. Tablo 8'de helikopterin farklı komponentlerinin toplam sürtünmeye etkisi yüzdelik olarak belirtilmiştir.

6.2.2.1 Tırmanma Esnasında Etki Eden Dikey Sürükleme Kuvveti:

Ara tasarım raporunda helikopterin ihtiyacı olan toplam itki kuvveti kalkış ağırlığına eşitlenmiş ve ön tasarım aşaması için işlem kolaylığı sağlanmıştı. Bu koşullarda tırmanma esnasında pallere normal olarak etki eden sürtünme göz ardı edileceği için FTR aşamasındaki hesaplamalarda ihtiyaç duyulan itki %105 olarak hesaplanmıştır. Bu nedenle rotor performansındaki itki gereksinimi için aşağıdaki eşitlik kullanılmıştır. [39]

$$T = W + D_v = W + \frac{1}{2}\rho \underline{v}^2 f_v$$

6.2.2.2 Yatay Dengeleyici:

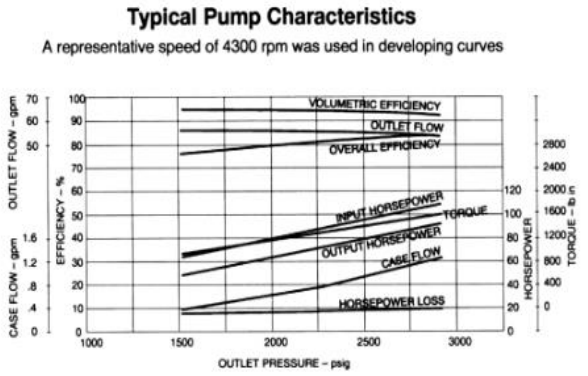
Helikopterin yunuslama esnasındaki kontrolünü arttırma konusunda yatay dengeleyiciler büyük öneme sahiptir. Bu kontrol kolaylığı aynı zamanda mürettebat üzerindeki yükü azaltma konusunda önemli bir role sahiptir. Helikopterde kullanılan yatay dengeleyici sisteminin yüzey alanı hesabında [25] kaynağındaki istatistiksel verilerden yararlanılmıştır.

6.2.2.3 Düşey Dengeleyici:

Düşey dengeleyici sistemleri helikopterin sapma esnasındaki kontrol yeteneğini her ne kadar desteklese de kuyruk rotorunda elde edilen itki kuvveti helikopterin dengesinin sağlanmasında yeterli bulunduğu için ağırlıktan kısma ve mukavemeti arttırma amacıyla herhangi bir düşey dengeleyici sistemi kullanılmamıştır.

6.2.3 Güç Kayıpları:

Bir helikopter tasarımında verimi arttırmak için alt sistemlerin seçiminde çok dikkatli davranılsa da kullanılacak sistemlerin %100 verimde çalışması beklenemez. Birçok alt sistemler doğası ve sistemsel kurulumları nedeniyle bazı güç kayıpları yaşar. Helikopterin tasarımında kullanılacak mutlak gücün hesabı için kayıplar hesaplanmalıdır. [49] kaynağına göre iki tip kayıp öngörülür. İlk kısım motorun iç kayıplarını diğeri rotorun ihtiyaç duyduğu güce eklenen alt sistem güç gereksinimlerini kapsar. Motorlar test sürecinde sağladığı gücü tamamen gösteremeyebilir ve kayıplara uğrar. Bu kayıplar için motor şirketinden destek almak gereklidir ancak kavramsal tasarım aşamasında bu kısım kaynağa göre %2 olarak kabul edilir. İkinci kısımda ise rotora



Görsel 31 PV3-240-10D Pompası Karakteristik Özellikleri

iletilen güç ile torkmetrenin ölçümü arasında farkların oluştuğu gözlemlenir ve bu farkı da motor karşılamalıdır. Kayıplar bazı başlıklar altında hesaplanabilir.

6.2.3.1 Ana Rotor Güç Aktarım Sistem Kayıpları:

Güç aktarım sistemi gerekli gücü rotorlara aktarma konusunda önemli bir rol oynar. Ancak bu süreçte dişli kutusundan, yataklardaki sürtünmelerden hatta yağlama sistemlerinden kaynaklı birçok kayba maruz kalır. Bu kayıpların hesabı aşağıdaki denklemle tanımlanmış ve detaylı hesabı MATLAB üzerinden yapılmıştır.

$$Kademe\ Başına\ Güç\ Kaybı = K \times [Tasarım\ Max\ Güç + Gerçek\ Güç] \quad (hp)$$

$$hp_{trans} = 173.25 + 0.01875 * (Ana\ Rotor\ Gücü) + 0.0075 * (Kuyruk\ Rotor\ Gücü) \quad (hp)$$

$$hp_{jeneratör} = \frac{4500\ (W)}{0.75 \times 746} \quad (hp)$$

$$hp_{hidrolik} = \frac{2785.3\ (psi) \times 1.3\ (gpm)}{0.80 \times 1714} \quad (hp)$$

Hesaplar [49] kaynağında belirtildiği üzere güç aktarım, hidrolik pompa ve jeneratör kayıpları altında hesaplanmıştır. Güç aktarım sistem kayıpları kuyruk rotoruna aktarılan gücün motordan elde ettiğimiz 9000 hp'nin 1/10 oranında olması ve sistemdeki dişlilerin karakteristik yapıları göz önüne alınarak hesaplanmıştır. Jeneratör kaybı kullanılan alt sistemler göz önünde bulundurularak 4500 W olarak hesaplanmıştır. Hidrolik pompa kayıplarında ise PV3-240-10D pompa kataloğundan alınan veriler ile Tablo 9'da bir hesaplama yapılmıştır. Bilinen yüzde kayıpları göz önünde bulundurularak hesaplanan veriler aşağıda verilmiştir.

Kayıp Çeşitleri	Kayıp Miktarı (hp)	Kayıp Yüzdesi
Güç Aktarım Sistemi	315	%3,5
Jeneratör	8.04	%0,09
Hidrolik Pompalar	2.64	%0.03

Tablo 9 Güç Kayıpları ve Yüzdeleri

6.2.3.2 Egzoz ve Alık Kayıpları:

Motorların sağlıklı çalışabilmesi için temiz bir hava akışına ve egzoza ihtiyaç vardır. Tasarlanan helikopterde hava alıkları yandan ve önden seçilerek isterler doğrultusunda verimliliğin sabit tutulması ve motorun yeterince havaya ulaşması hedeflenmiştir. Alıkların verimliliği %10'a kadar arttırdığı bilinmektedir. Bunun en büyük sebebi alıklar sayesinde motora sağlıklı bir hava girişinin sağlanması ve motorların bu alık sistemiyle kaplanmasıyla, güç kayıplarının önüne geçilmesidir. Kullanılan bazı filtreler de verimliliği arttıran faktörlerdir. Ancak hava alık uzunluğunda sürtünmeden kaynaklı kayıplar oluşur. Ayrıca güvenlikten dolayı egzozun motora yakın tutulmasının eksisi hava alığının atılan havadan etkilenmesi ve giren temiz havanın veriminin az da olsa düşmesi olarak ortaya çıkar. Bu durumun önüne tasarımdaki iyileştirmelerle geçilmeye çalışılmıştır.

6.2.3.3 Rotor Kaynaklı Kayıpları:

Rotor tipi olarak tek ana rotor sistemi kullanılmıştır. Bu sistem birçok artıya sahipken güç kayıpları açısından en büyük eksisi gücün yaklaşık onda birinin karşı tork ihtiyacından dolayı kuyruk rotora bölünmesinden kaynaklanır. Bölünmeden kaynaklı kayıplar güç aktarım sistem kayıplarında hesaplanmıştır. Bununla beraber rotor sisteminin kontrolü esnasındaki hareketinden dolayı olan kayıplar da göz ardı edilmemelidir.

6.2.3.4 Aerodinamik Kayıplar:

Rakiplerine göre daha iyi bir aerodinamik yapıya sahip olarak güç kayıplarını azaltmak hedeflenmiştir. Ancak tasarlanan helikopter yapısı gereği kokpit arkasında diğer noktalara göre yoğun türbülanslar ve erken akış ayrımlarına sahiptir. Oluşacak aerodinamik sebepli kayıpların önüne motorları, şaft sistemlerini ve rotorları mümkün olduğunca kapatarak (fairing yöntemi ile) ve yumuşatarak geçilmesi planlanmıştır.

6.2.3.5 Çevresel Faktör Kayıpları:

Bir motorun maksimum verimde çalışması için sıcaklığın ve yüksekliğin standartlara indirgenmesi lazımdır ancak buna rağmen kullanıcılar tasarlanan helikopterleri farklı koşullarda kullanmak isteyebilir. Yüksek sıcaklıklarda ve yüksek irtifalarda verim hızlı bir şekilde azalır ve motor yüksek oranda güç kaybına uğrar. Gereksinim setlerinde kullanılabilecek sıcaklık ve irtifa aralığı verilmiştir. Koşullar sağlansa bile sıcaklık ve irtifa dışında coğrafyanın jeolojik yapısından kaynaklı verimsizlikler de bulunur. Tasarımın deniz ve toz oranı yüksek arazilerde kullanımları da motorun içine deniz tuzu ve toz kaçmasına sebep olur. Bu durum gereksiz bir güç kaybı doğurur. Motor seçiminde dikkatli davranılarak dayanımı yüksek bir motor seçilmiş ve filtreler kullanılmıştır fakat tüm bunlar kayıpları sıfıra indirgenemez. Bu yüzden çevresel faktörlerde güç kaybına sebep olur.

