



TEKNOFEST

HAVACILIK, UZAY VE TEKNOLOJİ FESTİVALİ

HELİKOPTER TASARIMI YARIŞMASI FİNAL TASARIM RAPORU

PROJE ADI : Toygar
TAKIM ADI : Spektrum A1
TAKIM ID : 456027



Akademik Danışman : Arş. Gör. Kadir Tuğrul BOZKURT
Takım Seviyesi : Üniversite-Mezun
Takım Lideri : Durdu Onur Can YERLİ

TAKIM ÜYELERİ

Halil İbrahim SABUR
Ali YILDIRIM
Nesibe TURAN

Yakup Abdullah DOĞAN
Ali Sefa AKBULUT
Hasan SEYİS

Onur SEZGİN



İçindekiler

Tablolar	iiii
Şekiller	iiii
1. Giriş	1
2. Pazar Araştırması	1
2.1 Pazar Büyüklüğü	1
2.2 Pazarın Jeopolitik Durumu	2
2.3 Pazarın Büyüme Eğilimi	2
3. Rekabet Analizi	3
4. Fiyatlandırma	5
5. Tasarım Gereksinim Setleri	6
6. Kavramsal Tasarım	6
6.1 Alt Sistemler	6
6.1.1 Motor Seçimi	7
6.1.2 Transmisyon Sistemi	7
6.1.3. Ana Rotor Transmisyonu	9
6.1.4. Kuyruk Rotor Transmisyonu	9
6.1.5 Ana Rotor Konfigürasyonu	10
6.1.6 Anti-Tork Sistemi	10
6.1.7 Yakıt Sistemi	11
6.1.8 İniş Takımı Alt Sistemi	13
6.1.9 Elektrik Sistemi ve Yardımcı Güç Ünitesi	15
6.1.10 Hidrolik Alt Sistemi	16
6.1.11 Çevresel Kontrol Sistemi	16
6.1.12 Titreşim Kontrolü ve Yer Rezonansı	17
6.1.13 Gövde Alt Sistemi	17
6.1.14 Alt sistemlerin Yerleşimi	18
6.2 Uçuş Kontrol Sistemi	18
6.2.1 Döngüsel Hatve Kontrolü	18
6.2.2 Kolektif Hatve Kontrolü	19
6.2.3 Anti Tork Pedalları	19
6.2.4 Korelatör ve Regülatör	20
6.3 Aviyonik Sistemler	20
6.4 Performans Analizleri ve Tasarım Optimizasyonu	22
6.4.1 Ön Ağırlık Kestirimi	22
6.4.2 Ana Rotor Boyutlandırılması	22
6.4.3 Kuyruk Rotor Boyutlandırılması	25
6.4.4 Güç Gereksinimleri ve Yakıt Hesapları	26
6.4.5 Güç Sistemlerinde Beklenen Kayıplar	31
6.5 Helikopter Aerodinamik Özellikleri	32
6.5.1 Ana Rotor Aerodinamik Özellikleri	32
6.5.2 Gövde Aerodinamik Özellikleri	33

6.6	Boyutlandırma ve Malzeme Seçimi	33
6.6.1	Gövde Boyutlandırması	33
6.6.2	Kokpit Boyutlandırması	34
6.6.3	Stabilizatör Boyutlandırması	35
6.6.4	Malzeme Seçimi ve Maliyet Kestirimi	36
6.7	Harici Ölçüler	36
6.8	Ağırlık Kırılımı	37
6.9	Faydalanılan Bilgisayar Programları	38
7.	Görseller	38
8.	Kaynakça	45
9.	EK	46

Tablolar

Tablo 3.1:	Asya-Pasifik Bölgesinde Bulunan Helikopter Firmalarının Karşılaştırması	3
Tablo 3.2:	Swot Analizi	4
Tablo 4.1:	Toygar Helikopter Fiyatlandırma	5
Tablo 5.1:	Tasarım Gereksinim Seti	6
Tablo 6.1.1	Motor Karşılaştırma ve Seçim Tablosu	7
Tablo 6.1.2	Transmisyon Sistemi Düşürme Oranları ve Tasarım Kriterleri	8
Tablo 6.1.3	Transmisyon Sistemi Dişli Özellikleri	8
Tablo 6.1.4	Ana Rotor Transmisyonu Dişli Özellikleri	9
Tablo 6.1.5	Kuyruk Rotor Transmisyonu Dişli özellikleri	9
Tablo 6.1.6	Rotor Sistemi	10
Tablo 6.1.7	Konfigürasyonların Karşılaştırılması	11
Tablo 6.1.7.1	Yakıt Enjeksiyonu ve Karbüratör Isı Sistemi Karşılaştırılması	13
Tablo 6.1.8	İniş Takımı Tiplerinin Kıyaslaması	13
Tablo 6.1.9	Farklı Helikopterlerin Kullanmış Olduğu İniş Takımları	14
Tablo 6.1.10	Yardımcı Güç Ünitesi için Rakip Ürün Karşılaştırmasını Gösteren Tablo	16
Tablo 6.4.1	Ağırlık Kestirimi Yapılırken Yararlanılan Bazı Helikopterler	22
Tablo 6.4.2	Ağırlık Kestiriminde Tahmin Edilen değerler	22
Tablo 6.4.3	Disk Yükleme Seçiminde incelenen Bazı Helikopterler	23
Tablo 6.4.4	Ana Rotor İçin Seçilen Parametreler	25
Tablo 6.4.5	Kanallı Fan Kullanan Bazı Helikopterler	26
Tablo 6.4.6	Kanallı Fan Kuyruk İçin Seçilen Değerler	26
Tablo 6.8.1:	Helikopter Ağırlıkları	37

Şekiller

Şekil 2.1:	Ülkelerin Helikopter Pazarındaki Uygulamaya Göre Gelir Dağılımı	1
Şekil 2.2:	Ülkelerin 2020'deki Helikopter Pazarındaki Gelir Payları	2
Şekil 2.3:	Asya-Pasifik Bölgesinde Helikopter Filo Büyümesi	3
Şekil 6.1.1	Dişli Takımı	8

Şekil 6.1.2: Kanallı Fan Yapıya Sahip Toygar Kuyruk Rotoru.....	11
Şekil 6.1.3: Yakıt Besleme Sistemi	12
Şekil 6.1.4: İniş Takımları.....	15
Şekil 6.1.5: İniş Takımlarının Konumlandırılması.....	15
Şekil 6.1.6: Pratt Tipi Kafes Yapısı.....	17
Şekil 6.1.7: Toygar Alt Sistemlerin Yerleşimi	18
Şekil 6.2.1: Döngüsel Hatve Kontrolü (Döngüsel Çubuk).....	18
Şekil 6.2.2: Toygar Kolektif.....	19
Şekil 6.2.3: Anti Tork Pedalları.....	19
Şekil 6.3.1: Toygar Aviyonik Sistemler	21
Şekil 6.3.2: Pilot ve İletişim Sistemi İçin Kullanılan Kulaklık	21
Şekil 6.4.1: NACA 0012	23
Şekil 6.4.2: Burkulma Açısı ve Pervane Verimi	24
Şekil 6.4.3: Burkulma Açısı Dağılımı	24
Şekil 6.4.4: Burkulma Açısı Dağılımı	25
Şekil 6.4.5: 4000 m İrtifada İleri Uçuş Güç Gereksinimi.....	27
Şekil 6.4.6: İrtifa ve Güç değişimi.....	28
Şekil 6.4.7: Çeşitli Yaklaşımlarla İleri Uçuş İçin İndüklenmiş Güç Hesabı	28
Şekil 6.4.8: İrtifaya Göre Askıda Kalma Gücü ve Sağlanan Güç Karşılaştırması	29
Şekil 6.4.9: Brüt Ağırlıkta İrtifaya Bağlı Olarak Tırmanma Oranı	30
Şekil 6.4.10: Evrensel Güç Eğrisi, Leishman [4]	31
Şekil 6.5.1: Toygar da Kullanılan Ana Rotor Kanatları	32
Şekil 6.5.2: Pal Yapısı	32
Şekil 6.5.3: Toygar Gövde Sürüklenme Analizi	33
Şekil 6.5.4: Toygar Basınç Dağılımı	33
Şekil 6.6.1: Toygar Yandan Görünüm	34
Şekil 6.6.2: Toygar Önden Görünüm	34
Şekil 6.6.3: Kokpit Boyutlandırması	35
Şekil 6.6.4: Pilot Görüş Açısı.....	35
Şekil 6.6.5: Toygar Yatay Stabilizatör Boyutlandırması.....	35
Şekil 6.6.6: Gövde, Ana Rotor ve Kuyruklarda Kullanılan Malzemeler.....	36
Şekil 6.7.1: Bütün Harici Ölçüler	36
Şekil 6.8.1: Ağırlık Kırılımları	37

1. Giriş

Spektrum A1 takımı olarak hedefimiz vatanımıza ve milletimize Milli Teknoloji Hamlesi kapsamında yararlı bir ekip olmaktır. Bu hedef doğrultusunda yapmış olduğumuz tasarımıımızın yerli ve milli ürünler öne çıkarılarak yapılması hedeflenmiştir. Tasarımıımıza başlayabilmek için ürünün satışını gerçekleştireceğimiz pazarlar detaylı bir şekilde incelenmiştir. Asya-Pasifik pazarında satış yapılması hedeflenen ürün için bölgenin siyasi, maddi ve coğrafi özellikleri göz önünde bulundurulduğunda bölgedeki en büyük ihtiyacın genel maksat helikopterleri (hava ambulansı, itfaiye helikopter vs.) olduğu görülmüştür. Bu ön görüşü sonucunda bölgedeki zorlu coğrafi koşullar (ulaşım zorluğu-engebeli arazi şartları) dikkate alındığı zaman satış için en uygun helikopter tipi Hava Ambulansı olarak belirlenmiştir. Tasarım gereksinim seti bölgedeki ülkelerin ihtiyaç durumuna göre şekillenmektedir. Bu duruma çözüm olarak üretilecek olan helikopterin 4 farklı özellikte tasarlanması ve üretilmesi planlanmıştır. Tasarımıımız Tek ana rotor bir kuyruk rotorundan oluşmaktadır. Motor ve iniş takımı ülkelerin ihtiyaçlarına göre değişebilecek şekilde olacaktır. Raporumuzun içerisinde pazar araştırması, rekabet analizi, fiyatlandırma, tasarımın özgün yönleri, motor, iniş takımı, transmisyon sistemi, kokpit, rotor sistemleri, pal tasarımı, gövde tasarımı, aviyonik sistemler ve tüm bunların analizleri detaylı bir şekilde açıklanmıştır.

2. Pazar Araştırması

2.1 Pazar Büyüklüğü

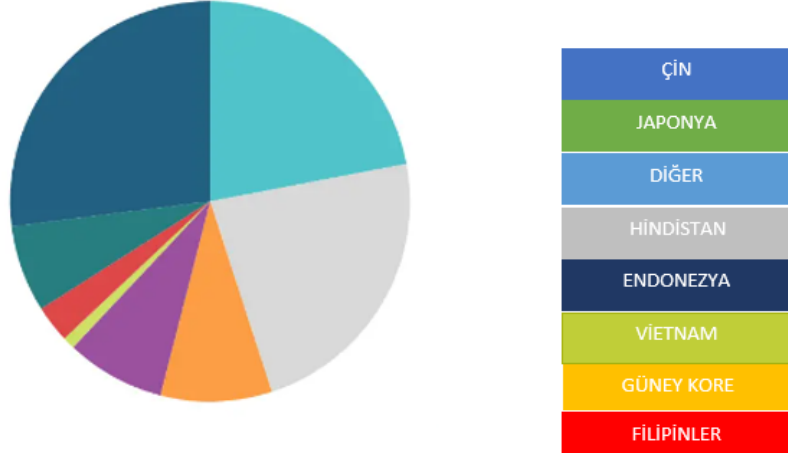
Asya-Pasifik pazarı coğrafi ve ekonomik olarak dünyada yer alan büyük pazarlardan biridir. Ticaret açısından bölgede bulunan Çin, Hindistan, Güney Kore gibi devletlerin gelişmiş ve gelişmekte olan ekonomisi ve artan nüfusuyla birçok alanda İthalat ve İhracata gereksinim duymaktadır. Sadece Asya, dünya nüfusunun %60'ını ve dünya ekonomisinde yaklaşık olarak %40'ını oluşturmaktadır. Bu bilgiler doğrultusunda Asya- Pasifik ülkeleri siyasi, askeri ve ekonomik alanda küresel ölçekte büyük bir öneme sahiptir.



Şekil 2.1: Ülkelerin Helikopter Pazarındaki Uygulamaya Göre Gelir Dağılımı

Asya- Pasifikteki helikopter piyasası helikopter teknolojisindeki yeniliklere odaklanmakta ve bunun üzerine çalışmalarını sürdürmektedir. Satış yapacağımız bu büyük pazarda sivil, askeri ve ticari filolar gelişmekte olan helikopter ihtiyacınıda kapsamaktadır. Ayrıca pazar hafif, orta ve ağır helikopterlere de ayrılmıştır.

Asya-Pasifik helikopter pazarında dışardan katılım sağlayıp rekabet içerisinde bulunan firmalardan bazıları Airbus SE, The Boeing Company, Leonardo SpA, Lockheed Martin Corporation ve Textron Inc'dir. Bu bölgede kurulan ve üretimini bu bölgede gerçekleştiren firmalardan bazıları da Thai, Singapore Airlines ve Cathay Pasific'tir. Bu firmalar bölgede hızla gelişen helikopter ticaretinde ciddi



Şekil 2.2: Ülkelerin 2020'deki Helikopter Pazarındaki Gelir Payları

bir rekabet ortamı oluşturmaktadır. Bu pazarın en büyük tedarikçilerinden biri de Çin'dir. 2020' de Asya-Pasifik'teki en büyük helikopter pazarı olduğu istatistiksel verilerde de kanıtlanmıştır.

2.2 Pazarın Jeopolitik Durumu

Asya- Pasifik bölgesi birçok ülkeden oluşan büyük bir pazara sahiptir. Bu pazar coğrafi açıdan farklı iklimleri bünyesinde barındırmakla beraber siyasi ve sosyal açıdan da heterojen bir yapı arz etmektedir. Bu heterojen yapı ambulans helikopteri satışı için de farklı sebepler ortaya koyarak tek pazarda tek ürünle birden fazla ihracat yapmaya imkân sağlamaktadır. Bu imkanlar doğrultusunda Çin, Japonya ve Güney Kore gibi ülkeler ambulans helikopteri için uygun bir pazardır. Çin'in dağlık coğrafyası deprem bölgesi olması ve Güney Kore'nin donanma bünyesindeki ihtiyaçları doğrultusundaki sebepler ambulans helikopteri için uygun birer ihracat alanı oluşturmaktadır.

Ambulans helikopteri satışı ile yapılan ticarete ülkemize doğrudan yabancı yatırımların çekilmesi, ihracat pazarının çeşitlenmesi ve siyasi pozisyonda uluslararası alanda destek almasına yönelik gelişimlere de katkı sağlayacaktır.

2.3. Pazarın Büyüme Eğilimi

Ülkemizin son yıllarda helikopter sanayisinde attığı ciddi adımlar bulunmaktadır. Helikopter sanayimizde yerlilik %70lere kadar çıkmıştır. Bu gelişmeler sonucunda kendimize daha geniş bir Pazar imkânı yaratabilmek için Asya- Pasifik ülkeleri olan Endonezya, Malezya, Filipinler ve Bangladeş gibi az gelişmiş ya da gelişmekte olan ülkelerle teknoloji ve sanayide önemli ilişkiler kurulmalıdır. Ambulans helikopter ticaretinde bölgede Çin denizi etrafında olan ülkeler arasında yaşanabilecek olası çatışmalar, Yaşanabilecek doğal afetler, hızla artış sağlayan nüfus ve bölgenin engebeli şartları göz önüne alındığı zaman ambulans helikopter ihtiyacının yıllar içinde katlanarak artış göstermesi beklenmektedir. Ayrıca ambulans helikopterine sağladığımız aynı gövdede kullanılarak yapılacak 2 farklı opsiyon sonucunda ekonomisi zayıf olan ülkeler için bir fırsat yaratılarak Pazar genişliğimiz artırılacaktır.

Asya- Pasifik helikopter pazarına baktığımızda 2020 yılında 2.428 milyon dolar değerinde olduğu incelenilen raporlarda görülmüştür. Gelecek dönemlerde (2022-2026) yaklaşık olarak %8,8 seviyesinde bir yıllık büyüme oranı ile 2026 da yaklaşık 4.392 milyon dolarlık bir bütçeyi görmesi beklenmektedir.



Şekil 2.3: Asya-Pasifik Bölgesinde Helikopter Filo Büyümesi

3. Rekabet Analizi

Asya-pasifik pazarında birçok uçak firması bulunmaktadır. Başlıca bu pazarda yer edinen firmalar Boeing ve Airbus'tır. Bu firmalar yüksek güvenilirlikli ve düşük maliyetli üretimleriyle pazarda yer edinmişlerdir. Airbus firmasını uçakların ortak kullanım özelliği, uzatılmış servis periyotları gibi avantajlar sunarak Çin gibi büyük bir ekonomide pazar elde etmiştir. Bu iki firmanın en büyük dezavantajları ise ülkelerin yaptırım uygulaması sonucu ihracatlarını gerçekleştirememektir.

Airbus şirketi piyasaya sunduğu H145 ambulans helikopteri ile Japonya'ya satış gerçekleştirmektedir. Düşük akustik ayak izi, kapalı alanlarda hizmet vermesine imkân tanıyan düşük D değeri, basit bakım gibi bölgenin ihtiyaçlarını karşılayan tasarım özellikleri geliştirmiştir. Bu tasarımlar güvenilirlik ve maliyet açısından pazarda firmaları avantajlı bir konuma getirmiştir.

Tablo 3.1: Asya-Pasifik Bölgesinde Bulunan Helikopter Firmalarının Karşılaştırması

FİRMALAR	BÜYÜME(YILLIK)	EN POPÜLER HELİKOPTERİ	EN BÜYÜK FİLO
AİRBUS	%3,7	H 125	JAPONYA
BELL	%5,1	ÇAN 206	AVUSTURALYA
LEONARDO	%11	AW 139	ÇİN TOPRAKLARI
MD	-	MD 500	YENİ ZELANDA
RUSSIAN HELICOPTERS	%5,4	K32	GÜNEY KORE
ROBINSON	%7,8	R66	AVUSTRALYA
ENSTROM	%2	EN480	ÇİN TOPRAKLARI
AVICOPTER	%2,6	AC311	ÇİN TOPRAKLARI

SWOT Analizi

Tablo 3.2: Swot Analizi

Olumlu Yönler	Olumsuz Yönler	Fırsatlar	Tehditler
<ul style="list-style-type: none">GüvenilirlikÜlkeler arası ilişkilerMotor çeşidinin ve inış takımının değişebilirliğiTasarım maliyetiŞirketin büyüme oranıParça değişim garantisi7/24 destek hizmetiSağlamlık garantisiTasarımın özgünlüğüSürdürülebilirlikYenilikçi	<ul style="list-style-type: none">Pazardaki az bilinirlikPazardaki şirketlerin çok uluslu ve bütçesinin yüksek olmasıAracın görev kısıtıBakım maliyetiŞirket merkezinin bölgeye uzaklığıÜlkelerdeki Pazar bütçelerinin farklı olması	<ul style="list-style-type: none">Bölge pazarındaki şirketlerin daha çok askeri helikoptere yönelmesiBölgedeki olası savaşlarBölgenin dağlık olmasıBölgedeki ülkelerin gelişmişlik çeşitleriHelikopter piyasasındaki büyümeSağlık sektörünün hızlı ulaşımında gelişime ihtiyaç duyması	<ul style="list-style-type: none">Bölgedeki olası savaşlarBölgede birçok güçlü şirketin bulunmasıTeknik aksaklıklarÜlkeler arası yaptırımlarPazar standartlarıŞirketin bütçesi

Pest Analizi

Politik faktörler:

Asya-Pasifik bölgesine açılım politikasını 2019’da ülkemiz uygulamaya koymuştur. 2019 Eylül ayında açıklanan Yeniden Asya Girişimi ile politik ilişkiler güçlenmiştir. Asya -Pasifik ülkelerinin içinde yer aldığı ASEAN’la da ilişkilerimizin artırılması hedeflenmiştir. Ülkemiz 2010 yılından bu yana ÇHC, Endonezya, Güney Kore, Japonya, Malezya ve Singapur ile politik ilişkilerini geliştirmiştir.

Ekonomik faktörler:

Asya-Pasifik ile ekonomik ilişkilerimiz son on yılda katlanarak artmıştır. İlgili bölge ile 2004 yılında 17 milyar dolar olan toplam ticaret bütçemiz 2021 yılında 75 milyar doları geçmiştir. Bölge ülkelerinden de doğrudan yatırım almamız ülkemizin ekonomisine direkt katkı sağlamaktadır. Diğer yandan ekonomik ve ticari birlikteliğimizin sürdürülebilirlik açısından bölge ülkeleriyle (Güney Kore, Singapur ve Malezya) Serbest Ticaret Anlaşmaları (STA) imzalanmıştır.

Sosyal etkenler:

Ülkemiz, Güney Tayland görüşmelerini desteklemekte olup Güney Filipinler Barış Süreci bağlamında 2014 de temin edilen Bağımsız Silah Bırakma Organının (IBD) Başkanlığını kuruluşundan bu yana sürdürerek aktif bir şekilde katkıda bulunmaktadır. Ayriyeten, ülkemiz Uygur Türklerinin, Rohingya Müslümanlarının ve Myanmar’daki Müslümanlara da her açıdan ihtiyaçlarını takip edip yardımda bulunmuştur.

Teknolojik etkenler:

5G Teknolojisi Çin tarafından üretilen bir teknolojidir ve ülkemizde 5G teknolojisi gelmesi için ihale ve altyapı politikaları Bilgi Teknoloji ve Bilgi Kurumu (BTK) tarafından takip edilmektedir. Türk savunma Sanayisi Asya Savunma, Güvenlik Kriz Yönetimi Fuar ve Konferansı’nda (ADAS 2022) katılacak. Türkiye fuara, Cumhurbaşkanlığı Savunma Sanayii Başkanlığı koordinasyonunda ve Savunma ve Havacılık Sanayi İhracatçıları Birliği desteğiyle 12 firma ile katılımında bulunacaktır. Fuarda ASELSAN, ASFAT, Ata Arms, HAVELSAN, Karel, Makine ve Kimya Endüstrisi (MKE) AŞ, Nurol Makina, Nurol Teknoloji, Samsun Yurt Savunma, Sarsılmaz, TAİS, OTOKAR katılım sağlayacaktır.

4. Fiyatlandırma

Tablo 4.1: Toygar Helikopter Fiyatlandırma

Malzemeler	Fiyatları (\$)
Bıçak ve Mil, Dengeli Set	53.400
MR Şanzıman Takımı	35.700
Kuyruk Rotor Takımı	8.300
Fan Mili ve Rulman Takımı	4.400
İniş Takımı	30.300
Pop-Out Şamandıralar	12.300
Metalize ve Eloksal Kasnak	28.800
Ana ve Yardımcı Yakıt Depoları	22.220
Susturucu Takımı	8.500
Döngüsel Kontrol Takımı	10.200
Kavrama Takımı	8.960
Debriyaj Ayar Elemanı Takımı	15.500
Pencereler ve Çerçeveler	13.800
Stabilizatör Takımı	6.400
Kapı Mekanizması	35.500
Kaydırma Seti	5.300
MR Eğik Plaka Takımı	5.870
İç Kokpit Dizaynı	180.000
Gövde Bileşenleri	320.000
Boya ve Kaplamalar	60.000
Elektronik Aksam	75.000
Sağlık Ekipmanları	17.300
Kaynak	14.800
Toplam	972.550

Tasarlanan helikopterin maliyet analizi: temel satış fiyatı, ekipmanlar fiyat dağılımı ve işletme maliyetleri olmak üzere üç başlık altında incelenmiştir.

Temel satın alma maliyeti için 100'den fazla helikopterin verileri kullanılarak, lineer regresyon aracılığı ile elde edilmiş [11]'de sunulan temel fiyat ampirik denklemi kullanılmıştır. Burada dikkat edilmesi gereken temel fiyat için sunulan ampirik denklem 1994 yılı \$ değerine göre elde edilmiştir. Enflasyon artışı hesaba katılarak tasarım yılındaki temel fiyat elde edilebilir.

Helikopter bileşenlerin maliyet dağılımı hesaplanırken [12]'de sunulan, ampirik denklemlerden yararlanılmıştır. Helikopter bileşenlerinin maliyetlerini belirleyen ana parametrelerden olan toplam imalat adedi (tia) 200, yıllık imalat oranıysa 0.2 (yio) olarak belirlenmiştir. Bileşenlerin ağırlıkları ve kullanılan malzemelerde maliyet analize etki etmektedir. Hesaplamalar sonucunda elde edilen bileşen maliyetleri Tablo 21' de gösterilmektedir. Burada kullanılan ampirik denklemler 2001 yılı \$ değerine göre elde edilmiştir. Enflasyon artışı hesaba katılarak tasarım yılındaki bileşen maliyetleri elde edilebilir.

İşletme maliyeti olarak doğrudan işletme maliyeti (DOC) hesaplanmıştır. Doğrudan işletme maliyeti nakit DOC ve sahiplik DOC olmak üzere iki alt başlıkta incelenebilir. Nakit DOC Tishchenko formülü ile hesaplanabilir.

$$DOC_{nakit} = 3 * \frac{P_x}{10000} * P_{fuel} * Q + N_{crew} * M_{crew}$$

Burada P_x satış fiyatı, P_{fuel} yakıt fiyatı, Q uçuş saati başına galon yakıt tüketimi, N_{crew} mürettebat sayısı, M_{crew} saat başına mürettebat ücretidir. Helikopterin toplam ömrü 10000 uçuş saati olarak varsayılmıştır. Sahiplik DOC ise nakit DOC' un %74 olarak kabul edilmiştir. Toplam DOC nakit ve sahiplik DOC toplamı alınarak 1659.5 \$/uçuş-saati olarak bulunmuştur.

5. Tasarım Gereksinim Setleri

- Tasarımımız olan Toygar, Ambulans Helikopter olarak görev yapması istenen bir helikopterdir. Tasarım gereksinim seti bu bilgi ışığında belirlenmiştir. Öncelikle tasarımda önem arz eden en önemli etkenlerden birisi ileri uçuş hızı ve askı uçuş süresidir. Bunun sebebi pistten kalkış yapan aracın en kısa sürede görev bölgesine ulaşması ve görev bölgesindeki engebeli alanı dikkate alarak sedyeyi aşağı sarkıttıktan sonra yükün sedyeye yüklenmesiyle beraber sedyeyi içeri çekerek görevi tamamlaması için gereken süreyi sağlaması gerekmektedir.
- Tasarımdan istenen öz görev profili deniz seviyesinden kalkış yapıp 2000 m irtifaya çıktıktan sonra 200 km iler uçuş yapıp görev bölgesine ulaştıktan sonra 1000 m irtifada bulunan bölgeye gelip bölgedeki yaralıyı sedye yardımı ile askı durumunda araca çekmesidir. Aldığı yaralıyı 200 km mesafede bulunan hastaneye ulaştırmak temel amaçtır.
- Bölgedeki coğrafi şartlar göz önünde bulundurulduğunda bölgenin engebeli ve parçalı adalardan oluşan bir bölge olduğu ve dağlık alanların çokça bulunduğu saptanmıştır. Bu bilgiler doğrultusunda Tırmanma Hızı bölgenin coğrafi koşulları ve görev yapacağı Ülke şartlarına göre tasarlanmıştır. (Helikopterimiz Asya-Pasifik bölgesindeki ülkelerin geneline satışı yapılması planlanan bir helikopter olup bölge şartları değişkenlik gösterebildiği için ülkeden ülkeye istekleri değişebilmektedir. Bu yüzden tasarımımızda farklı optimizasyonlarla o bölgenin şartlarına uygun hale getirilmesi planlanmaktadır.

Tablo 5.1: Tasarım Gereksinim Seti

	Kalkış	Tırmanma	Düz Uçuş	Dolanma	Askı	Düz uçuş	Alçalma	İniş
Sıcaklık [°C]	ISA+ 20	ISA+ 20	ISA+ 20	ISA+ 20	ISA+ 20	ISA+ 20	ISA+ 20	ISA+ 20
İrtifa [m]	0	2000	2000	1500	1050	2000	2000	0
Süre [dk]	5	6,1	57,5	20,8	10	57,5	6,1	5
Mesafe [km]	0	11,8	200	50	0	200	11,8	0
Tırmanma Hızı [m/dk]	0	325,8	0	0	0	0	325,8	0
İleri Hız [km/sa. TAS**]	0	115.2	208.8	144	0	208.8	115.2	0
Paralı Yük [kg]	180	180	180	180	270	270	270	270

6. Kavramsal Tasarım

6.1 Alt Sistemler

Alt sistemlerin seçiminde yerli ve milli imkanlarla üretilmekte olan özellikle Atak T-129 ve Gökbey helikopterlerinde kullanılan sistemler tercih edilmiştir.

6.1.1. Motor Seçimi

Motor seçimi, literatür taraması sonucunda elde edilen veriler göz önüne alınarak yapılmıştır. Tablo 6.1.1 'de görülen motorlardan güç-ağırlık oranına göre **Turbomeca Arriel 2B** Toygar isimli aracımızın tasarımında kullanılmaya uygun görülmüştür.