6.3 Sistemlerin Yerleştirilmesi ve CG Zarfı Kestirimi:

6.3.1 Ağırlık Merkezi Kestirimi:

Helikopterin ağırlık merkezinin kestirimi taşınacak yükün konumlandırılması, gövde dayanımı ve görev performansı gibi önemli parametreleri ciddi oranda etkiler. Bu nedenle tasarım esnasında bütün alt sistemlerin yerleşimi, ağırlığı, ağırlık merkezine uzaklığı ve hacmi göz ardı edilmemelidir. Ağrılık merkezinin kestirimi aşamasında üç boyutlu çizim programında rotorlar, motorlar ve bütün alt sistemler gerçek ağırlıklarıyla beraber şaseye sabitlenmiş SolidWorks programından ağırlık merkezi kestirimi yapılmıştır. Ağırlık merkezi her ne kadar hava aracının seyri esnasındaki momentten etkilenmeyecek şekilde tasarlansa da sistem yerleşimi esnasında malzemenin dayanımı da göz ardı edilmemelidir. Bu nedenle sistem yerleşimi sonrasında yatay dengeleyici oluşan momenti dengeleyip stabilizasyonu sağlama amacıyla konumlandırılmıştır. Alt sistemlerin ağırlık merkezine göre konumu, ağırlığı ve hacmi Tablo 10'da verilmiştir.

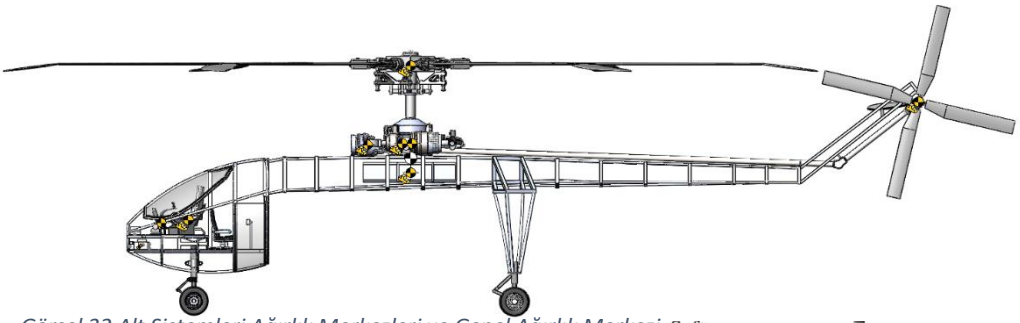
PARÇA	AĞIRLIK(Kg)	KONUM (m)		
		X	Y	Z
Ana rotor ve paller	1500,921	0	2,59	0
Ana şanzıman	357,09	0	-1,04	0
Gövde	1227,77	-0,03	-0,61	-0,23
Şase	3156,829	0	-1,04	-0,55
Motor no:1 ve vites kutusu	520	1,09	0,41	-0,22
Motor no:2 ve vites kutusu	520	-1,09	0,41	-0,22
Apu	75	0,01	0,36	-1,21
Yakıt deposu	150	0	-0,42	0
Kuyruk rotoru ve palleri	120	0,45	1,54	14,34
Arka şanzıman	49,98	0,02	1,49	14,23
Arka vites kutusu	17,12	0	-0,14	12,11
Ana şaft	125	0	0,02	6,21
Kuyruk şaftı	33,13	0	0,59	13,08
Yatay dengeleyici	50	-1,12	0,72	13,47
Jenaratör kit	10	0,18	0,56	0,74
Yağ soğutucu ve yağ pompası	11,92	-0,38	0,51	1,07

PARÇA	AĞIRLIK(Kg)	KONUM (m)		
		X	Y	Z
Aviyonikler	93	0	-2,28	-7,68
Kontrol paneli ve göstergeler	106,2	0	-1,82	-7,03
Pilot koluğu no:1	38,79	0,77	-1,76	-6,27
Pilot koltuğu no:2	38,79	-0,77	-1,76	-6,27
Operatçör koltuğu	20	0,77	-2,2	-5,35
Ön teker	60	0	-3,86	6,12
Arka teker no:1	40	2,33	-3,99	2,92
Arka teker no:2	40	-2,33	-3,99	2,92
Vinçler ve yük profili	399,7	0	-1,48	0
Toplam ağırlık ve CG	8761,24	0	0	0

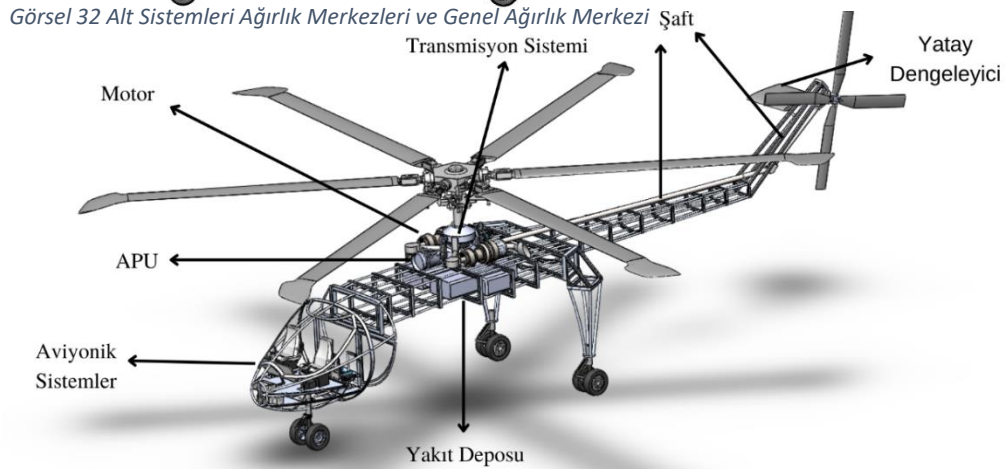
Tablo 10 Alt Sistem Konumlandırılması ve Ağırlıkları

6.3.2 Kabul Edilebilir Ağırlık Merkezi Aralığı:

Kabul edilebilir ağırlık merkezi aralığı helikopterin taşıyacağı yükü konumlandırma konusunda büyük öneme sahiptir. Tandem rotorlarda oldukça geniş olan bu aralık koaksiyel ve tek ana rotorlu helikopterlerde daha dardır. Tasarlanan bu helikopter her ne kadar tek ana rotorlu bir helikopter olsa da kabul edilebilir ağırlık merkezi aralığı piyasadaki diğer tek ana rotorlu helikopterlere göre daha geniştir. Bunun en büyük sebebi helikopterin karakteristik şeklinde dolayı gövdesinin boş olması dolayısıyla da sabitlenen ya da halat ile taşınan yük ile ağırlık merkezinin arasındaki mesafenin kısalmasıdır. Azalan bu mesafe sayesinde helikopterin kabul edilebilir ağırlık merkezi oldukça geniştir. Bununla beraber yakıt deposu ağırlık merkezinde konumlandırılmış ve görev esnasında azalan yakıttan kaynaklı denge sorunu çözülmüştür.

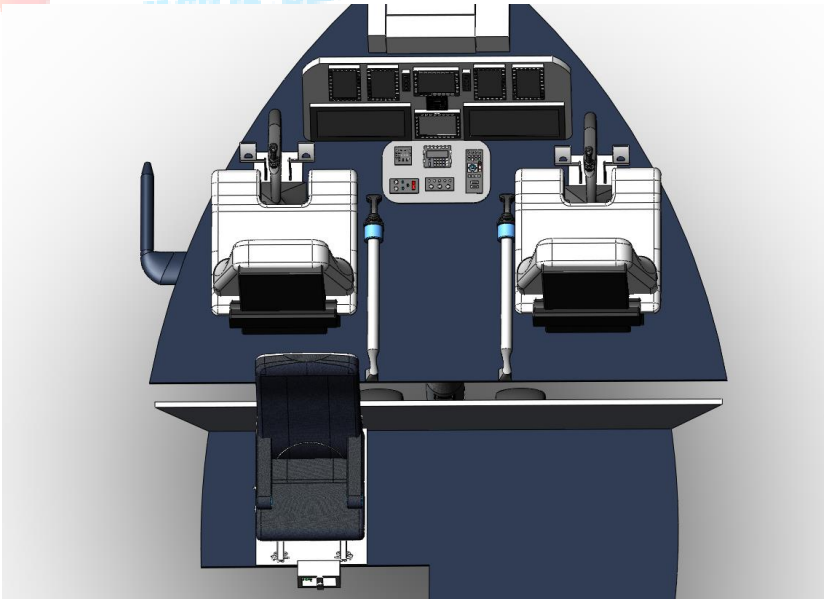


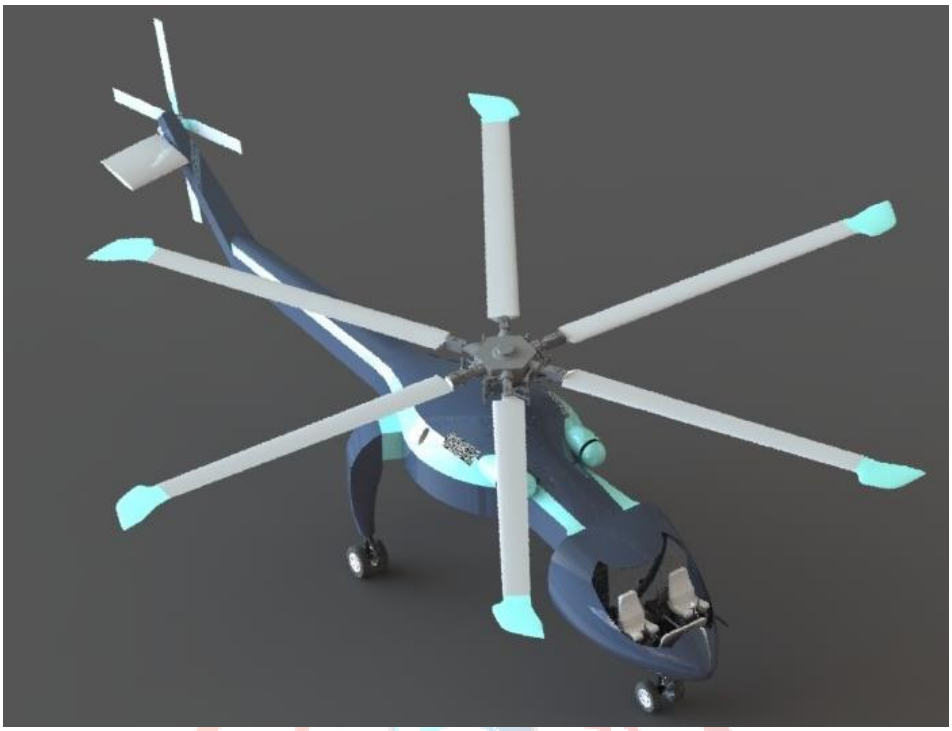
Görsel 32 Alt Sistemleri Ağırlık Merkezleri ve Genel Ağırlık Merkezi