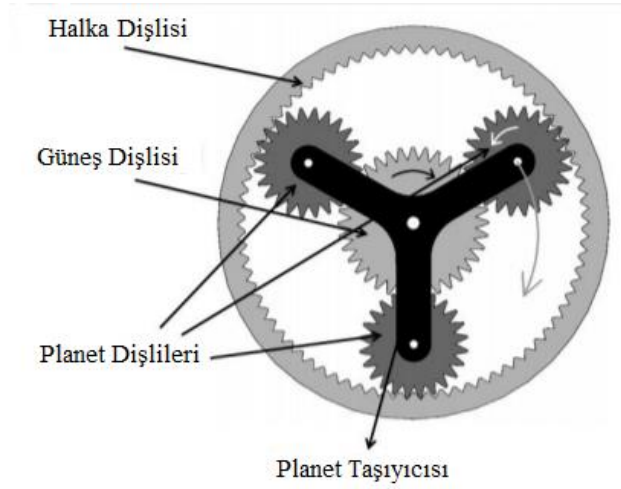
Tablo 6.1.1 Motor Karşılaştırma ve Seçim Tablosu

Motor Adı	Kuru Ağırlık (kg)	Maksimum Güç (kW)	Özgül Tüketimi (g/kWh)	Yakıt	Güç/Ağırlık (kW/kg)	Not
Allison Model 250-C18	63	236	424		3,75	
Boeing T50	98	246	532		2,51	
Pratt & Whitney Canada PW200	107	418	330		3,91	
Lycoming LTS101	109	503	347		4,61	
Boeing T60	113	410	410		3,63	
Pratt & Whitney Canada PT6A-6	122	431	408		3,52	
Klimov GTD-350	135	300	490		2,22	
Turbomeca Arriel 2B	111	508	279		4,57	En uygun güç/ağırlık oranına sahip ve en optimum motor
Turbomeca Artouste	154	437	460		2,84	
MTR MTR390	169	1092	280		6,46	
General Electric T58	177	932	390		5,27	
General Electric T700/T6E	244	1775	263		7,27	
Klimov TV3-117	294	1640	308		5,58	
Klimov VK-2500	300	1985	293		6,62	
Pratt & Whitney Canada PT6T-3B/BF	303	1300	360		4,29	299kg'dan daha ağır olduğundan hariç tutulmuştur
General Electric T64	327	3229	290		9,87	
Klimov TV2-117	330	1100	369		3,33	
Lotarev D-136	1077	4486	263		4,17	

6.1.2. Transmisyon Sistemi

Transmisyon sistemi, gücü motordan ana rotora, kuyruk rotoruna ve diğer güç gerektiren sistemlere aktarmaya ve motorun çıkış devrini, bu sistemleri sürmek için en uygun seviyeye düşürmeyi sağlayan sistemdir. Toygar helikopterimizin tasarımında tercih edilen motorun çıkış hızı 23.000 rpm iken ana rotora bağlı pallerin dönüş hızı 400 rpm, kuyruk rotoruna bağlı pallerin dönüş hızı ise 4000 rpm olarak öngörülmüştür. Motor çıkış hızından yola çıkarak öngörü değerlerini bulabilmek için birinci kademede, yüksek seviyedeki dönüş hızlarını düşürmeyi sağlayan planet dişli takımı kullanılmıştır. Planet dişliler taşıyıcı tarafından yerinde sabitlenir ve hem güneş dişlisi hem de halka dişlisi, yük paylaşımı yapabilmek için radyal olarak yüzer. Bu dişli takımında, 1 adet halka ve güneş dişlisi, 2 adet planet dişlisi

kullanılmıştır. Güneş dişlisi 15, halka dişlisi 125 ve planet dişlilerin her biri 54 diş sayısına sahiptir. Bu dişli takımında daha sessiz ve daha az titreşime sahip olan helis dişliler tercih edilmiştir.



Şekil 6.1.1 Dişli Takımı

Planet dişli takımındaki çıkış hızını bir kademe daha azaltmak ve ana paller ile motor dönüş ekseninin birbirine karşı olan farkını yok sayabilmek için spiral-konik dişli takımı kullanılmıştır. Kuyruk rotoru transmisyonu için Şaft sistemi kullanılmıştır. Bu sistem zincirli sisteme göre daha güvenli, daha stabil, daha yüksek performans ve daha az gürültü gibi avantajları sunduğu için tercih edilmiştir.

Toplamda dört kademedan oluşan transmisyon sistemimizde birinci kademe motor çıkış hızını azaltan planet dişli takımı, ikinci kademe planet dişli takımının çıkış hızını konik dişliye ulaştıran spiral dişli, üçüncü kademe spiral dişlinin hızını azaltıp eksenini değiştiren konik dişli, dördüncü kademe planet dişli takımının çıkış hızını kuyruk rotorunda yükselten şaft sistemidir. Bu sistemde kullanılan dişlilerin düşürme oranları ve tasarım kriterleri Tablo 6.1.2 ve Tablo 6.1.3'te görülmektedir.

Tablo 6.1.2 Transmisyon Sistemi Düşürme Oranları ve Tasarım Kriterleri

Kademe	Giriş Açısal Hızı (rpm)	Çıkış Açısal Hızı (rpm)	Dişli Oranı	Φ_n	Ψ	Φ_t	Minimum N_p	Minimum N_g	Kullanım Amacı	Kullanılan N_p	Kullanılan N_g
1	23000	2500	8,2	20	25	21,88	12	102	Azaltma	15	123
2	2500	2500	1	20	25	21,88	10	10	-	18	18
3	2500	400	6,25	20	25	21,88	12	75	Azaltma	12	75
4	2500	4000	0,625	-	0	20	12	19	Yükseltme	-	-

Tablo 6.1.3 Transmisyon Sistemi Dişli Özellikleri

Dişliler	Planet Dişli Takımı	Spiral Dişli	Konik Dişli
Özellikler			
Normal Modül(mm)	7	14	11
Teğetsel Modül(mm)	7,72	15,45	12,14
Dişli Kalitesi	6	6	6
Yüzey Genişliği(mm)	88	219,91	172,88

6.1.3. Ana Rotor Transmisyonu

Birinci kademede 8.2 oranlı planet dişli takımı yardımı ile motor çıkış hızı 23000'den 2500 r.p.m'e indirgenmiştir. Elde edilen bu değer bir şaft yardımıyla spiral-konik dişli takımına iletilmiştir. Spiral-konik dişli takımında 2500 r.p.m 400 r.p.m'e 6.25 oranla indirgenmiştir. Bu dişli takımının çıkış devri yine bir şaft yardımıyla pal göbeğine iletilmiştir. Transmisyon sisteminin ilk üç kademesi ana rotor transmisyon sistemi ile ilişkilidir. Bu sistemde kullanılan dişlilerin özellikleri Tablo 6.1.4'te görülmektedir.

Tablo 6.1.4 Ana Rotor Transmisyonu Dişli Özellikleri

	Planet Dişli Takımı				Spiral Dişli		Konik Dişli	
	Güneş	Planetler	Halka	Kol	Pinyon	Dişli	Pinyon	Dişli
Diş Sayısı	15	54	-123	-	18	18	12	75
Açısal Hız (rpm)	23000	-3194,44	0	-2500	2500	2500	2500	400
Daire Çapı(mm)	115,8	417,08	950,01	-	278,1	278,1	145,68	910,5

6.1.4. Kuyruk Rotor Transmisyonu

Kuyruk rotoruna bağlı pallerin dönüş hızı ise 4000 r.p.m değerindedir. Birinci kademe planet dişli takımının çıkışında elde edilen 2500 r.p.m dönüş hızı 0.625 oranında bir artış sağlayan şaft kullanılarak 4000 r.p.m'e yükseltilmiştir. Kuyruk Rotor Transmisyon sisteminde kullanılan dişlilerin açısız hızları, diş sayısı ve daire çapı gibi özellikler Tablo 6.1.5'te gösterilmiştir.

Tablo 6.1.5 Kuyruk Rotor Transmisyonu Dişli özellikleri

	Büyük Dişli	Küçük Dişli
Diş Sayısı	24	15
Açısal Hız(rpm)	2500	4000
Daire Çapı(mm)	389	244

Not: N_g , dişli diş sayısı

N_p , pinyon diş sayısı

Φ_n , Normal basınç açısı (derece)

Φ_t , Teğetsel basınç açısı (derece)

Ψ , Helis açısı (derece) değerlerini göstermektedirler.

6.1.5 Ana Rotor Konfigürasyonu

Helikopter rotor sistemi, helikopterin ağırlığını taşıma kabiliyeti olan aerodinamik kaldırma kuvvetini ve ileri uçuşta aerodinamik sürtünmeye karşı koyan itme kuvvetini birkaç pal yardımıyla üreten bir kontrol sistemidir.

Ana Rotor Sistemi

Ana Rotor sistemi, pallerin rotora bağlandığı göbek(hub), göbeğin motora bağlandığı içi boş silindirik metal bir direk ve pallerden oluşur. Rotor, motor tarafından sağlanan gücün şanzıman yardımı ile dönen bir direğe ulaştırılması ve bu direğin göbeğe bağlanan palleri döndürmesi sonucunda pallerin helikopterin ağırlığına karşılık gelen ya da daha fazla bir kuvvet oluşturarak uçuşunu sağlar. Paller, göbeğe bağlanma tekniğine göre tamamen mafsallı, rijit, yarı-rijit, kombinasyon, denge çubuğu(flybar) gibi farklı sistemleri vardır. Bu sistemlerin yetenekleri ve kullanmış olduğu parçaların kıyaslaması Tablo 6.1.6'da gösterilmiştir.

Tablo 6.1.6 Rotor Sistemi

Hub Özellik ve Malzeme	Tamamen Mafsallı	Rijit	Yarı-Rijit	Kombinasyon
Feathering	X	X	X	X
Lead-Lag	X			X
Flapping	X		X	X
Bearing	Metelik	Elastomerik		Elastomerik
Hinge	Yatay ve Dikey		Sadece Yatay	

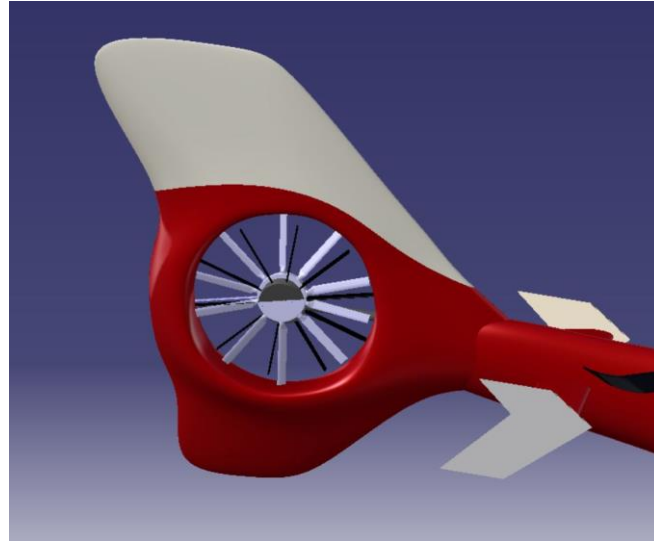
Toygar helikopterimiz elastomerik rulmanlı kombinasyon rotor sistemi kullanmaktadır. Elastomerik rulmanlar, geleneksel makaralı rulmanların yerine tercih edilmiştir. Titreşimi azaltma özelliğinin getirişiyle beraber helikopter parçaları için daha az yorulma ve daha uzun bir kullanım sunar. Kombinasyon rotor sistemi, rotor göbeğinde yatağa veya menteşeye ihtiyaç olmayan, belirli bir ölçüde pallerin esnemesini sağlayan esnek bir göbek içerir. Yataksız rotor göbeği, daha az parça kullanarak ortaya çıkardığı tasarım kolaylığı, ağırlık azaltma, bakım kolaylığı, daha fazla kontrol gücü sağlama ve manevra kabiliyetini yükseltme gibi büyük olumlu yönler içermektedir. Bununla beraber menteşesiz göbekte pallerin yapısı daha serttir. Bu durum palden şafta daha büyük dinamik kuvvetlerin aktarımına yardımcı olur ve paller aeroelastik dengesizliklere karşı oldukça duyarlı sistemlerdir

6.1.6 Anti-Tork Sistemi

Anti-Tork sistemi örneğin, ana rotorun saat yönünün tersi yönündeki hareketi ile saat yönündeki hareketinden yola çıkılarak oluşturmuş olduğu torka zıt yönde tork oluşturarak helikopterin kendi etrafında yapacağı dönme hareketinin önüne geçer. Bu sistemde kuyruk kısmında bir rotorun kullanıldığı kanallı fan ve kullanılmadığı NOTAR gibi konfigürasyonlar sonucunda elde edilebilir. Bu konfigürasyonların avantaj ve dezavantajları Tablo 8'de gösterilmiş olup tasarımın en güvenli, konforlu ve stabil uçuşunu sağlamak için değerlendirmeler yapılmıştır. Bu değerlendirmeler sonucunda Toygar için kanallı fan (Fenestron) kuyruk rotoru uygun konfigürasyon olarak belirlenmiştir.

Tablo 6.1.7 Konfigürasyonların Karşılaştırılması

Antitork	Avantajlar	Dezavantajlar
Geleneksel Kuyruk Rotoru	<ul style="list-style-type: none"> En az maliyete sahip konfigürasyon, Yapısal olarak en az karmaşıklık, Nispeten az güç gereksinimi 	<ul style="list-style-type: none"> Pilot iş yükünde artış, Çok gürültülü ve türbülanslı ses, Yerdeki insanlar için tehlike oluşturması, Ağaçlara, tellere, çit direklerine takılma ihtimali, En fazla uç girdap kayıplarına sahip konfigürasyon.
Kanallı Fan (Fenestron)	<ul style="list-style-type: none"> Az titreşim, gürültü ve az türbülanslı ses, Seyir uçuşunda güç gereksinimlerinde azalma, Muadillerine göre daha küçük, Gelişmiş tork önleyici kontrol verimliliği, Pilot iş yükünde azalma, Kuyruk pervanesinde azaltılmış uç girdap kayıpları, Kanatları yabancı cisim hasarından ve yer ekiplerini açıkta dönen bir rotorun oluşturduğu tehlikelerden koruma. 	<ul style="list-style-type: none"> Muhafazadan dolayı hava direncinde ve ağırlıkta artış, Havada asılı kalma aşamasında gereken güçte artış, Yüksek inşaat ve satın alma maliyeti,
NOTAR	<ul style="list-style-type: none"> Yer ekipleri için hiçbir şekilde tehlike oluşturmaması, En az titreşime sahip konfigürasyon, En az bakım maliyeti, En az gürültüye sahip konfigürasyon, Yapısal bileşenlerin uzun ömürlü olması, 	<ul style="list-style-type: none"> En pahalı sistem, En fazla enerji kaybı, En karmaşık yapı, En fazla yakıt tüketimi.



Şekil 6.1.2: Kanallı Fan Yapıya Sahip Toygar Kuyruk Rotoru

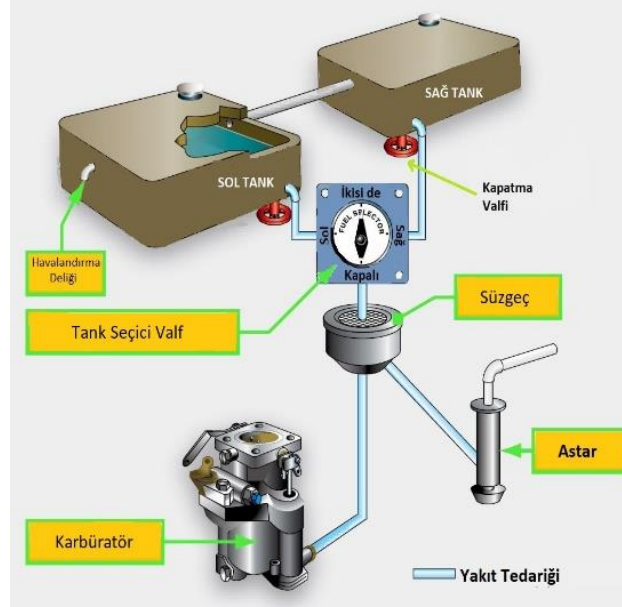
6.1.7 Yakıt Sistemi

Helikopterlerde yakıt alt sistemi 2 ana bileşenden oluşmaktadır. Bunlar yakıt besleme sistemi ve motor yakıt kontrol sistemidir.

6.1.7.1 Yakıt Besleme Sistemi

Yakıt tankları, kapatma valfi, yakıt miktarı göstergeleri, yakıt filtresi, motora giden bir yakıt hattı ve yakıt pompalarından oluşmaktadır. Yakıt filtresi, yakıtın içerisindeki nem ve tortu atıklarının motora

ulaşmasına engel olan sistemdir. Bu atıklar yakıtın ağırlığından daha ağır oldukları için deponun dibine çökmeye meyillidir. Dibe çöken atıkları pilotun boşaltabilmesi için deponun altına bir tahliye vanası eklenmiştir. Depoda oluşan vakumun önüne geçmek amacıyla bir yakıt havalandırma deliği ve depoya zarar vermeden yakıtın genişlemesine olanak sağlayan bir taşma tahliyesi kullanılmıştır. Yangın veya acil durumlarda yakıtın motora ulaşımını engellemek amacıyla kapatma valfi kullanılmıştır.



Şekil 6.1.3: Yakıt Besleme Sistemi

6.1.7.2 Motor Yakıt Kontrol Sistemi

Motorda bulunan birden çok parametreyi gözlemlemek ve kontrol etmek oldukça karmaşık bir olaydır. Bu kontrollerin otomatik olarak yapılması ve pilot iş yükünün olabileceği en alt seviyede olabilmesi için tüm yetkilere sahip olan dijital motor kontrol (FADEC) bilgisayarı kullanılmıştır. Bilgisayar kaynaklı hataları göz önüne alarak sisteme yedekleme sistemleri eklenmiştir.

6.1.7.2.1 Karbüratör

Karbüratör sisteminde hava, karbüratördeki ventüriden ilerlerken buharlaşmış yakıtla karıştırılır. Ölçümü yapılan yakıt/hava karışımı bu işlem后会 sonra silindir girişine ulaştırılır.

Ventüride düşüş yaşayan hava basıncının etkisi ve yakıt buharlaşması, karbüratör sıcaklığında ciddi bir düşüşe sebebiyet verir. Karbüratördeki sıcaklık donma seviyesinde ya da daha düşük olduğu zaman, gaz keleşeği valfide dahil olmak üzere iç yüzeylerde karbüratör buzu meydana gelebilir. Bu problemi ortadan kaldırmak veya en aza indirmek için havayı karbüratöre ulaşmadan önce egzoz manifoldu gibi bir ısı kaynağı doğrultusunda yönlendirerek buz oluşumunu yok eden bir karbüratör ısı sistemi ve yakıt enjeksiyonu sistemleri ortaya çıkmıştır. Tasarımımız için yakıt enjeksiyon sistemi en kullanışlı ve uygun sistem olarak belirlenmiştir.

6.1.7.2.2 Yakıt Enjeksiyonu

Yakıt enjeksiyon sisteminde yakıt ve hava, yakıt kontrol ünitesinde ölçülür fakat karıştırılmaz. Yakıt, silindire ulaşmadan önce hava ile karıştırıldığı silindirin emme portuna doğrudan enjekte edilir.

Tablo 6.1.7.1 Yakıt Enjeksiyonu ve Karbüratör Isı Sistemi Karşılaştırılması

Sistem	Avantajları	Dezavantajları
Karbüratör Isı Sistemi	<ul style="list-style-type: none">• Düşük maliyet, kolay kullanım ve onarım.• Gereksinime göre ayarlama imkânı• Motorlara entegre olmadıkları için motora dokunmadan bakım veya değiştirme yapılabilir.	<ul style="list-style-type: none">• Hafif bir gecikmeye sahip olması yavaş gaz keleşbeği tepkisine neden olur.• Diyafram gibi bazı bileşenler nispeten hassastır ve hasara meyillidir.• Hava yakıt karışımı dalgalanır ve motorun düzgünlüğünü etkiler.
Yakıt Enjeksiyonu	<ul style="list-style-type: none">• Optimize edilmiş hava-yakıt karışımı ve atomizasyon, daha temiz ve daha verimli yanma sağlar.• Daha keskin gaz tepkisi.• Daha iyi yakıt verimliliği ve karbüratörlü sistemlere nazaran daha fazla güç.• Genellikle bakım gerektirmezler ve bozulmazlar.	<ul style="list-style-type: none">• Yüksek maliyet.• Basit aletlerle tamir edilemezler, değiştirilmeleri gerekir.• Özelleştirmek istenildiğinde ECU haritalarına gidilmesi gerekir. Pahalıdır.

6.1.8 İniş Takımı Alt Sistemi

Bugüne kadar üretilen helikopterlerin kullanmış olduğu iniş takımları incelendiğinde tekerlekli (geri çekilebilir ve geri çekilemeyen) ve kızaklı iniş takımlarının kullanıldığı görülmüştür. Tekerlekli geri çekilebilir iniş takımları kızaklı iniş takımı ile karşılaştırıldığında; bakım için hangara çekilmesi durumunda yerde daha rahat hareket kabiliyeti olması, seyir halinde helikopter aerodinamiğine bir etkisinin olmamasından dolayı daha iyi bir performans ve yakıt ekonomisi sağlama gibi olumlu özellikler sunar. Bunun yanında maliyet, ağırlık ve sistemde yarattığı karmaşıklık gibi olumsuz yönlerini de yanında getirir. Tablo 6.1.8’de iniş takımlarının standartlar göz önünde bulundurularak kıyaslaması yapılmıştır.

Tablo 6.1.8 İniş Takımı Tiplerinin Kıyaslaması

Tip Kriter	Üç Tekerli		Dört Tekerli	Kızaklı
	Burun Tekerli	Kuyruk Tekerli		
Maliyet	4	6	2	10
Ağırlık	7	6	9	10
Üretilirlik	7	5	9	10
Havalanma	10	6	5	7
Zeminde Stabilité	9	7	10	5
Takside Stabilité	8	1	10	1
Toplam	45	31	45	43

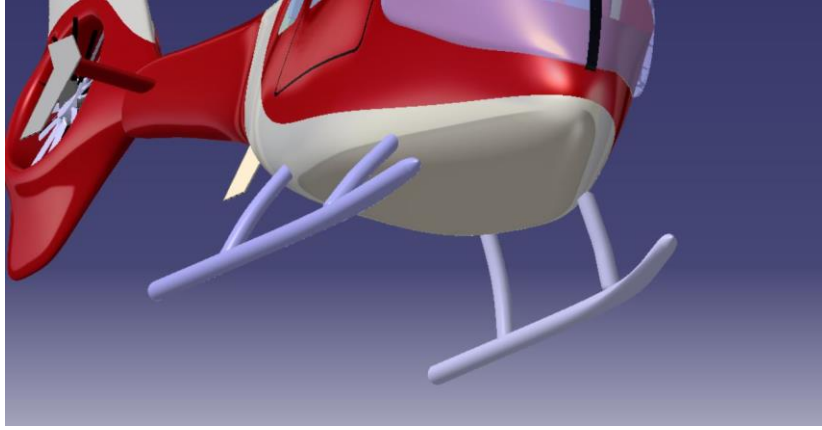
İniş takımı konfigürasyonunun seçimi yapılmadan önce çok sayıda üretilen, kendi sınıfında sıkça görülen ve ülkemizin de üretimine katkı sağladığı helikopterlerde kullanmış olan konfigürasyona ait literatür çalışması Tablo 6.1.9’da görülmektedir.

Tablo 6.1.9 Farklı Helikopterlerin Kullanmış Olduğu İniş Takımları

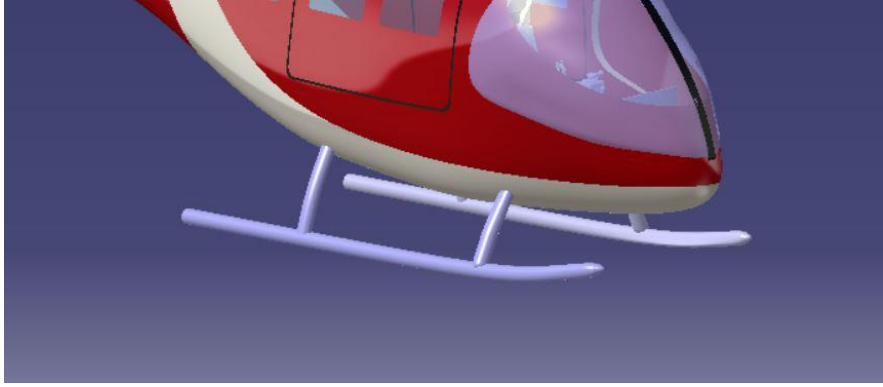
Model	Firma	Yüklü Ağırlık (kg)	Amacı	Üç Tekerlekli		Kızaklı	Dört Tekerli
				Burun Tekerli	Kuyruk Tekerli		
SH-60J	Sikorsky	7.550	Genel Amaçlı		X		
206	Bell	1.520	Genel Amaçlı			X	
AS350	Eurocopter	2.250	Genel Amaçlı			X	
T-625	TAI	6.050	Genel Amaçlı	X			
S92	Sikorsky	12.565	Genel Amaçlı	X			
H175	Airbus	7.500	Genel Amaçlı	X			
AW189	AgustaWestland	8.300	Genel Amaçlı	X			
525	Bell	9.300	Genel Amaçlı	X			
Mi-24	Mil	12.000	Askeri	X			
Mil Mi-8	Kazan	11.100	Nakliye	X			
HH-65B	Eurocopter	4.300	Arama Kurtarma	X			
UH-60	Sikorsky	9.979	Askeri		X		
AH-64	Boeing	8.000	Askeri		X		
T-129	TAI	5.000	Askeri		X		
UH-1	Bell	4.309	Askeri			X	
Ka-27	Kamov	12.000	Askeri/Nakliye				X
CH-47	Boeing	22.680	Nakliye				X

Toygar tasarımımızın yapısı, kullanım amacı ve boyutları dikkate alındığı zaman kabinin alt kısmında bulunan açılabilir kızak sistemi tercih edilmiştir. İniş takımı tasarlanırken; helikopterin yüksek hızlara çıkması, yer faaliyetlerini kolaylıkla yapabilmesi, iniş takımlarının maliyeti ve ağırlığı unsurlarına değerlendirmemizde öncelik verilmiştir. Dolayısıyla, yüksek hızlarda ağırlığın önemli bir etkisinin olduğu kanısına varılmış ve kızaklı iniş takımı seçimi yapılmıştır. Ayrıca, helikopterin inişi, kalkışı ve yerde hareketi sırasında ortaya çıkan titreşim ve tepki kuvvetlerini önlemek amacıyla bir şok emici kullanılmasına karar verilmiştir. Şok emiciler, katı yay ve akışkan yay sistemleri olmak üzere ikiye başlık altında incelenir. Katı yay sistemler geri çekilemeyen sistemler için kullanılmaktadır. Tasarımımızda oleo pnömatik(yağ ve gaz) akışkan yay sistemi şok emicisi kullanılmıştır[6].

Hava araçlarında ağırlık/hacim oranının öneminden dolayı iniş takımı malzemesi seçimi yapılırken yüksek dayanımlı malzemelerin seçilmesine özen gösterilmiştir. Bu durumda PH 13-8Mo yüksek dayanımlı paslanmaz çelik kullanılmıştır. Oleo-pnömatik şok emicisi için Alüminyum 7075 T6, hidrolik sıvısı olarakta MIL-H-5606 kullanılmıştır.



Şekil 6.1.4: İniş Takımları



Şekil 6.1.5: İniş Takımlarının Konumlandırılması

6.1.9 Elektrik Sistemi ve Yardımcı Güç Ünitesi

Elektrik sistemi helikopter modelleri arasında farklılık gösterse bile aviyoniklere güvenli ve stabil bir şekilde güç sağlamak, motoru çalışır hale getirmek, elektrik enerjisini depolamak, aktüatörleri çalıştırmak, dahili ve harici ışıkları, fanları çalıştırmak gibi birçok helikopterde benzer olan başlıca alt sistemlere hizmet eder. Bütün bu görevleri problemsiz bir şekilde aktif hale getirebilmesi için yardımcı güç ünitesi (APU) tercihi yapılırken üretilen gücün ağırlığa oranı en önemli tercih sebebi olarak belirlenmiştir.

Tablo 6.1.10'a bakıldığı zaman Safran firmasının üretmiş olduğu e-APU60 ve Saphir 100 modellerinin en uygun modeller olduğu düşünülse de çalışma sıcaklıklarının istenilen aralıkta olmamasından dolayı tercih edilmemiştir. Technodinamika firmasının üretmiş olduğu APU, üretilen gücün ağırlığa oranı olarak yeterli bir sonuç verdiği görülmektedir. Fakat uygulamasının yetersiz olmasından dolayı güvenli uçuş açısından tercih edilmemiştir.

Tablo 6.1.10'da yapılan rakip ürün karşılaştırması sonucunda Honeywell firmasının üretimini yaptığı GTCP 36-150 modeli, Sikorsky UH-60 Blackhawk ve Boeing CH-47 Chinook gibi dünya çapında bilinen helikopterler tarafından tercih edilmesi sebebiyle istediğimiz güveni sağlamıştır. Ayrıca tasarımıma uygun çalışma sıcaklıklarında aktif olarak kullanılabilir olması, yeterli ölçüde üretilen güç/ağırlık oranı, firmanın servis ağının gelişmiş olması, klima, buz önleme ve ısıtma sistemleri için basınçlı hava özelliğini karşılabiliyor olması gibi sebepler, modelin tasarımıma için öne çıkaran etkenlerdir. Bu bilgiler ışığında tasarımımda Honeywell firmasına üretimini yaptığı GTCP 36-150 modelinin kullanılması uygun görülmüştür.

Tablo 6.1.10 Yardımcı Güç Ünitesi için Rakip Ürün Karşılaştırmasını Gösteren Tablo

Modeller	Elektrik Gücü (kVA)	Maks. Çalışma Yüksekliği (km)	Çalışma Sıcaklığı (°C)	Ağırlık (kg)	Üretilen Güç/Ağırlık Oranı	Üretici Firma
Safir 5K/G-MI	25	6	-55 ~ +60	64	0,391	PBS Aerospace
AI9-3B	16	6	-60 ~ +45	112	0,143	Motor Sich
APS2300	40	8	-55 ~ +55	104	0,385	Pratt&Whitney
Technodinamika	57,75	6	-60 ~ +60	50	1,175	Technodinamika
RE220	60	13,716	-65 ~ +65	108	0,556	Honeywell
GTCP 36-150	40	6	-65 ~ +65	52	0,769	Honeywell
Saphir 100	125	4	-75 ~ +50	70	1,786	Safran
Saphir 20	30	7	-85 ~ +50	55	0,546	Safran
e-APU60	60	6	-75 ~ +45	60	1	Safran

6.1.10 Hidrolik Alt Sistemi

Hidrolik alt sistemleri küçük boyutlu helikopterler haricindeki tüm helikopterler için kullanılan bir sistemdir. Çünkü helikopterin boyutu büyüdüğü zaman rotor başını kontrol etmek için gereken kuvvet pilotun kendi başına oluşturamayacağı kadar büyük bir kuvvet haline gelir. Normal bir hidrolik sistem, her uçuşa hazırlık kontrolünde servo olarak da adlandırılan aktüatörlerden, genellikle ana rotor dişli kutusu tarafından tahrik edilen bir pompadan ve hidrolik sıvıyı depolamayı sağlamak için bir rezervuardan oluşur.

Kontrol girişi yapıldığında servo aktif hale gelir ve ilgili uçuş kontrolünü harekete geçirmek için yardımcı bir kuvvet oluşturur, bunun sonucunda pilotun uygulaması gereken kuvveti hafifletir. Bu kuvvetlendirilmiş uçuş kontrolleri ile pilotun iş yükü azalır ve yorgunluğu hafifletilir. Bu hidrolik sistemler tam güç ve güç destekli olmak üzere ikiye başlık altında incelenir. Tam güç hidrolik sistemi kargo helikopterleri gibi büyük boyutlu helikopterlerde kullanılırken güç destekli hidrolik sistemi başarısızlık durumunda pilot tarafından kontrol edilebildiğinden daha küçük boyutlu helikopterler için tercih edilir. Tasarımımızın boyutu dikkate alındığı zaman en uygun sistemin güç destekli hidrolik sistem olduğu kararlaştırılmıştır. Bunun yanında hidrolik pompanın istenildiği gibi çalışmaması durumunda çok kısa süre için kullanılabilen basıncı depolamak için hidrolik akümülatörler kullanılmıştır. Bu pilota helikopteri manuel kontrolle indirmek için gereken zamanı sağlamaktadır.

6.1.11 Çevresel Kontrol Sistemi

Helikopterlerdeki çevresel kontrol sistemi, mürettebat ve yolcular için gereken havayı sağlama, ısı kontrolü ve kabin içerisindeki basınç kontrolünü sağlar. Aviyonik soğutma, duman algılama ve yangın söndürme gibi işlemler de helikopterin çevresel kontrol sisteminin görevleri arasında yer alır. Ürün olarak Mi-8/Mi-17/Mi-171A2 helikopterlerinde de tercih edilen PBS firmasının ürettiği ECS-M1V ürününün tasarımımız için en uygun sistem olduğu düşünülmüştür.