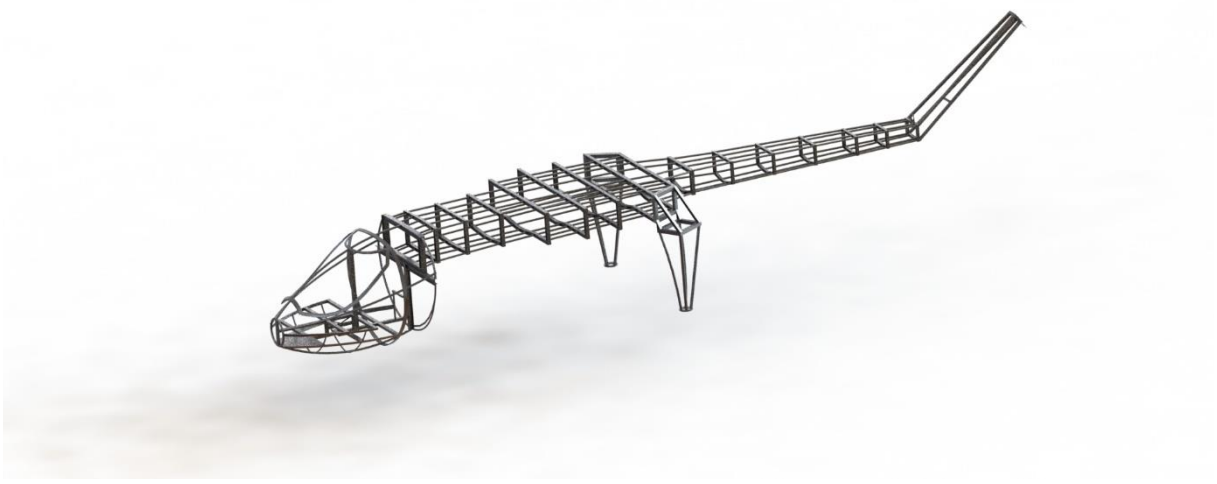


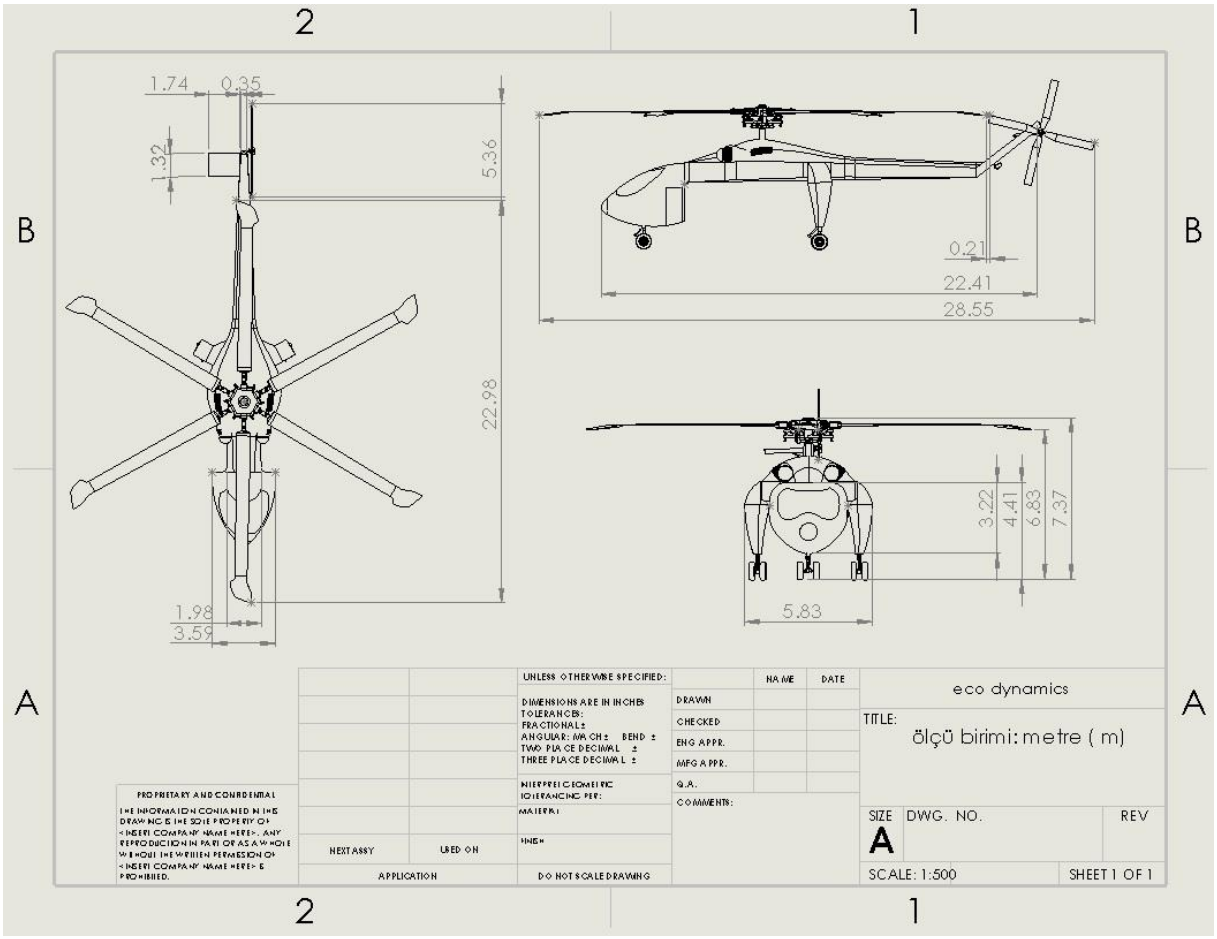
Görsel 33 Temel Alt Sistemler

7. Görseller








2
1
B
A
1.74
0.35
1.32
5.36
22.98
1.98
3.59
0.21
22.41
28.55
3.22
4.41
6.83
7.37
5.83
UNLESS OTHERWISE SPECIFIED:
DIMENSIONS ARE IN INCHES
TOLERANCES:
FRACTIONAL ±
ANGULAR: MACH ± BEND ±
TWO PLACE DECIMAL ±
THREE PLACE DECIMAL ±
INTERPRET GEOMETRIC TOLERANCING PER:
MATERIAL
FINISH
NEXT ASSY
USED ON
APPLICATION
DO NOT SCALE DRAWING
NAME
DATE
DRAWN
CHECKED
ENG APPR.
MFG APPR.
Q.A.
COMMENTS:
eco dynamics
TITLE:
ölçü birimi: metre (m)
SIZE
A
DWG. NO.
REV
SCALE: 1:500
SHEET 1 OF 1
PROPRIETARY AND CONFIDENTIAL
THE INFORMATION CONTAINED IN THIS DRAWING IS THE SOLE PROPERTY OF <INSERT COMPANY NAME HERE>. ANY REPRODUCTION IN PART OR AS A WHOLE WITHOUT THE WRITTEN PERMISSION OF <INSERT COMPANY NAME HERE> IS PROHIBITED.

8. Kaynakça

[1] E. U. A. S. Agency, «Certification Specifications, Acceptable Means of Compliance and Guidance Material for Large Rotorcraft CS-29,» EASA, 2022.

[2] T. W. B. Group, «The World Bank,» 2022. [Çevrimiçi]. Available: https://data.worldbank.org/indicator/NY.GDP.MKTP.PP.CD?year_high_desc=true.

[3] T. C. D. Bakanlığı, «Uluslararası Kuruluşlar ve İlişkilerimiz,» Güneydoğu Asya Ülkeleri Birliği (ASEAN), 2022. [Çevrimiçi]. Available: https://www.mfa.gov.tr/guneydogu-asya-ulkeleri-birligi.tr.mfa.

[4] M. Şimşek, «DEĞİŞEN DÜNYA KOŞULLARINDA ÇİN HALK CUMHURİYETİ VE DIŞ TİCARET BAKIMINDAN TÜRKİYE-ÇİN ARASINDA YAŞANAN SORUNLAR VE ÇÖZÜM ÖNERİLERİ,» *Erciyes Üniversitesi İktisadi ve İdari Bilimler Fakültesi Dergisi,* pp. 1-24, 2006.