6.1.12 Titreşim Kontrolü ve Yer Rezonansı

Yer rezonansı, iki ya da daha fazla pervanenin kullanıldığı veya lead-lag menteşelerine kullanılan rotor sistemlerinde yaşanabilecek bir olaydır. Menteşeler, kanatların üzerindeki değişken kaldırma ve sürüklenme kuvvetlerinin rotor göbeği üzerinde aşırı gerilim oluşturmasının önüne geçer. Lead-lag hareketinin ciddi bir titreşim oluşturmasını engellemek, hareketin etkisini azaltmak için hidrolik titreşim sönümlendirici kullanılmıştır.

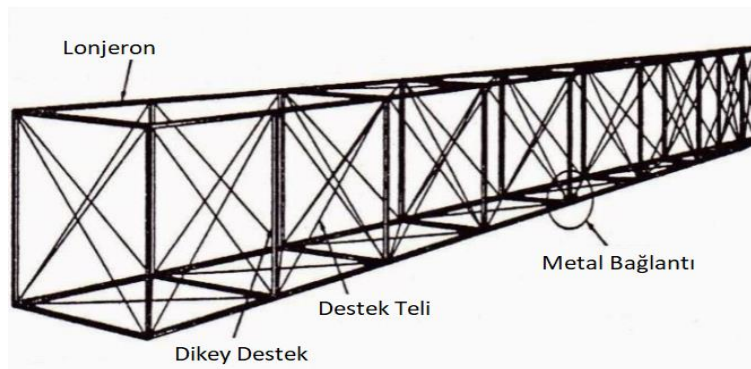
Helikopter gövdesinde titreşime sebebiyet veren en önemli kaynaklar ana rotor, kuyruk rotoru, ana rotor şanzımanı ve döner ekipmanların oluşturduğu titreşimlerdir. Titreşimi azaltmak için aktif ya da pasif titreşim kontrolleri kullanılabilir. Aktif titreşim kontrolleri pasif titreşim kontrollerine göre düşük ağırlık, arttırılmış konfor, geliştirilmiş performans, azaltılmış bakım maliyeti gibi olumlu yönleri olduğu için tasarımıımızda Aktif Titreşim Kontrol Sistemi (Active Vibration Control System – AVCS) kullanılmıştır. Bu sistem, tasarımıımızın muadilleri olan Eurocopter EC225/725 ve EC-130 T2, HAL Dhruv, Agusta AW-139 gibi helikopterler tarafından da tercih edilmektedir.

Sonuç olarak, iniş takımlarında kullanmış olduğumuz şok emiciler, aktif titreşim kontrol sistemi ve lead-lag titreşimlerini önleyen hidrolik sönümlendiriciler ile beraber oluşabilecek herhangi bir yer rezonansının da önüne geçilmiştir.

6.1.13 Gövde Alt Sistemi

Gövde, kontrol ve stabilizasyon yüzeylerinin, uçak stabilitesi ve manevra kabiliyeti için ihtiyaç duyulan kaldırma yüzeyleriyle spesifik ilişkilerde konumlandırılmasına yardımcı olur. Kafes tipi gövde yapısında uçağın bütün gövdesi çapraz borularla çevrelenip şekil verilerek kafes gibi bir görüntü oluşturulur. Bu yapının hafif ve sağlam olması istenildiği zamanlarda alüminyum alaşımları gibi hafif ve yüksek dayanıklılık sunan maddelerden yapılan borular ve kirişler sayesinde oluşturulabilir. Sağladığı bu avantajdan dolayı tasarımıımızda kafes tipi gövde yapısı tercih edilmiştir.

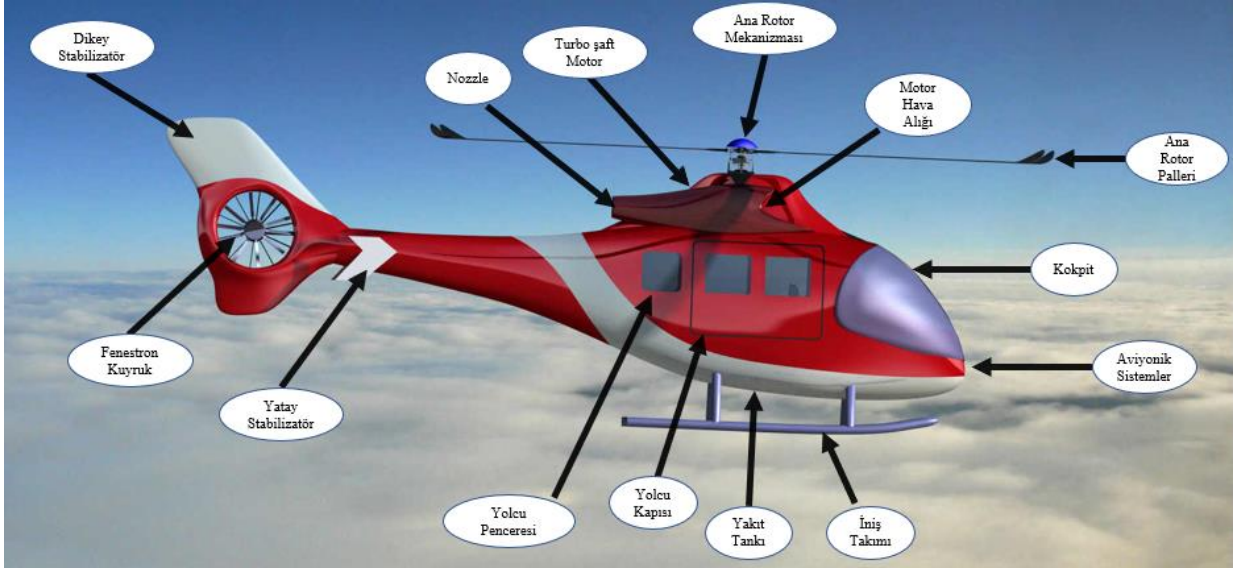
Kafes tipi gövde yapısı Pratt ve Warren olarak iki alt sınıfa ayrılabilir. Her iki sınıfta da ana mukavemet elemanı olarak gövdenin boylamasına olan dört tane lonjeron kullanılır. Kafesler yanıl destekler ile sağlanır. Yanılmasına yapı teknik açıdan her ne kadar uygun olmasa da bölme olarak isimlendirilebilir. Bu bölmeler iniş takımları ve motor gibi ağır malzemelerin gövdeye bağlandığı noktalara yerleştirilir. Çekme ve basma yüklerinin taşınması için Pratt kafes yapısında çapraz elemanlar çelik kablolardan tasarlanırken, Warren tipinde diyagonal elemanlarla birleştirilmiştir. Tercihimiz Şekil Şekil 6.1.6'da görülen Pratt tipi kafes yapısıdır.



Şekil 6.1.6: Pratt Tipi Kafes Yapısı

6.1.14 Alt sistemlerin Yerleşimi

Toygar da kullanılan alt sistemlerin yerleşimi Şekil 6.1.7’de gösterilmiştir.



Şekil 6.1.7: Toygar Alt Sistemlerin Yerleşimi

6.2 Uçuş Kontrol Sistemi

Uçuş Kontrol Sisteminde yapılan çalışmalarda helikopter rotorunun saat yönünün tersi yönde döndüğü kabul edilmiştir.

6.2.1Döngüsel Hatve Kontrolü

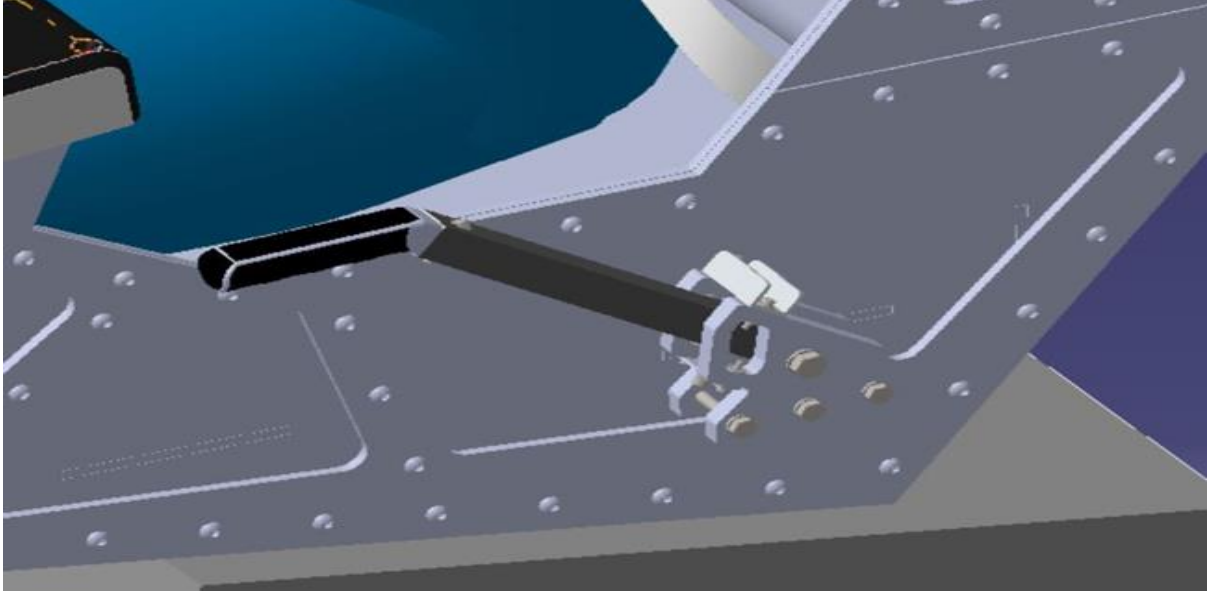
Döngüsel çubuk olarak da bilinen Döngüsel Hatve Kontrolünde ana rotoru kontrol ederek helikopterin hareket yönünü değiştirmek amacıyla kullanılır. Pilot koltuğunun önünde çubuğa benzer şekilde konumlanmış olan bu kumanda kolu ileri hareket ettirildiğinde rotor diskini öne doğru eğilir ve tırmanma uçuşu gerçekleşmiş olur, geri hareket ettirildiğinde ise alçalma uçuşu gerçekleşir. Sola veya sağa hareketinde ise helikopterin istenen yönde dönüş yapmasını sağlar.



Şekil 6.2.1: Döngüsel Hatve Kontrolü (Döngüsel Çubuk)

6.2.2 Kolektif Hatve Kontrolü

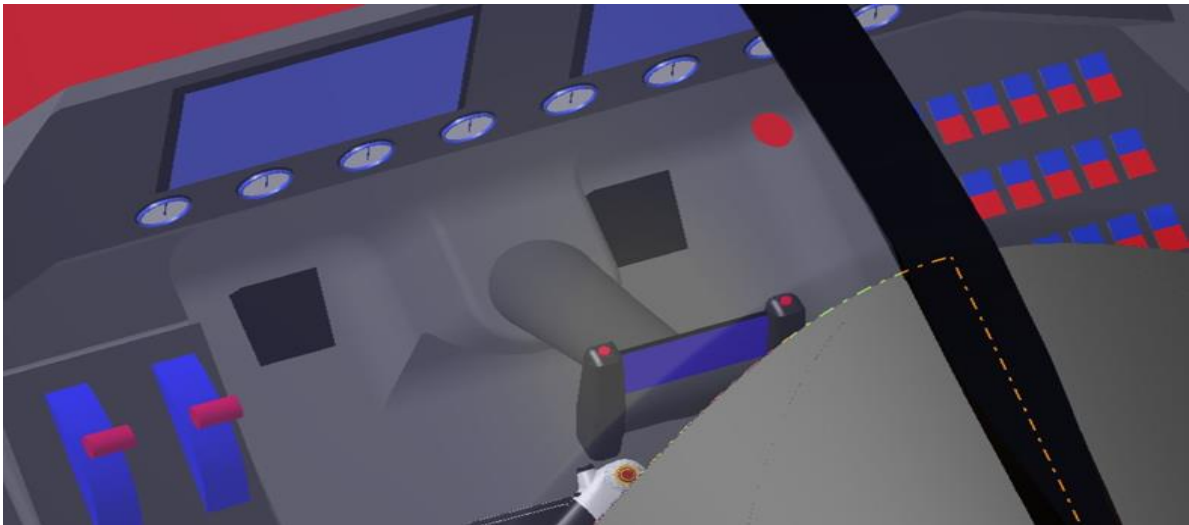
Tüm ana rotor kanatlarının hatve açısını eş zamanlı olarak değiştirmek için kullanılır. Diğer helikopterlerde de genellikle pilot koltuğunun sol tarafına yerleştirilen kolektif hatve kontrol sistemi Toygar tasarımımda da pilot koltuğunun sol tarafına yerleştirilmiştir. Kolektifin kaldırılması durumunda tüm ana rotor kanatlarının hatve açısının artmasına neden olur.



Şekil 6.2.2: Toygar Kolektif

6.2.3 Anti Tork Pedalları

Pilotun ayaklarının yan kısmında konumlanan anti tork pedalları, kuyruk rotor kanatlarının eğimini ve itişini kontrol eder. Belirli bir yönde pedala uygulama yapıldığı zaman, helikopterin burun kısmı pedal yardımı ile uygulanan kuvvet yönünde hareket eder.



Şekil 6.2.3: Anti Tork Pedalları

6.2.4 Korelatör ve Regülatör

Korelatör, motor gaz kelebeği ve kollektif kol arasında bulunan mekanik bir bağlantıdan oluşur. Kollektif kol kaldırıldığında güç otomatik olarak artar ve indirildiğinde ise güç azalır. Bu sistem r.p.m.'i korumak için zaman istenen değere yaklaşmış olmalıdır fakat mükemmele yaklaşmak için gaz kelebeğinin de ayarlanması gerekmektedir. Bu seviyede iken rotor ve motor devrini algılamak için regülatör kullanılmıştır. Regülatör, rotor devrinin sabit kalması için gerekli kontrolleri ve ayarlamaları yapar. Normal işlemlerde, bir kez rotor r.p.m.'i ayarlandığında, regülatör bu devri sabit tutar ve pilotun herhangi bir gaz ayarı yapmasına gerek kalmaz. Böylelikle pilotun iş yükünde ciddi bir azalma gerçekleşir.