[5] T. C. D. Bakanlığı, «Güney Asya,» Hindistan'ın Ekonomisi, 2022. [Çevrimiçi]. Available: https://www.mfa.gov.tr/hindistan-ekonomisi.tr.mfa.

[6] M. KASIM, «BAĞIMSIZLIKLARI SONRASINDA ÇİN VE HİNDİSTAN'IN İKİLİ İLİŞKİLERİNİN GELİŞİMİ VE AVRASYA STRATEJİLERİ,» *TÜRKİYE SOSYAL ARAŞTIRMALAR DERGİSİ,* cilt YIL: 24 SAYI 3 – Aralık 2020, pp. 547-563, 2022.

[7] A. T. Odası, «Avustralya Ülke Raporu,» Adana, 2021.

[8] A. S. Media, «Fleet Report, Asia-Pasific Region, Civil Helicopters,» 2020.

[9] A. Big, «Ülkelerin Ortalama Rakımları,» 2020. [Çevrimiçi]. Available: https://www.atlasbig.com/tr/ulkeler-ortalama-rakim. [Erişildi: 2022].

[10] W. B. Group, «Climate Change Knowledge Portal,» Climatology, 2021. [Çevrimiçi]. Available: https://climateknowledgeportal.worldbank.org/country/guinea/climate-data-historical.

[11] WHO, «World Health Organization-Tsunamis,» 2022. [Çevrimiçi]. Available: https://www.who.int/health-topics/tsunamis#tab=tab_1.

[12] G. F. Watch, «Global Forest Watch,» World Resources Institute, 2016. [Çevrimiçi]. Available: https://www.globalforestwatch.org/map/.

[13] NASA, «FIRMS Fire Information for Resource Management System,» [Çevrimiçi]. Available: https://firms.modaps.eosdis.nasa.gov/map/#d:24hrs;@0.0,0.0,3z.

[14] D. E. İ. Kurulu, «Türk-Endonezya İş Konseyi Endonezya Ülke Bülteni,» 2014.

[15] I. -. I. R. E. Agency, «RENEWABLE CAPACITY STATISTICS 2022,» IRENA, Abu Dhabi, 2022.

[16] «International Renewable Energy Agency,» 2021-2022. [Çevrimiçi]. Available: https://www.irena.org/asiapacific.

[17] «Fortune Business Insights,» 2020. [Çevrimiçi]. Available: https://www.fortunebusinessinsights.com/air-crane-helicopter-market-102172.

[18] M. S. Oğlakkaya, «Amerika Birleşik Devletleri ile Çin'in Korumacılık Politikalarının Oyun Teorisi Yaklaşımına Göre Analizi,» Necmettin Erbakan Üniversitesi Sosyal Bilimler Enstitüsü İktisat Anabilim Dalı İktisat Bilim Dalı, Konya, 2021.

[19] M. B. E. ÖZTÜRK, «Türkiye'nin Uluslararası Pazar Arayışında Bir Alternatif Olarak APEC,» *Sosyal, Beşeri ve İdari Bilimler Dergisi,* pp. 114-124, 2020.

[20] D. E. İ. Kurulu, «Avustralya Ülke Bülteni,» 2014.

[21] F. D. Harris, Rotorcraft Cost Too Much, Arizona: F.D Harris & Associtaes Fountain Hills, 1998.

[22] J. Pereira, «406-UM TerpRanger Light Helicopter Upgrade Program,» University of Maryland, College Park, 2002.

[23] S. Explorer, «Salary and Cost of Living Comparison,» 2022. [Çevrimiçi]. Available: http://www.salaryexplorer.com/.

[24] I. ERI Economic Research Institute, «Salary Expert,» 2022. [Çevrimiçi]. Available: https://www.salaryexpert.com/.

[25] H. İbaçoğlu, «Helikopter Ön Tasarım Otomasyonu - Yüksek Lisans Tezi,» Haziran 2007.

[26] G. E. Aviaton, «GE-T408 Turboshaft Engine,» 2022. [Çevrimiçi]. Available: https://www.geaviation.com/propulsion/military/t408. [Erişildi: 2022].

[27] ASELSAN, «ASELSAN Aviyonikler ve Seyrüsefer Sistemleri,» 2022. [Çevrimiçi]. Available: https://www.aselsan.com.tr/tr/cozumlerimiz/aviyonik-ve-seyrusefer-sistemler.

[28] I. M. &. A. Seabridge, Aircraft Systems: Mechanical, Electrical, and Avionics Subsystems Integration, Wiley, 2008.

[29] C. Globe, «Ciruit Globe-Electrical Bus-Bar and its Types,» 2022. [Çevrimiçi]. Available: https://circuitglobe.com/electrical-bus-bar-and-its-types.html.

[30] E. B. &. M. A. &. M. Kingsley, «Architecture for a Light Helicopter,» Eric Beckhoefer, 2012.

[31] AMETEK, «AMETEK-Rotorcraft,» 2015. [Çevrimiçi]. Available: https://www.ameteksfms.com/markets/rotorcraft.

[32] J. Engine. [Çevrimiçi]. Available: https://www.jet-engine.net/.

[33] W. KANIA, «DESIGN OF THE MODERN FAMILY OF HELICOPTER AIRFOILS,» Institute of Aviation.

[34] W. Johnson, Helicopter Theory, New York: Dover Publications, INC. , 1980.

[35] D. Company, «Donaldson Fıltration Solutions,» 2022. [Çevrimiçi]. Available: https://shop.donaldson.com/store/tr-tr/home.

[36] S. Y. K. &. S. K. &. İ. Unal, «Aerospace Industry and Aluminum Metal Matrix Composites,» *International Journal of Aviation Science and Technology,* cilt 2, no. 2, pp. 73-81, 2021.

[37] A. P. Mouritz, Introduction to Aerospace Materials, Woodhead Publishing Limited, 2012.

[38] Arconic, 2022. [Çevrimiçi]. Available: https://www.arconic.com/global/en/home.asp.

[39] J. G. Leishman, Principle of Helicopter Aerodynamics, Cambridge University Press, 2000.

[40] Honeywell, 2022. [Çevrimiçi]. Available: https://www.honeywell.com/tr/tr.

[41] ASPİLSAN, 2022. [Çevrimiçi]. Available: https://www.aspilsan.com/.

[42] Q.-V. Luong, «Gear, A Supervised Neural Network Control for Magnetorheological Damper in an Aircraft Landing,» 2021.

[43] «The Hoverpump Design,» [Çevrimiçi]. Available: https://helitak.com.au/helitak-hoverpump/.

[44] H. Biggs, «Operational performance of the S-64F Aircrane Helitanker 1997–98 fire season,» Fire Management Department of Sustainability and Environment, Victoria, 2004.

[45] M. Baker, 2022. [Çevrimiçi]. Available: https://martin-baker.com/.

[46] F. H. Hawkins, Human Factors in Flight, London and New York: Taylor & Francis Group, 1987.

[47] A. K. Cooke, Helicopter Test and Evulation, Oxford: Blackwell Sicience, 2002.

[48] T. W. Sheehy, A METHOD FOR PREDICTING HELICOPTER HUB DRAG, NTIS, 1976.

[49] R. W. Prouty, Helicopter Performance, Stability, and Control, Florida: Krieger Publishing Company, INC., 1986.

[50] G. E. Company, «Sustainability Report- Building a World That Works for Tomorrow,» GE-General Electiric Aviaton, Boston, 2022.

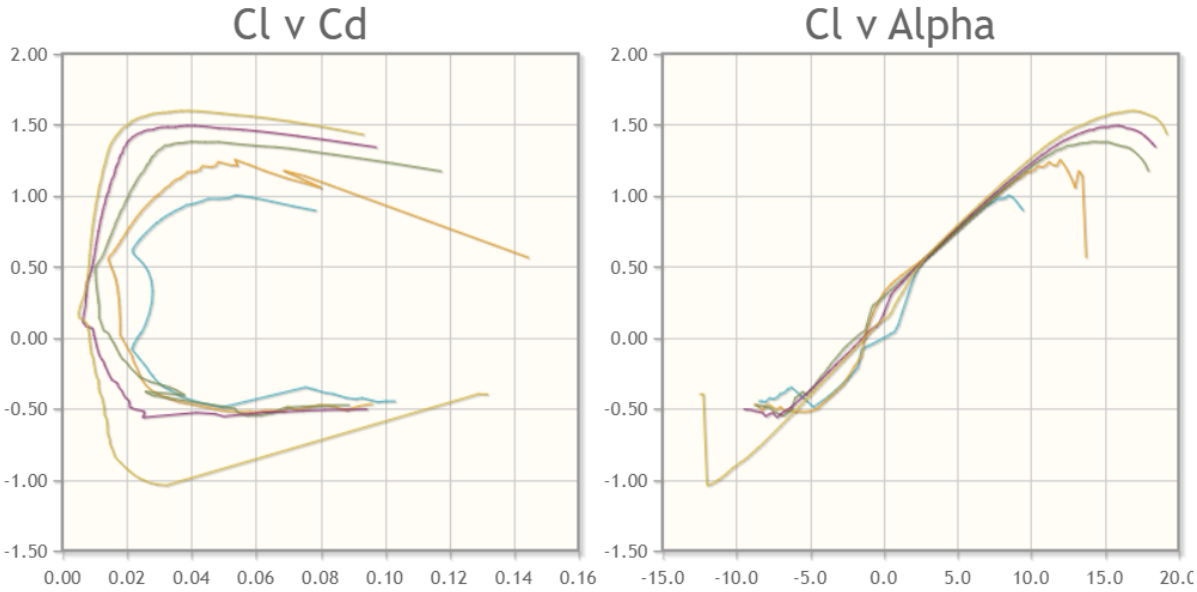
[51] «Airfoil Tools,» 2022. [Çevrimiçi]. Available: http://airfoiltools.com/search/index?m%5Bgrp%5D=naca4d&m%5Bsort%5D=1.

[52] G. N. Barakos, «A review of helicopter rotor blade tip shapes,» 2013.

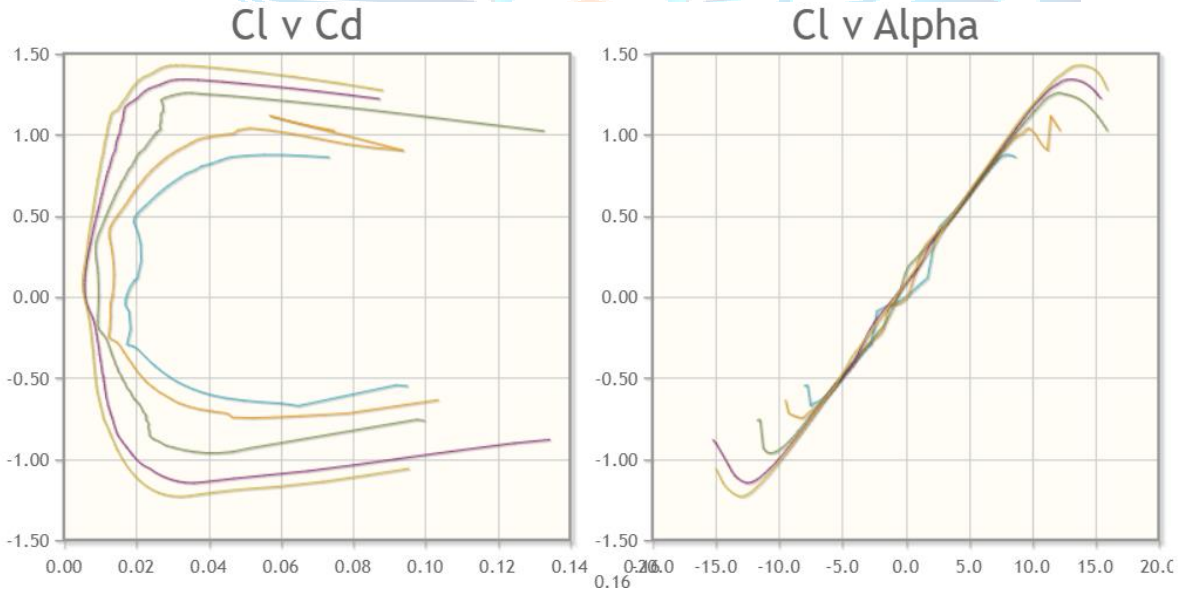
9. EKLER

9.1 EK-1:

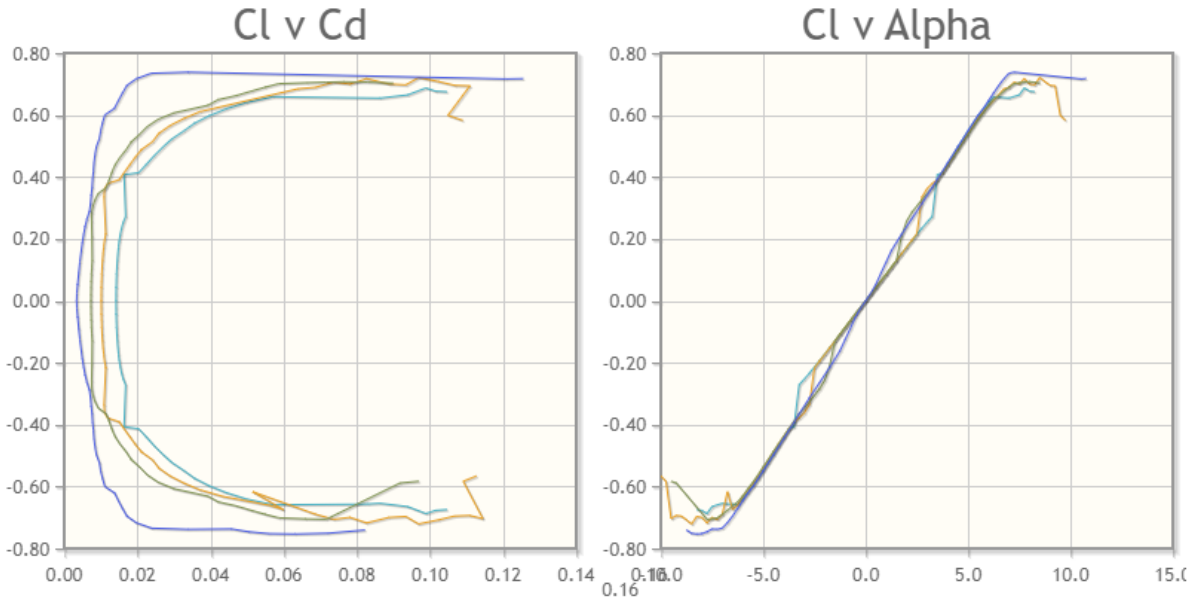
VR-12 Kanat Profili



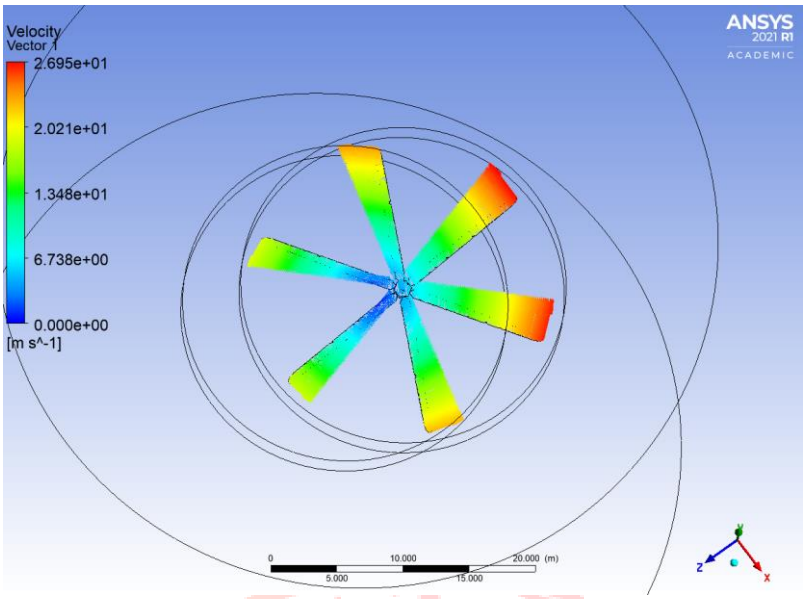
SC-1095 Kanat Profili

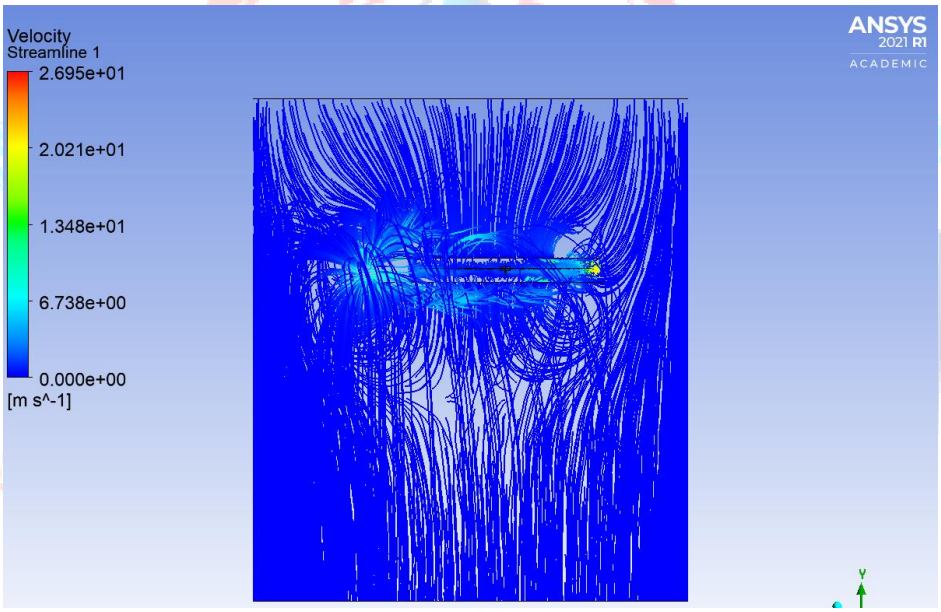


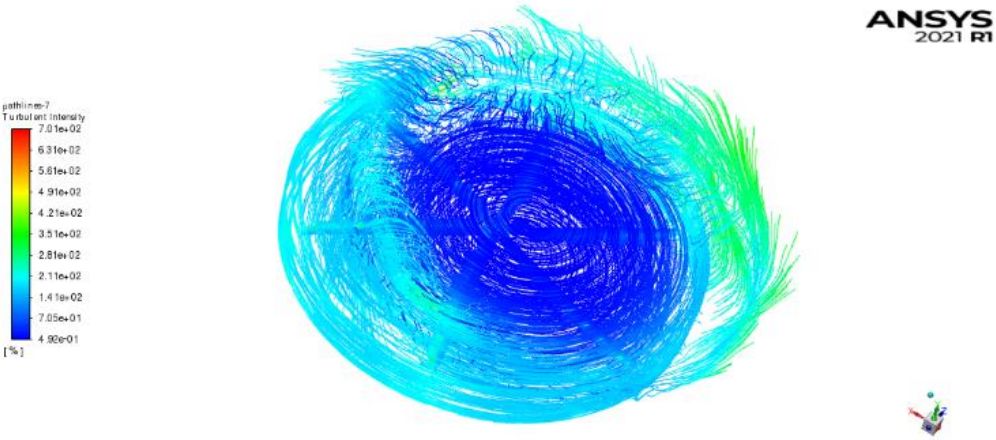
NACA 0006 Kanat Profili

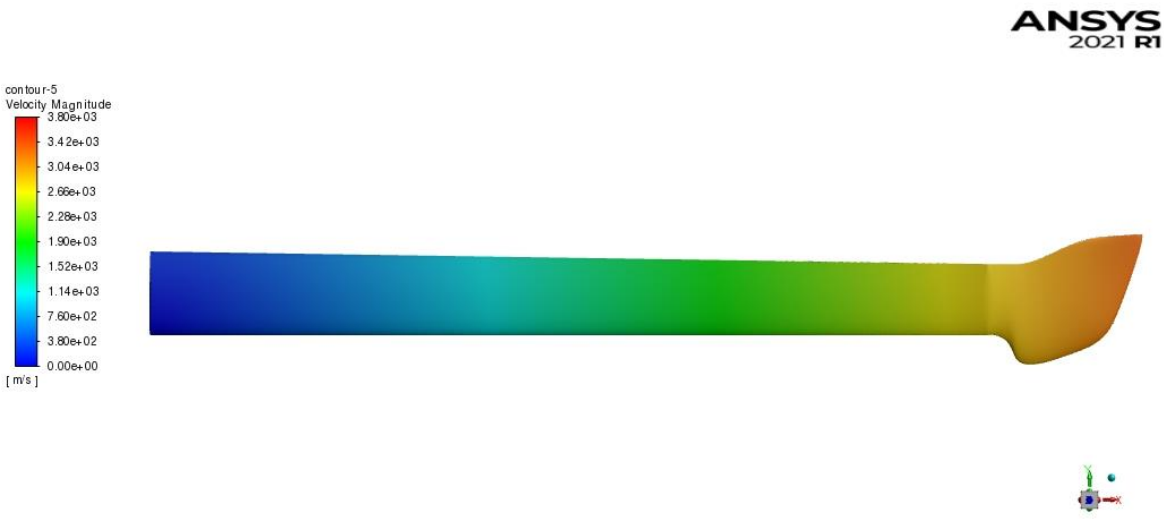


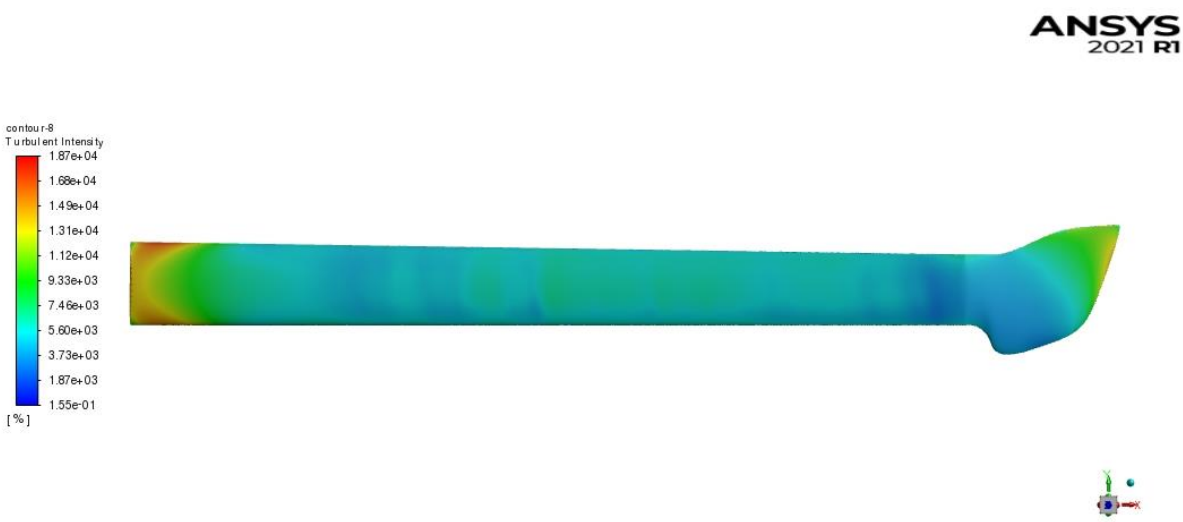
TEKNOFEST
HAVACILIK, UZAY VE TEKNOLOJİ FESTİVALİ

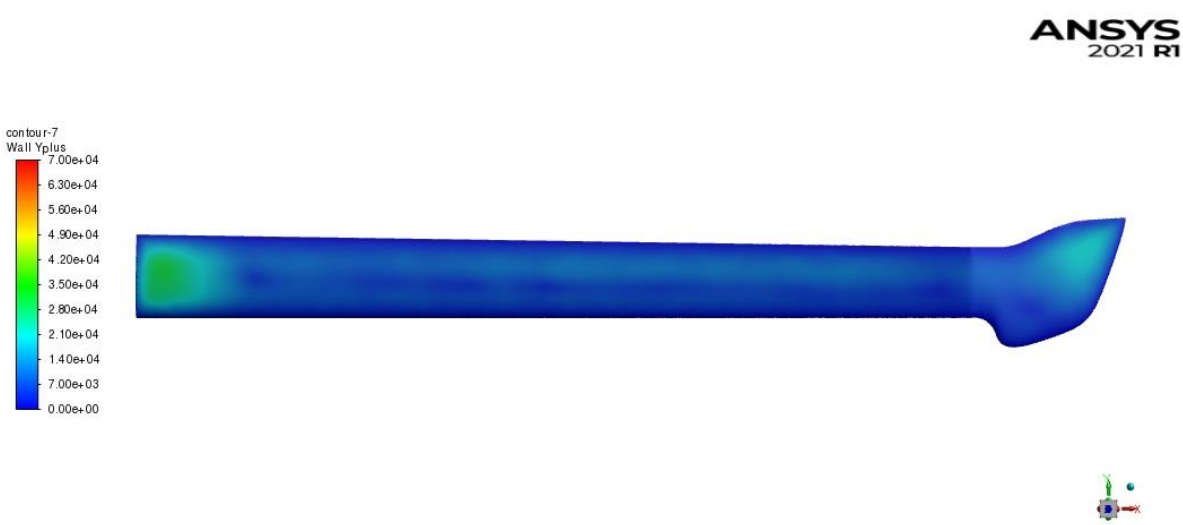

Velocity
Vector 1
2.695e+01
2.021e+01
1.348e+01
6.738e+00
0.000e+00
[m s^-1]
ANSYS
2021 R1
ACADEMIC
0
10.000
20.000 (m)
5.000
15.000
Z
X


Velocity
Streamline 1
2.695e+01
2.021e+01
1.348e+01
6.738e+00
0.000e+00
[m s^-1]
ANSYS
2021 R1
ACADEMIC
Y


ANSYS
2021 R1
pathlines-7
Turbulent Intensity
7.01e+02
6.31e+02
5.61e+02
4.91e+02
4.21e+02
3.51e+02
2.81e+02
2.11e+02
1.41e+02
7.05e+01
4.92e-01
[%]


ANSYS
2021 R1
contour-5
Velocity Magnitude
3.80e+03
3.42e+03
3.04e+03
2.66e+03
2.28e+03
1.90e+03
1.52e+03
1.14e+03
7.60e+02
3.80e+02
0.00e+00
[m/s]


ANSYS
2021 R1
contour-8
Turbulent Intensity
1.87e+04
1.68e+04
1.49e+04
1.31e+04
1.12e+04
9.33e+03
7.46e+03
5.60e+03
3.73e+03
1.87e+03
1.55e-01
[%]


ANSYS
2021 R1
contour-7
Wall Yplus
7.00e+04
6.30e+04
5.60e+04
4.90e+04
4.20e+04
3.50e+04
2.80e+04
2.10e+04
1.40e+04
7.00e+03
0.00e+00