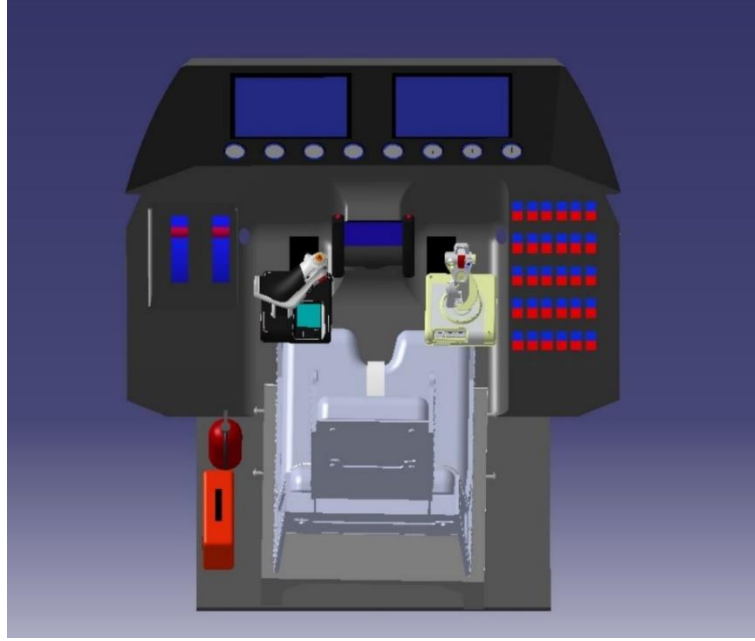
6.3 Aviyonik Sistemler

Temel aviyonik ve elektronik sistemi üzerine yapılan detaylı incelemede Aselsan ürünleri seçilmiştir. Merkezi kontrol birimi olarak Aselsan AMKB (Aviyonik Merkezi Kontrol Bilgisayarı) tercih edilmiştir. Aviyonik sistemlerin yerleştirileceği alan kokpit olarak planlanmıştır ve bu konumda yer alan Aviyonik sistem helikopter ile ilgili gerekli bütün bilgileri pilota ileten helikopterin bir parçasıdır. Bu sistemin bir diğer hedefi de pilotun uçuş sırasındaki yükünü hafifletmektir. Tasarlanan helikopter tek pilotlu bir helikopter olduğundan aviyonik sistemler de tek pilotlu helikoptere göre düşünülmüştür. Aviyonik sistem pilota daha geniş ve daha rahat bir görüş açısı sağlamıştır bununla birlikte pilotun tüm bilgilere kolayca ulaşması amaçlanmıştır bu detayları düşündüğümüzde aviyonik sistemler olabilecek en asgari boyutta tasarlanmıştır.

Tasarımımızda uçuş için gerekli bilgileri sağlamak için kullanılacak sistemler:

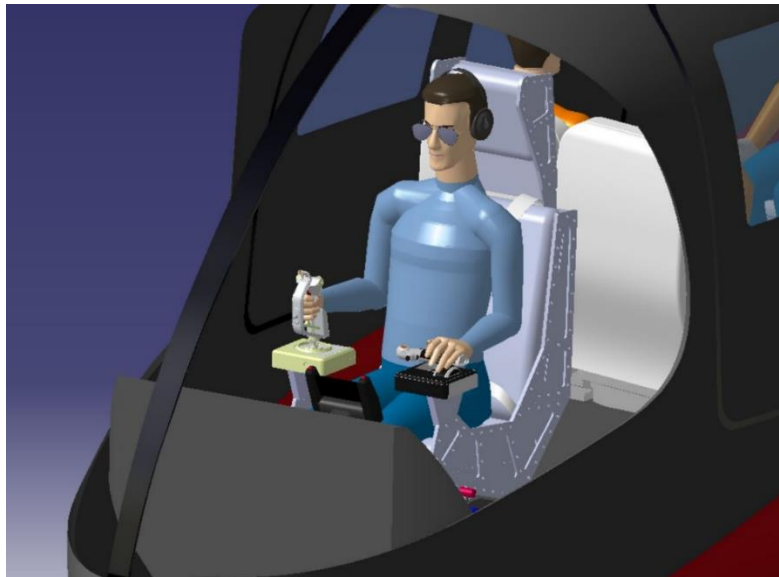
- Hava hızı göstergesi
- Navigasyon
- Durum jiroskopu
- Yük kamerası
- İstikamet jiroskopu
- Saat
- Ana pervane devir göstergesi
- Kuyruk pervaneleri devir göstergesi
- Yakıt göstergesi
- Yağ sıcaklığı ve basıncı göstergesi
- Egzoz sıcaklığı göstergesi
- İvme ölçer
- Yükseklik ölçer
- Engel ikaz sistemi
- Manyetik pusula
- Dikey hız göstergesi
- Uyarı ve öneri göstergesi

Aviyonik sistem ve kokpit yerleşimi literatür taramaları için birden çok helikopter tasarımı araştırılmıştır. Tasarımımız tek pilotlu helikoptere göre tasarlanmıştır. Aviyonik sistemlerden herhangi birinin zarar görmesi durumunda pilota bilgi veren kritik göstergelerle beraber dijital panelin yanında bulunan analog göstergeler kullanılmıştır.



Şekil 6.3.1: Toygar Aviyonik Sistemler

Helikopterin fonksiyonuna göre taşıyacağı yolcuların (hasta, yaralı vs.) iniş ve biniş sırasında yaşayacakları sorunlar gözetilerek iniş ve biniş yerlerini gören küçük kameralar yerleştirilmiş ve güvenli bir yolculuk amaçlanmıştır. Bunun yanı sıra, sistemlerden herhangi birinin elektrik kesintileri anında da çalışmasını sürdürebilmek için yedek enerji kaynağı sistemin içerisi. Gösterge sistemlerinden farklı olarak iletişim, uçuş kayıt ve otomatik pilot sistemi de aviyonik sistemlerinin bir parçasıdır. İletişim sistemi, pilot ile hava trafiği kontrol ve yer personeli arasındaki köprüyü sağlayacaktır. Pilot ile iletişim sistemi arasındaki irtibat kulaklık ile gerçekleştirilecektir. Ayrıca bu kulaklık uçuş anındaki gürültüyü azaltarak, pilotun gürültülerden daha az etkilenmesinde rol oynayacaktır. Uçuş kayıt sistemi uçuş süresi boyunca aktif olarak çalışacak ve kokpit içindeki sesleri kayıt altında tutacaktır. Bu kayıtlar yaşanabilecek bir kaza durumunda kazanın nedenlerini ortaya koymak için kullanılacaktır. Otomatik pilot ise kalkış dışındaki kontrol mekanizmalarında kullanılır. Tasarımımız için üç eksenli otomatik pilot kullanılmasına karar verilmiştir.



Şekil 6.3.2: Pilot ve İletişim Sistemi İçin Kullanılan Kulaklık

6.4 Performans Analizleri ve Tasarım Optimizasyonu

6.4.1 Ön Ağırlık Kestirimi

Performans analizimizin ilk adımı olan helikopterin ağırlık hesabı için helikopterin Boş ağırlığı ve toplam ağırlığı üzerinde incelemeler yapılmıştır. Yapmış olduğumuz ön ağırlık kestirimi çalışmalarında verilerinden yararlanılan bazı helikopterler Tablo 6.4.1’de gösterilmiştir.

Tablo 6.4.1 Ağırlık Kestirimi Yapılırken Yararlanılan Bazı Helikopterler

Model	Boş Ağırlık [kg]	Toplam Ağırlık [kg]	Ağırlık kesri
Eurocopter EC120	960	1715	0.440233
SA 316B	1143	2200	0.480455
Eurocopter EC130	1377	2427	0.432633
MBB Bo 105	1276	2500	0.4896

Hali hazırda performans değerlendirmesi yapılmamış olması nedeniyle yakıt ağırlığı tam olarak belirlenemediği için faydalı yük de tam olarak belirlenememiştir. Bu sebeple kalkış ağırlığına yönelik bir tahminde bulunulmuştur ve geçmiş yıllarda üretilen helikopterlerin faydalı yük ağırlığı/ toplam ağırlık oranları incelenilerek faydalı yük için bir ön kestirimde bulunulmuştur. Görev profilinde paralı yük ve mürettebat ağırlığı sabit olmayacağı için yakıt ağırlığı için de bir ön kestirim yapılmıştır. Bulunan değerler Tablo 6.4.2’de gösterilmiştir.

Tablo 6.4.2 Ağırlık Kestiriminde Tahmin Edilen değerler

Toplam Ağırlık	2200 kg
Ağırlık Kesri	0.46
Faydalı Yük	1012 kg
Paralı Yük	400 kg
Mürettebat	90 kg
Yakıt Ağırlığı	522 kg

6.4.2 Ana Rotor Boyutlandırılması

Helikopterimizin ana rotor yarıçapı için kestirimi yapılan ağırlık ve benzer helikopter verileri incelenilerek seçilen disk yükleme aracılığı ile bir yarıçap belirlenmiştir. Ağırlık ve yarıçap bilindiği zaman helikopter performansı momentum teori aracılığı ile değerlendirilebilecektir. Askı durumunda başarımlı ölçüsü (FM) ve ilerleyen pala Mach sayısı ana rotor boyutlandırmasında özellikle değerlendirilmiştir. Disk yükleme kararılaştırılırken verileri incelenen bazı helikopterler Tablo 6.4.3 te gösterilmektedir.

Tablo 6.4.3 Disk Yükleme Seçiminde İncelenen Bazı Helikopterler

Model	Toplam Ağırlık [Kg]	Ana rotor pal sayısı	Ana rotor pal yarıçapı [m]	Disk Yükleme [lb/ft ²]
Eurocopter EC120	1715	3	5	4.46
SA 316B	2200	3	5.51	4.72
Eurocopter EC130	2427	3	5.345	5.53
MBB Bo 105	2500	4	4.92	6.72

İncelenen helikopterler elde ettiğimiz veriler sonucunda verimi daha yüksek bir tasarım için disk yüklemesi 5.5 lb/ft² olarak alınmıştır. Ön kestirim olarak değerlendirilen ağırlıkla beraber ana rotor alanı ve daha sonra ana rotor yarıçapı elde edilmiştir.

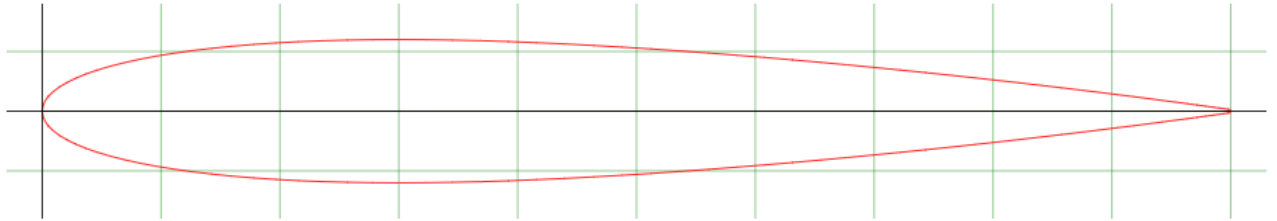
$$\text{Disk Yükleme} = \frac{\text{Azami Kalkış Ağırlığı}}{\text{Ana rotor alanı}}$$

$$5.5 \frac{\text{lb}}{\text{ft}^2} = \frac{2200/0.454}{\text{Ana rotor alanı}}$$

$$\text{Ana rotor alanı} = 881.05 \text{ ft}^2 = 81.88 \text{ m}^2$$

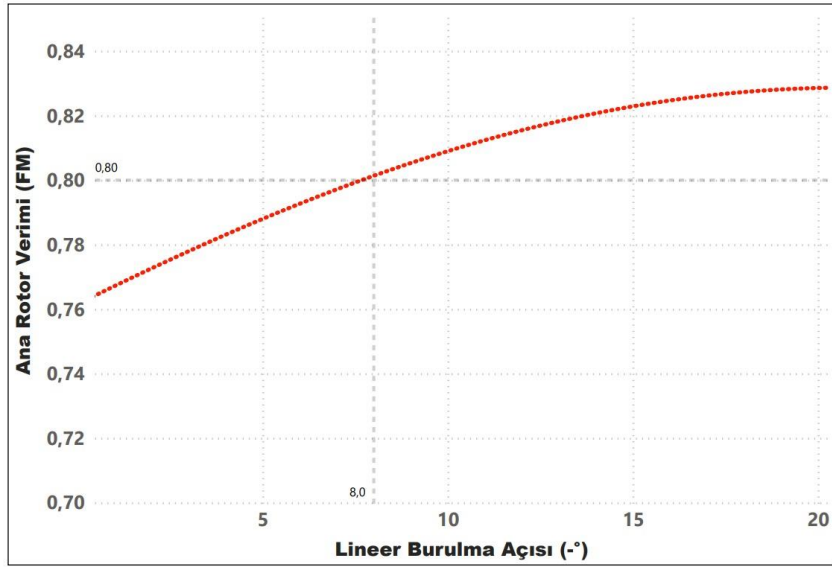
$$\text{Ana rotor yarıçapı} = 5,57 \text{ m}$$

Ana rotor için RPM sayısı hesaplanırken önemli olan başka bir konuda pal ucu hızıdır. Pal ucu için uygun bir Mach sayısı belirlenmelidir. İleri uçuş durumunda pal ucu hızına ileri uçuş hızı da ekleneceğinden dolayı azami ileri uçuş hızı, ana rotor yarıçapı, ana rotorun dakikadaki devir sayısının birbiriyle uyumlu bir şekilde seçilmesi gerekmektedir. Kanat profili seçilirken yüksek taşıma ve düşük sürüklenme sağlayan simetrik bir kanat profili tercih edilmiştir.



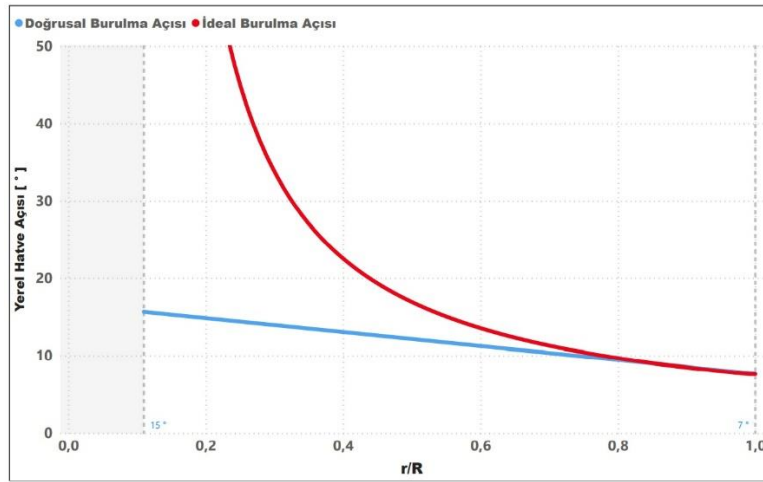
Şekil 6.4.1: NACA 0012

Ana rotor performansını artırmak ve iç akışın daha eşit dağılımını sağlamak amacıyla palın kök kısmından uç kısmına doğru bir burkulma açısı verilmiştir. Burkulma hesabının yapılması için pala elemanı momentum teorisinin uygulandığı bir MATLAB kodu kullanılmıştır [7]. Program burkulma açısına göre iteratif şekilde çalıştırılarak burkulma açısına göre başarımlı ölçüsü grafiği elde edilmiştir. Şekil 6.4.2'deki grafikten görüldüğü gibi burkulma oranı arttıkça pervane verimi artmaktadır.