9.2EK-2:

```
clc

clear all
%ECO-Dynamics
%başlangıç parametreleri
g=9.80665; %yerçekimi ivmesi [m/s^2]
WG=g*(22000); %maksimum kalkış ağırlığı tahmini [N]
Nb=6;%pal sayısı
NbTR=4;%kuyruk rotoru sayısı
WE=9300*g; %boş ağırlık tahmini [N]
WU=14225*g; %faydalı ağırlık tahmini[N]
WC=75*g*3; %mürettebat ağırlığı tahmini [N]
WPL=10500*g; %paralı yük tahmini[N]
WF=8500*g; %gövde ağırlığı tahmini[N]
Re=516.6; %menzil tahmini [km]
Vm=59.723; %maksimum hız tahmini [m/s]
WFuel=3500*g; %tahmini yakıt ağırlığı [N]
%BÖLÜM 1
%İstatistik verilerine dayanılarak elde edilen ampirik ebatlandırma
%hesaplamaları
%kaynak: (İbaçoğlu 2007) Helikopter Ön Tasarım Otomasyonu
DL=2.28*(WG^(1/3)-2.34); % Disk Yüklemesi [N/m^2]
D=0.977*WG^(0.308); %rotor çapı [m]
D=22.5; %güncellenmiş rotor çapı [m]
c=0.0108*((WG^(0.539))/(Nb^(0.714))); %veter (chord) [m]
c=c/2.8; %güncellenmiş veter (chord) uzunluğu [m]
omega=2673/(D^(0.829)); %rotor açısal hızı [rad/s]
DTR=0.0886*WG^(0.393); %kuyruk rotoru çapı [m]
DTR=DTR/2;%güncellenmiş kuyruk rotor çapı [m]
aMT=0.5107*D^(1.061); %kuyruk rotoru moment kolu [m^2]
omegaTR=3475*(DTR^(0.828)); %kuyruk rotoru açısal hızı [rad/s]
cTR=0.0058*((WG^(0.506))/NbTR^(0.720)); %kuyruk rotoru veteri [m]
cTR=cTR/2.8; %güncellenmiş kuyruk rotoru uzunluğu [m]
aHT=0.4247*WG^(0.327); % yatay dengeleyici moment kolu [m^2]
SHT=0.0021*WG^(0.758); %yatay dengeleyici yüzey alanı [m^2]
FL=0.824*D^(1.056); %gövde boyu [m]
FW=0.436*D^(0.697); %iniş takımları dahili toplam genişlik [m]
WU=WPL+WFuel+WC; %faydalı ağırlık [N]
WG=WE+WU; %toplam kalkış ağırlığı [N]
WE=0.4854*WG^(1.015); %boş ağırlık [N]
WU=0.4709*WG^(0.99); %faydalı ağırlık [N]
WF=0.0038*WG^(0.976)*Re^(0.650); %gövde ağırlığı [N]
VNE=0.8215*Vm^(1.0565); %asla aşılamayacak hız [m/s]
VLR=0.5475*Vm^(1.0899); %uzun menzil hızı [km/h]
PTO=0.0764*WG^(1.1455); %maksimum kalkış gücü [kW]
TTO=0.0366*WG^(1.2107); %maksimum toplam güç [kW]
PMC=0.00126*WG^(0.98756)*Vm^(0.9760); %maksimum sürekli güç [kW]
TMC=0.00014*WG^(9771)*Vm^(1.3393); %maksimum sürekli itki [N]
%BOLUM 2
%TEMEL HESAPLAMALAR-1
%kaynaklar: Helicopter Theory-Wayne Johnson
Vc=7.1; %varsayımsal düşey tırmanma hızı [m/s]
rho=1.2255; %havanın deniz seviyesindeki yoğunluğu [kg/m^3]
A=(D/2)^2*pi; %rotor disk alanı [m^2]
%Askı Durumu
T=WG; %askı durumundaki İtki [N]
vi=sqrt((T)/(A*2*rho)); %ideal içe akış hızı(induced velocity) [m/s]
P_induced_loss_hover=T*sqrt(T/(2*rho*A)); %içe akıştaki güç kaybı
P_induced_hovering=(P_induced_loss_hover)/T; %birim itkiye düşen içe akış
%hızı
mdot=rho*A*vi; %kütle akış hızı (mass flow rate) [kg/s]
%Tırmanma Durumu
```

```
mdot_climbing=rho*A*(vi+Vc);%kütle akış hızı [kg/s]
w=vi*2; %uzak noktadaki çıkış hızı(rotor far wake velocity) [m/s]
Thrust_climbing=(mdot_climbing)*(Vc+w)-(mdot_climbing)*Vc; %tırmanma durumu
%itkisi [N]
P_induced_loss_climbing=T*(Vc+vi); %tırmanma esnasındaki iç akış hızı kaybı
DL_climbing=(Thrust_climbing)/A; %tırmanma durumundaki disk yüklemesi
T/A; %hesaplanmış disk yüklemesi [N/m^2]
P=T*vi; %induced power [(N*m)/s]
%açısal hız optimizasyonu ve tırmanma hızı hesaplanması
%kaynak: AIAA education series (Alistair Cooke)
omega=Vm/(D/2); %optimize edilmiş açısal hız [m/s]
Vm=omega*(D/2); %optimize edilmiş maksimum hız [m/s]
%Vc=sqrt(Vm^2-(omega^2*(D/2)^2))-vi; %tırmanma hızı [m/s]
%Vc=abs(Vc);
lamdah=vi/((D/2)*omega); %askı halindeki iç akış oranı
CT=T/(0.5*rho*(D/2)^2*omega^2*A); %itki katsayısı
sigma=(Nb*0.45)/((D/2)*(pi)); %rotorun sağlamlık faktörü
CL=(6*CT)/sigma; %Taşıma Katsayısı(Lift coefficent)
CP=P/(((D/2)^3*omega^3)*0.5*A); %Rotor güç katsayısı
CQ=P/(((D/2)^2*omega^2)*0.5*A*(D/2)); %Tork Katsayısı
%OPTİMİZASYONLAR-1
%Kaynak:Determination of a Light Helicopter Flight Performance at the
%Preliminary Design Stage
%(Zlatko Petrović-2008)
P0=11185.49808; %2 adet GE-T-408 motorundan elde edilen güç(kW)
VT=150; % Rotor uç hızı [m/s]
%mu= (Vm)/(VT);
k=1.275; % türbülans katsayısı
fA= 7.830312; % fA sabiti UH-60 için kullanılan değer
%lamdai= (vi)/(VT);
%irtifaya bağımlı döngü için atmosfer parametreleri
T0= 288.15; %deniz seviyesindeki sıcaklık (temperature at sea level)[K]
p0=101325; %deniz seviyesindeki atmosfer basıncı [pa]
g=9.80665; %yerçekimi ivmesi  [m/s^2]
dT=-0.0065; %bir metrede değişen sıcaklık değeri [celcius,K] ISA
Rconstant=287.058; %287 [J/kg*K]
%ISA standart durumu
rho0=1.2255; %havanın deniz seviyesindeki yoğunluğu [kg/m^3]
for i=1:60
    altitude(i)=i*50; %irtifa(altitude) [m]
    temperature(i)=T0+(dT*altitude(i)); %belirli irtirifadaki sıcaklık
    %değişimi
    p(i)=p0*((temperature(i))/(T0))^(-(g)/(Rconstant*dT)); %belirli
    %irtifadaki basınç değişimi
    rho(i)=p(i)/(Rconstant*temperature(i)); %belirli irtifadaki yoğunluk
    %değişimi
    mdot(i)=rho(i)*(A)*vi; %belirli irtifadaki kütle akış hızı değişimi
    P(i)=rho(i)*A*2*(Vc+vi)*vi*(Vc+vi); %belirli irtifadaki güç değişimi
    %PH(i)=P0*((1.11*rho(i))/(rho0-0.11));
    Dragheli(i)=0.5*rho(i)*fA*Vm^2; %Helikopterin rotor hariç sürtünme
    %kuvveti
end
%Tırmanma Durumu İçin Disk Yüklemesi
mdot_climbing=rho*A*(vi+Vc);%tırmanma esnasındaki kütle akış hızı [kg/s]
w=vi*2; %uzak noktadaki çıkış hızı [m/s]
P_induced_loss_climbing=T*(Vc+vi); %tırmanma esnasındaki iç akış hızı kaybı
for j=1:60
    Vc=Vc+0.1; % tırmanma hızındaki artışın göstergesi
mdot_climbing(j)=rho(j)*A*(vi+Vc);%tırmanma esnasındaki kütle akış
%hızı [kg/s]
Thrust_climbing(j)=(mdot_climbing(j))*(Vc+w)-(mdot_climbing(j))*Vc; %tır-
%manma durumu itkisi değişimi [N]
DL_climbing(j)=(Thrust_climbing(j))/A; %tırmanma durumundaki disk yüklemesi
vi_climbing(j)=sqrt((DL_climbing(j))/(2*rho(j))); %tırmanma durumundaki
%induced velocity
%özgül yakıt tüketimi hesaplaması NASA,Glenn Research Center
f=(14.7)/1;%fuel to air ratio (yakıt-hava oranı)
```

```
Fs(j)= (Thrust_climbing(j))/(mdot_climbing(j));%özgül itki
TSFC(j)=f/(Fs(j));%özgül yakıt tüketimi
%Thrust_climbing(j)=2*rho(j)*A*(Vc+vi)
end
Vc=7.1;
%ampirik yakıt hesaplaması
SFCTO=((300*PTO^(-0.2))*10^(-6)*10^(-3))/(2.77*10^-7); %özgül yakıt
%tüketimi [kW/kg] (İbaçoğlu 2007)
%yakıt hesaplaması
SFC_T_408=((0.48*82)/100); %[lb/(shp*hr)]
%Maximum power output: 7,500 shaft horsepower (5,600 kW)
%Overall pressure ratio: 18.6:1 OPR
%Power-to-weight ratio: (11.2 kW/kg)
CD=(2*Dragheli)/(A*(Vm^2)*rho); %sürtünme katsayısı (drag coefficient)
CPinduced=(k*CT^(3/2))/(sqrt(2));%İndüklenmiş güç katsayısı
CPprofile=((sigma/8)*CD); %profil gücü katsayısı
CP=CPinduced+CPprofile; %Askı halindeki güç katsayısı
CPideal=(CT^(3/2))/(sqrt(2)); %ideal güç katsayısı
FoM=CPideal/CP; %Liyakat figürü(Figure of Merit)
Phovering=1.1*CP*rho*VT^3; %havada asılı kalması için gereken toplam güç
%öz görev profili tablosundaki hesaplamalar
%tırmanma hızı= 7.1 m/s
delta_time_kalkis=((1000)./7.1)/60; %kalkış süresi [s]
delta_time_tirmanma=((3000-1000)./7.1)/60; %tırmanma süresi [s]
%Paller için CFD Parametrelerinin Hesaplamaları
gama=1.4; %specific heat ratio of the air
Tzero=311; %Total Temperature [K]
Mach_Blades=0.440800; %Paller için Mach sayısı
T_CFD_Blades=Tzero/(1+(gama-1)/2);% CFD için T [K]
Pzero=101325;%[Pa]
P_CFD_Blades=Pzero/(1+((gama-1)/2)*Mach_Blades^2)^(gama/(gama-1));% CFD
%için P [Pa]
%CFD Yükselerek Düz uçuş hesabı için (%30 yükselme - %70 düz uçuş)
 Vc_Climbing_Cruising=Vc*(0.3); % %30 güç ile tırmanma
 Vm_Climbing_Cruising=Vm*(0.7); % %70 güç ile düz uçuş hızı
%Gövde için CFD Parametrelerinin Hesaplamaları
Tzero=311; %Total Temperature [K]
Mach_Fuselage=0.1763202; %Gövde için Mach sayısı
T_CFD_Fuselage=Tzero/(1+(gama-1)/2);% CFD için T [K]
Pzero=101325;%[Pa]
P_CFD_Fuselage=Pzero/(1+((gama-1)/2)*Mach_Fuselage^2)^(gama/(gama-1));%CFD
%için P [Pa]
%Yakıt ve Yakıt Deposu Ağırlığı
engine_power= 9000; %Motor gücü [hp]
mission_time=2.5; %görev süresi [saat]
Fuel_mass_lb=SFC_T_408*engine_power*mission_time; %yakıt ağırlığı [lb]
Fuel_mass_kg= Fuel_mass_lb*0.45359237; % yakıt kütlesi [kg]

%Final Tasarım Raporu
%Rotor disk alanı optimizasyon kodu
for k=1:60
OBJ=(1/FoM)*((WG^(3/2))./(2*rho*A).^(1/2)); %objective function
Aopt(k)=A;
if OBJ<P
    A=A+0.5;
else
       A=A-0.5;
end
end
%patch(OBJ,Aopt,Thrust_climbing,rho);
%Optimizasyon 2 görev süresi optimizasyonu
for m=1:60
OBJ2=SFC_T_408*engine_power*mission_time*0.45359237; %yakıt ütlesi [kg]
mission_time_opt(m)=mission_time
if (WFuel/g)<OBJ2
    mission_time=mission_time-0.05;
else
```

```
       mission_time=mission_time+0.05;
end
end
%optimizasyon 3
%rotor çapının optimizasyonu
for l=1:60
OBJ3=(1/FoM)*((WG^(3/2))./(2*rho*A).^(1/2)); %objective function 2
Dopt(l)=D;
if OBJ<P
    D=D+0.01;
else
       D=D-0.01;
end
end
%patch(OBJ3,Dopt,Thrust_climbing,rho);
%optimizasyon 4
%ağırlık kestirim döngüsü
% sabit irtifa ve hava yogunlugu
%deniz seviyesi
%power loading formulu
for u=1:60
OBJ4=(CT*P)/(omega*(D/2)*CP) %ağırlık kestirim döngüsü
WGopt(u)=WG;
if OBJ4<WG
    WG=WG+200;
else
       WG=WG-200;
end
%bu kısımda hesaplanan optimum WGopt degerine göre istatistiksel veriler
%tekrardan hesaplanmıştır  [İbaçoglu]
DLampirik(u)=2.28*(WGopt(u)^(1/3)-2.34); % Disk Yüklemesi [N/m^2]
Dampirik(u)=0.977*WGopt(u)^(0.308); %rotor çapı [m]
Dampirik(u)=Dampirik(u)/2; %güncellenmiş rotor çapı [m]
campirik(u)=0.0108*((WGopt(u)^(0.539))/(Nb^(0.714))); %veter (chord) [m]
campirik(u)=c/2.8; %güncellenmiş veter (chord) uzunluğu [m]
omegaampirik(u)=2673/(D^(0.829)); %rotor açısal hızı [rad/s]
DTRampirik(u)=0.0886*WGopt(u)^(0.393); %kuyruk rotoru çapı [m]
DTRampirik(u)=DTRampirik(u)/2;%güncellenmiş kuyruk rotor çapı [m]
aMTampirik(u)=0.5107*D^(1.061); %kuyruk rotoru moment kolu [m^2]
omegaTRampirik(u)=3475*(DTR^(0.828)); %kuyruk rotoru açısal hızı [rad/s]
cTRampirik(u)=0.0058*((WGopt(u)^(0.506))/NbTR^(0.720)); %kuyruk rotoru
%veteri [m]
cTRampirik(u)=cTRampirik(u)/2.8; %güncellenmiş kuyruk rotoru uzunluğu [m]
aHTampirik(u)=0.4247*WGopt(u)^(0.327); % yatay dengeleyici moment
%kolu [m^2]
SHTampirik(u)=0.0021*WGopt(u)^(0.758); %yatay dengeleyici yüzey alanı [m^2]
FLampirik(u)=0.824*D^(1.056); %gövde boyu [m]
FWampirik(u)=0.436*D^(0.697); %iniş takımları dahili toplam genişlik [m]
WUampirik(u)=WPL+WFuel+WC; %faydalı ağırlık [N]
WGampirik(u)=WE+WU; %toplam kalkış ağırlığı [N]
WEampirik(u)=0.4854*WGopt(u)^(1.015); %boş ağırlık [N]
WUampirik(u)=0.4709*WGopt(u)^(0.99); %faydalı ağırlık [N]
WFampirik(u)=0.0038*WGopt(u)^(0.976)*Re^(0.650); %gövde ağırlığı [N]
VNEampirik(u)=0.8215*Vm^(1.0565); %asla aşılamayacak hız [m/s]
VLRampirik(u)=0.5475*Vm^(1.0899); %uzun menzil hızı [km/h]
PTOampirik(u)=0.0764*WGopt(u)^(1.1455); %maksimum kalkış gücü [kW]
TTOampirik(u)=0.0366*WGopt(u)^(1.2107); %maksimum toplam güç [kW]
PMCampirik(u)=0.00126*WGopt(u)^(0.98756)*Vm^(0.9760); %maksimum sürekli
%güç [kW]
TMCampirik(u)=0.00014*WGopt(u)^(9771)*Vm^(1.3393);%maksimum sürekli itki[N]
end
%patch(OBJ4,Dopt,Thrust_climbing,rho);
%optimizasyon 5
%dakika başına yakıt tüketimi optimizasyon aşamaları
WG_with_arbitary_fuel=0;
for f=1:(60*(2.2))
       t=mission_time-mission_time*(f/132);
```

```
OBJ5(f)=SFC_T_408*engine_power*t; %yakıt miktarının zamana bağlı değişimi
WG_with_arbitary_fuel=WG+(OBJ5*0.45*g); % helikopter ağırlığının yakıt
%tüketimi ile beraber değişimi
if WG_with_arbitary_fuel<WG
    WG=WG-200;
else
       WG=WG+200;
end
end
%Güç Kayıpları
k_spurorbevel=0.0025; % düz veya konik dişli katsayısı
k_planetary=0.00375; % planet dişli katsayısı
tail_rotor_power=9000/10; % [hp]
main_rotor_power=9000-tail_rotor_power; % [hp]
TRP=tail_rotor_power; %kuyruk rotor gücü % [hp]
MRP=main_rotor_power; %ana rotor gücü % [hp]
pressure_pump=2800; %dizaynı düşünülen basınç [psig]
pressure_pump_psi=2785.3; %dizaynı düşünülen basınç [psi]
flow_rate=1.3; % dakikadaki galon miktarı [gpm]
load_in_watts=4500; % jeneratör yükü [W]
% Ana rotor 2 düz, 3 planet, kuyruk rotoru 2 konik dişlilerden oluşur.
trans_loss=(2*k_spurorbevel+3*k_planetary)*(main_rotor_power+ MRP)...
    +(k_spurorbevel*2)*(tail_rotor_power+TRP)+k_spurorbevel*...
    (main_rotor_power+(TRP+MRP)); %transmisyon güç kaybı [hp]
generator_loss=load_in_watts/(0.75*746); %jeneratör güç kaybı [hp]
hydraulic_pump_loss=(pressure_pump_psi*flow_rate)/(0.80*1714); % hidrolik
% pompaları güç kaybı [hp]
%Su deposunun Tahliye süresinin hesabı
height_water_tank=1.576; %su deposu yükskliği [m]
discharge_coeeficient=0.7; %
area= 0.86; % depo alanı [m^2]
water_tank_capacity=10.2;% su deposu kapasitesi [m^3]
V_exit=(2*g*height_water_tank)^0.5; % çıkış hızını [m/s]
Q=V_exit*discharge_coeeficient*area; % hacim akış hızı [m^3/s]
Discharge_time=water_tank_capacity/Q; %tahliye süresi [s]
%GRAFİKLER
figure
plot(altitude,DL_climbing,'.b','DisplayName','İrtifa') % tırmanma disk
%yüklemesi vs irtifa
title('Disk Yüklemesi vs İrtifa')
xlabel('İrtifa [m]')
ylabel('Disk Yüklemesi [N/m^2]')
figure
plot(altitude,mdot_climbing,'.g','DisplayName','İrtifa') %tırmanma kütle
%akış hızı vs irtifa
title('Tırmanma Kütle Akış Hızı vs İrtifa')
xlabel('Kütle Akış Hızı [kg/s]')
ylabel('İrtifa [m]')
figure
plot(altitude,P,'.r','DisplayName','İrtifa') %güç vs irtifa
title('Güç vs İrtifa')
xlabel('İrtifa [m]')
ylabel('Güç [(N*m)/s]')
figure
plot(altitude,Thrust_climbing,'.k','DisplayName','İrtifa') %tırmanma itkisi
%vs irtifa
title('İtki vs İrtifa')
xlabel('İrtifa [m]')
ylabel('İtki [N]')
```