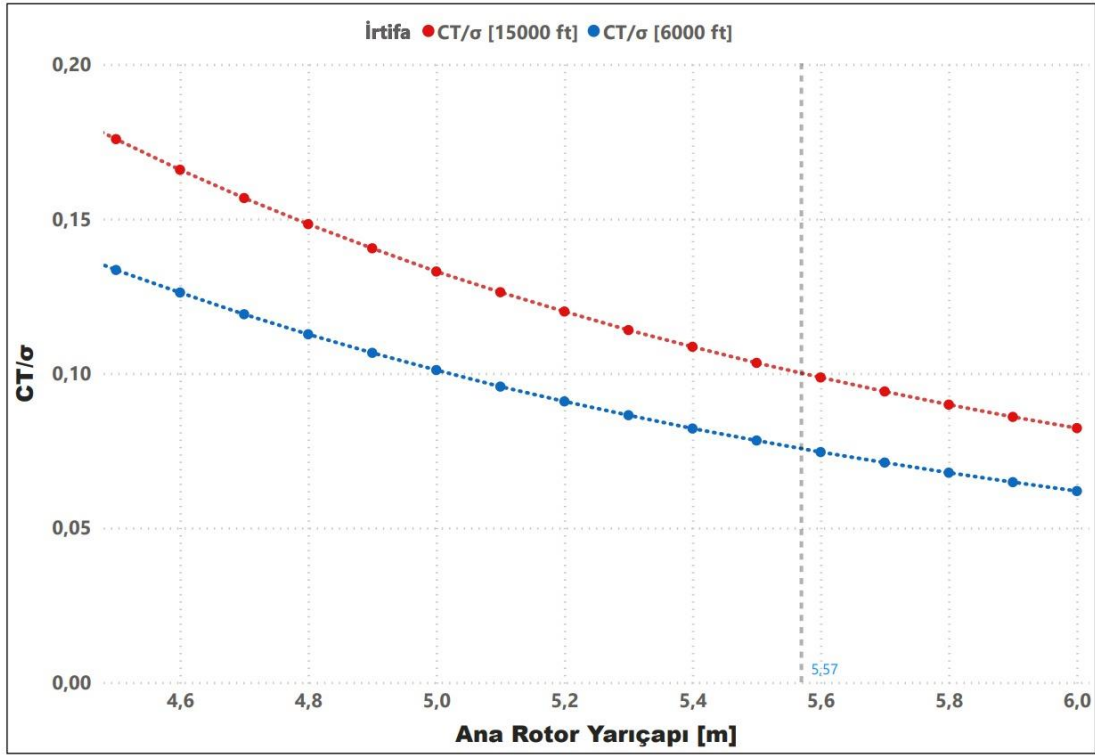
Şekil 6.4.2: Burkulma Açısı ve Pervane Verimi

Burkulma açısı iki şekilde uygulanabilir. Kusursuz dağılım olan burkulma açısı dağılımı ideal burkulma olarak isimlendirilir. İdeal burkulma dağılımı Şekil 6.4.3' te görüleceği üzere radyal pozisyonda hiperbolik bir dağılımdır. İdeal burkulma dağılımı pratikte uygulanamadığından dolayı pal kanatlarında doğrusal burulma dağılımı uygulanmıştır. 8 derecelik bir burkulma açısı uygun görülmüş ve Şekil 6.4.3'te görüldüğü gibi doğrusal burkulma dağılımı elde edilmiştir.



Şekil 6.4.3: Burkulma Açısı Dağılımı

Ana rotor boyutlandırması yapılırken önemli olan bir diğer parametre ise pala yüklemesi olmuştur. Seçilen burkulma açısına göre farklı irtifalarda ana rotor yarıçapına iteratif şekilde program koşulmuştur. Askı tavanı olarak düşünülen irtifada dahi pal yükleme katsayısının (itki katsayısı/katılık oranı) 0,13 değerini geçmemesine dikkat edilmiştir.



Şekil 6.4.4: Burkulma Açısı Dağılımı

Bütün parametreler seçilirken ana rotor veriminin (FM) 0.70 altına düşülmemesine dikkat edilmiştir.

Tablo 6.4.4 Ana Rotor İçin Seçilen Parametreler

Parametre	Değer	Parametre	Değer
Ana rotor çapı [m]	5.57	Katılık	0.064
Ana rotor pal sayısı	4	Pal ucu Mach Sayısı	0.65
Veter uzunluğu [m]	0.2785	Uç hızı [m/s]	215
Kök kesim/ Yarıçap Oranı	0.11%R	Burkulma	- 8°
Kanatçık profili	NACA 0012	RPM [dev/dak]	370

6.4.2 Kuyruk Rotor Boyutlandırılması

Toygar tasarımıımızda tork dengeleyici düzeneği olarak aynı anti torku oluşturmak için daha az güç gerektirmesi, zemine yakın olan uçuşlarda geleneksel kuyruk rotorlarına göre daha güvenli olması gibi avantajlarından dolayı kanallı fan ya da bilinen adıyla “fenestron” tipi kuyruk rotoru kullanılmıştır. Geleneksel kuyruk rotoru bulunduran helikopterleri incelediğimizde ana rotor çapı/ kuyruk rotoru çapı oranının 5-6 aralığında olduğu belirlenmiştir. Kanallı Fan içinse bu oran 10-15 civarlarına kadar inmektedir.

Tablo 6.4.5 Kanallı Fan Kullanan Bazı Helikopterler

Model	Toplam Ağırlık [Kg]	Kanallı Fan pal sayısı	Ana rotor çapı [m]	Kanallı Fan çapı [m]	Veter Uzunluğu [m]
Guimbal Cabri G2	700	7	7.2	0.6	0.042
Eurocopter EC120	1715	8	10	0.75	-
SA 342	1800	13	10.5	0.7	-
Eurocopter EC135	2910	10	10.2	1.0	0.05
SA365 N	4000	13	11.93	0.9	0.0435

Ana rotorda olduğu gibi kuyruk rotoru tasarlanırken de pal uçlarındaki hızdan dolayı oluşabilecek sıkıştırılabilirlik etkileri göz önünde bulundurulmuştur. Bunun için kuyruk rotoru pal ucunda oluşabilecek Mach sayısına göre analiz edilmiştir. Pal ucu Mach sayısı 0,65 olarak belirlenmiştir. Kuyruk rotoru yarıçapı da göz önünde bulundurularak kuyruk rotor RPM değeri belirlenmiştir. Kanallı Fan tipi kuyruk rotorlarında RPM değerinin geleneksel kuyruk rotorlarındaki RPM değerine göre fazla olduğuna dikkat edilmelidir.

Tablo 6.4.6 Kanallı Fan Kuyruk İçin Seçilen Değerler

Parametre	Değer	Parametre	Değer
Kanallı Fan çapı [m]	1	Katılık	0.3136
Kanallı Fan pal sayısı	10	Pal ucu Mach Sayısı	0.65
Veter uzunluğu [m]	0.05	Uç hızı [m/s]	217
Kök kesim/ Yarıçap Oranı	0.3%R	Burkulma	10°
Disk Yükleme [N/m ²]	1730.5	Pal yükü [itki katsayısı/ katılık oranı]	0.0012
Kanatçık profili	HT08	RPM [dev/dak]	4144

6.4.3 Güç Gereksinimleri ve Yakıt Hesapları

Güç gereksinimi görev profilindeki her bölüm için MATLAB programı üzerinden momentum teori kullanılarak ayrı ayrı hesaplanmıştır. Her bölümde ilk olarak ana rotor için gerekli güç daha sonra ana rotor gücünden faydalanılarak kuyruk rotorunun gücü hesaplanmıştır. Daha sonra her bölüm için motorun gerekli güç değeri, öz yakıt tüketimi ve süre kullanılarak yakıt tüketimi hesaplanmıştır. Hesaplanan veriler Power BI programı aracılığı ile görselleştirilmiştir.

6.4.3.1 Yerde Çalıştırma Hesapları

Görev profilinde motor çalıştırma ve sistem kontrollerinin yapıldığı 5 dakikalık bölüm ve yolcu (yaralı, hasta vs.) indirmesi sırasında motorun rölantide, %100 RPM rotor hızında 5 dakika çalıştırıldığı bölüm olmak üzere yer çalıştırma yapılmaktadır. Yer çalıştırma esnasında motorun sabit bir güç tükettiği kabul edilmiştir ve daha sonra yakıt tüketimi hesaplanmıştır.

6.4.3.2 Kalkış Hesapları

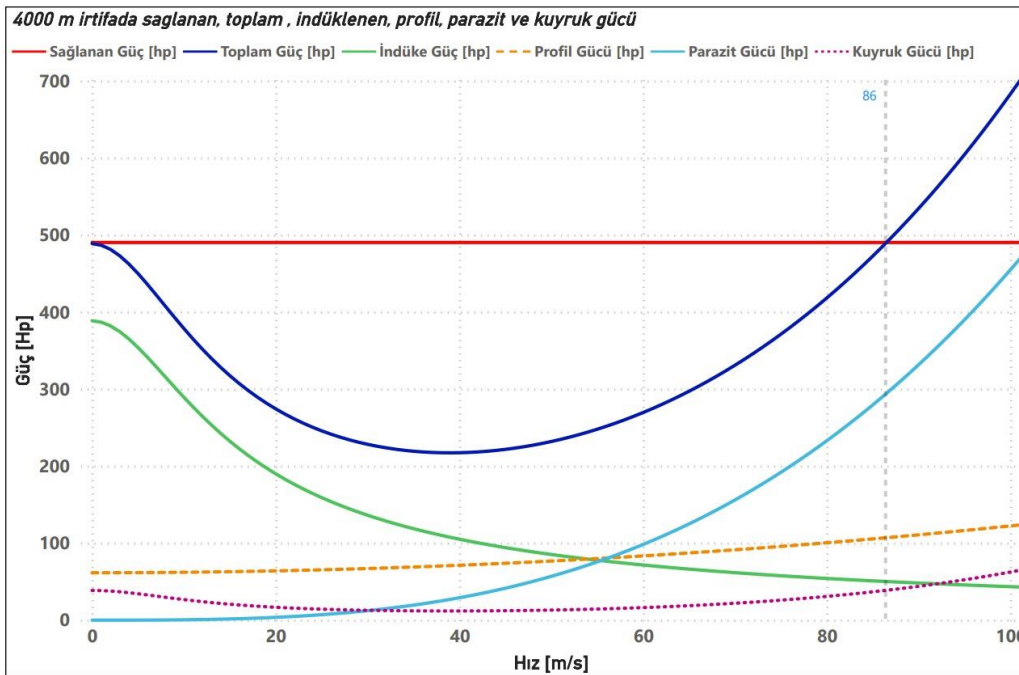
Kalkış durumunda zemin etkisi dışında askıda uçuşuna benzer olarak hesaplanmaktadır ve sadece tasarım isterinde verilen yükseklik (2000 m) seçilmiştir.

6.4.3.3 Tırmanış Hesapları

Tasarım isteri hedefi kısmında düşey tırmanma hızı aracın amacına uygun olarak belirtilmiş ve gerekli hesaplamalar yapılmıştır. Düşey tırmanma uçuşu ile helikopter için bir ileri uçuş hızı belirlenmiştir. Tırmanma uçuşunda ileri hızdan kaynaklı gövde sürüklemesini en aza indirmek için gerekli olan parazit gücü hesaplanmıştır. Tırmanma uçuşu ileri uçuş durumuna benzemektedir ancak ayrıyeten tırmanma gücü hesaplanmıştır.

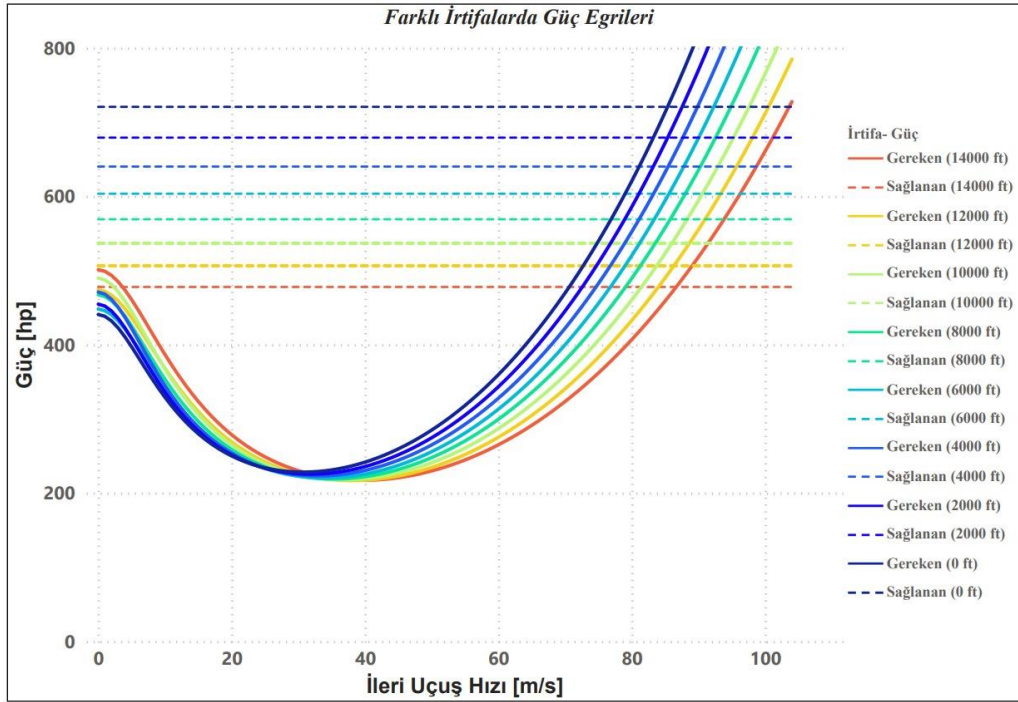
6.4.3.4 Seyir Uçuş Hesapları

Seyir uçuş hesapları ileri uçuştan kaynaklanabilecek gövde parazit kuvveti ve sürüklenme katsayısı, ISA+20 koşullarında ve helikopter için 7 derece gövde hücum açısında HAD analiz programları kullanılarak hesaplanmıştır. Analiz programı aracılığı ile akışla temas eden yüzey alanı da belirlenmiştir ve ileri uçuş için geniş bir hız aralığında parazit gücü hesaplanmıştır. Daha sonra geniş bir ileri hız aralığında indüklenmiş güç, profil gücü ve kuyruk güçleri hesaplanmıştır. İleri uçuşta parazit gücü helikopterin ileri hızı ile doğru orantılı şekilde artmaktadır. İleri uçuş durumunda indüklenmiş güç hesaplanırken ana rotorun sağlaması gereken kuvvet helikoptere yerçekiminden dolayı etkiyen ağırlık kuvveti ile gövdede meydana gelen sürüklenme kuvvetinin bileşkesi olarak dikkate alınmıştır. Gidiş ve dönüş uçuşları için aynı hesaplamalar tekrar edilmiştir.



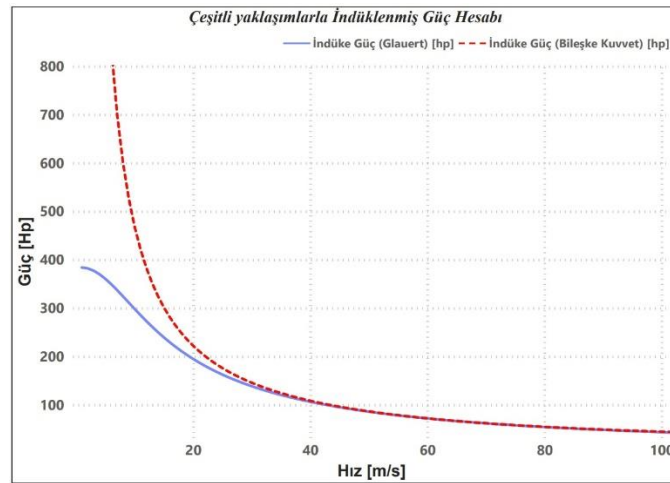
Şekil 6.4.5: 4000 m İrtifada İleri Uçuş Güç Gereksinimi

Düşük hızlarda indüklenmiş güç daha baskın olacağından dolayı deniz seviyesinde gereken güç daha düşük olmaktadır. Ancak ileri hız arttıkça parazit gücü daha etkili olacaktır ve bu da yoğunluğun daha yüksek olduğu (daha alçak irtifalarda) deniz seviyesinde gereken gücün artmasına neden olacaktır. İleri hız için belirli bir seviyeden itibaren ileri hız arttıkça gereken güç irtifayla ters orantılı olarak azalacaktır. Aynı zamanda irtifa arttıkça motor tarafından sağlanan güç de azalan hava taneciklerinden dolayı azalmaktadır.



Şekil 6.4.6: İrtifa ve Güç değişimi

İndüklenmiş hız belirlenirken ayrıca Glauert'in "yüksek hız" yaklaşımından ve çözüm için Ceyhan'ın iteratif yaklaşımından yararlanılmıştır [8]. İleri hız/uç hız oranının 0.1' den büyük olduğu (20 m/s'den sonrası için) hız aralığında iki indüklenmiş güç yaklaşımı da neredeyse aynı değerleri vermektedir.



Şekil 6.4.7: Çeşitli Yaklaşımlarla İleri Uçuş İçin İndüklenmiş Güç Hesabı

6.4.3.5 Alçalma Hesapları

Alçalma durumu da tırmanmaya benzer şekilde belirli bir ileri hızla gerçekleştirilmiştir. İleri uçuştan kaynaklı parazit güç hesabı tahmini bir ıslak alan üzerinden yapılmıştır.

6.4.3.6 İniş Hesapları

İniş durumu da kalkış ile aynı hesapları içermektedir. Zemin etkisi dışında askı uçuşu şeklinde hesaplamalar yapılmıştır.

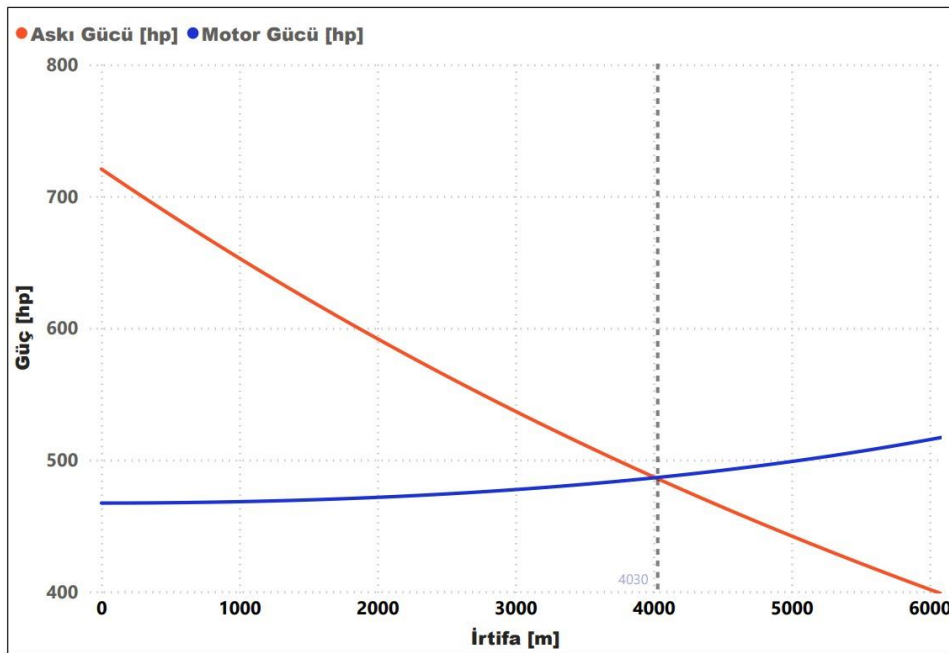
6.4.3.7 Kuyruk Gücü Hesapları

Kuyruk gücünün hesaplanması için önce ana rotor gücü hesaplanmalıdır. Kuyruk itkisi ana rotorun gövdede meydana getirdiği dönme momentini dengeleyecek seviyede olmalıdır. Toygarın tasarımında anti-tork düzeneği olarak kanallı fan ya da bilinen adıyla “Fenestron” tipi kuyruk rotoru kullanılmıştır. Hesaplamalar ilk olarak geleneksel kuyruk rotoru üzerinden yapılmıştır ve daha sonra gerekli itkiyi üretmek için kanallı fan tipi kuyruk rotorunun %30 daha az güç gerektirdiği varsayılmıştır [4].

6.4.4 Nokta Performans Hedefleri

6.4.4.1 Askı Tavanı

Bir helikopterin askıda kalması o helikopterin belirli bir irtifada ileri hareket etmeden ve irtifa kaybetmeden durabilme yeteneğini ifade eder. Askıda kalmayı sağlayabilmek için helikopterin yerçekimi etkisini yenmesi için gereken indüklenmiş güç, ana rotora gerekli dönme hızını veren profil gücü ve helikopterin dengede kalmasını sağlayan kuyruk gücü hesaplanmıştır. Maksimum askı tavanının bulunabilmesi için deniz seviyesinden itibaren 4030 m yüksekliğe kadar askıda kalma gücü hesaplanmış ve artan yükseklik ile (ISA+20°C sıcaklık koşullarında) ters orantılı olarak azalan motor gücünün askıda kalma gücünü karşılayabildiği son nokta askı tavanı olarak belirlenmiştir. Şekil 6.4.5'teki grafikten görüleceği üzere 4030 m irtifaya kadar askı gücü sağlanabilmektedir.



Şekil 6.4.5: İrtifaya Göre Askıda Kalma Gücü ve Sağlanan Güç Karşılaştırması

6.4.4.2 Azami Seyir Hızı

Helikopterin azami hızı belirli irtifada brüt ağırlık altında gerekli güç ve sağlanabilen güç eğrilerinin kesişmesinden elde edilir. Azami hız belirlenirken ilerleyen pala ucundaki Mach sayısının $M=0,85$ değerini aşmamasına özen gösterilmiştir. Helikopterin servis tavanı olan 13000 ft irtifadaki ses hızı da dikkate alınarak azami hız 309,6 km/s olarak belirlenmiştir.

6.4.4.3 Menzil

Menzil aşağıda verilen formül aracılığı ile hesaplanabilir [4]:

$$R = \frac{V \times WF}{SFC \times P}$$

Toygar verilen koşullarda, en iyi menzil hızı ile 620 km menzile sahiptir.

6.4.4.4 Havada Kalma Süresi

Havada kalış aşağıdaki denklem aracılığı ile hesaplanabilir [4]:

$$t = \frac{WF}{SFC \times P}$$

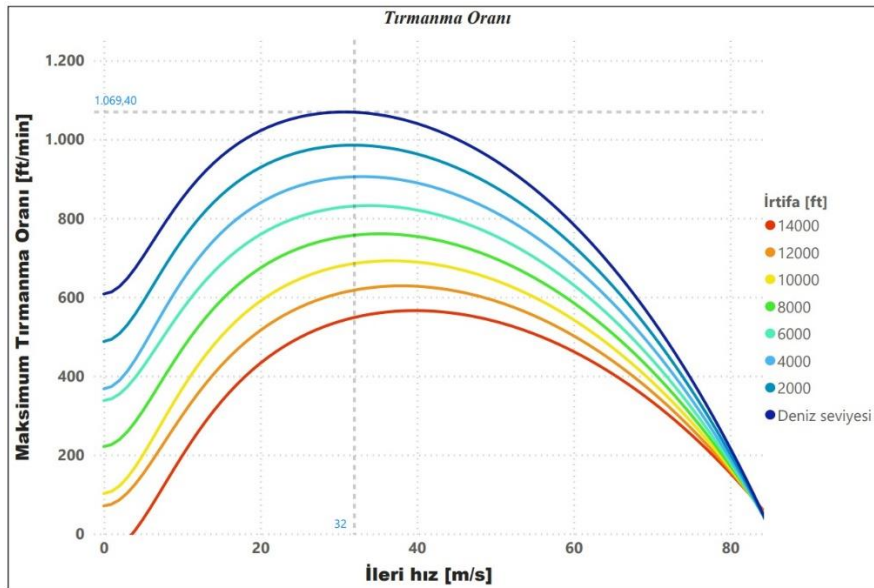
Toygar verilen koşullarda azami hız ile 3,6 saat havada kalabilmektedir. Havada kalış süresi tüketilen gücün minimum olduğu seviyede en yüksek değerini alır.

6.4.4.5 Tırmanma ve Alçalma Hızları

İleri uçuşta tırmanma veya alçalma oranı aşağıdaki denklem aracılığı ile hesaplanabilir [4]:

$$V_c = \frac{P - P_{level}}{T} = \frac{\Delta P}{T}$$

Burada P_{level} verilen hız ve itki kuvveti altında seviye uçuşundaki gerekli güçtür ve ΔP artık kullanılabilir güçtür.



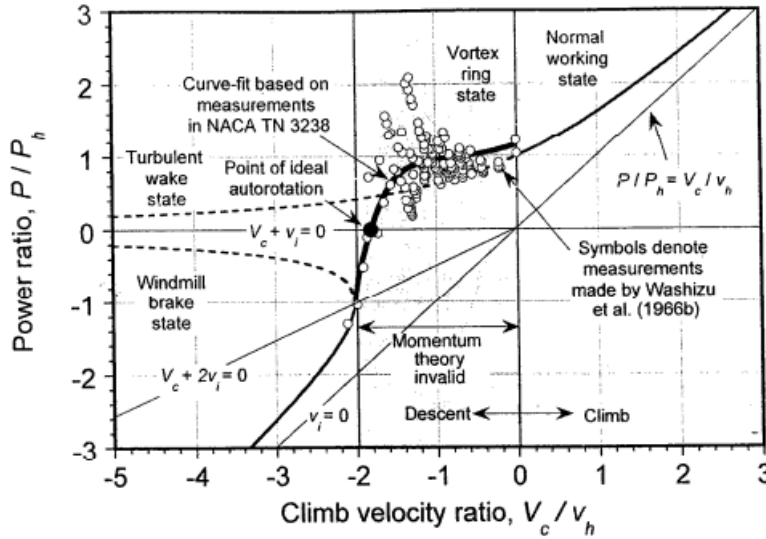
Şekil 6.4.9: Brüt Ağırlıkta İrtifaya Bağlı Olarak Tırmanma Oranı

Şekil 6.4.8'de görüleceği üzere deniz seviyesinde askı halindeki tırmanma oranı 5,43 m/s olarak hesaplanmıştır.

6.4.4.6 Otorotasyon Kabiliyeti

Otorotasyon basitçe, helikopteri motor gücü olmaksızın pallerde toplanmış olan dönüş enerjisi yardımıyla bir miktar kaldırma kuvveti sağlayarak yumuşak şekilde bir iniş gerçekleştirme olarak da tanımlanabilir. Otorotasyon değerlendirmesi Leishman referans alınarak düşey uçuş için yapılmıştır.

Evrensel güç eğrisi üzerinde güç oranının (P/P_h) sıfıra eşit olduğu tırmanma hız oranı değeri düşey uçuş için kusursuz oto rotasyon durumudur. Gerçekçi bir yaklaşım ile tırmanma hız oranının -1.85 ile -1.9 değerleri arasında olması beklenmektedir [4].



Şekil 6.4.10: Evrensel Güç Eğrisi, Leishman [4]

6.4.5 Güç Sistemlerinde Beklenen Kayıplar

Motor gücü, aşağıdaki nedenlere bağlı olarak bazı kayıplara uğrar.

Parçacık ayırıcı nedeniyle motor girişinde oluşan basınç kaybından kaynaklı güç kaybı: Bu kısımda kaybedilen gücün tipik değeri toplam gücün %4'ü ile %9'u arasındadır. Parçacık ayırıcıdan kaynaklanan hatalar tasarlanan hava aracının kullanım yerine göre sürekli olarak değişmektedir. Tasarımın kullanım yerindeki ortalama değerler hesaplandığında motor gücündeki ortalama kaybımız %6,5 olarak hesaplandı.

Sürtünmeye bağlı olarak oluşan egzoz arkası basınçtan kaynaklı güç kaybı: Bu kısımda kaybedilen gücün tipik değeri toplam gücün %1'i ile %2,5'si arasındadır. Bununla birlikte akışın kütle debisine ve aynı zamanda yüksekliğe de bağlı olarak sürekli değişmektedir. Biz bu hesabımızda maksimum çalışma gücünü ve olası zirve koşullarını hesaplayarak olası çıkacak problemlerin önüne geçmek için güç kaybımızı %2,5 olarak hesaplandı.

Kanal sürtünmesinden kaynaklı motor girişinde oluşan basınç kaybından kaynaklı güç kaybı: Bu kısımdaki kayıpların tipik değeri toplam gücün %1'i ile %3'ü arasındadır. Sürtünmeden kaynaklı bir kayıp olduğu için farklı uçuş şartlarında bu kayıp da değişmektedir. Fakat durum ne olursa olsun bu kayıptan kaçınamayacağımız için biz burada maksimum kaybı ele aldık bu da %3 olarak hesaplandı.

Kuyruk pervanesinde azaltılmış uç girdap kayıpları: Bu kayıp kuyruk pervanesinin sonunda oluşan bir çeşit hava akımından dolayı oluşan kayıptır. Tasarladığımız kuyruk pervanesi tasarımı ile bu kayıp minimum değere ulaştırılmıştır.

Dolayısıyla motorda ve aksamda oluşacak kayıplar önceden hesaplanarak tahmini bir kayıp değerleri oluşturulmuştur. Bu kayıp değeri oluşturulurken oluşacak bütün kayıpların ve maksimum durumlar göze alınarak, Maksimum bir kayıp değeri oluşturulmuştur. Bu kayıp değerimiz ise %11 olarak hesaplanmıştır.

6.5 Helikopter Aerodinamik Özellikleri

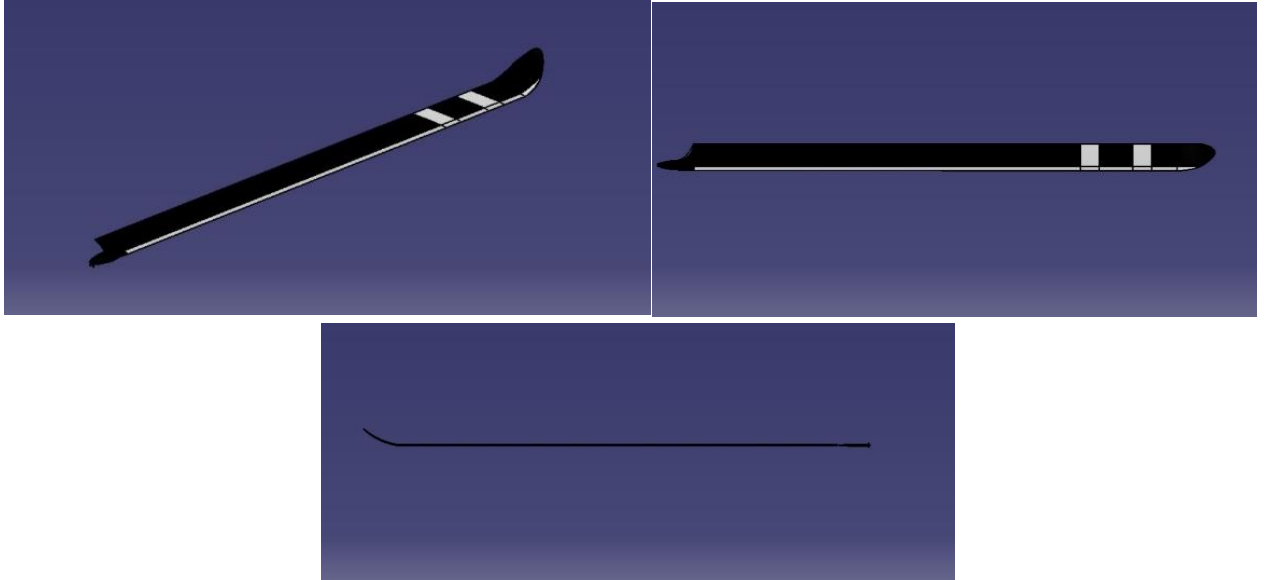
6.5.1 Ana Rotor Aerodinamik Özellikleri

Helikopter ve uçakların uçuş prensipleri temelde aynıdır. Uçaklarda tutunma kuvveti elde edebilmek için kullanılan kanatlar uçak gövdesine bağlı olduğu için sabittir. Fakat helikopterde döner kanat yani pervane kullanılır. Pervane iki ya da daha fazla palden meydana gelir. Helikopterin rotoru palleri döndürür. Paller hava içinde hareket ettikleri için üst yüzeylerinde alçak basınç, alt yüzeylerinde ise, yüksek basınç oluşur. Bu basınç farkı taşıma kuvvetini meydana getirir. Taşıma kuvveti, pallerin devir sayısı ve hücum açısı pilot tarafından değiştirilerek kontrol edilebilir. Tasarımımızda ana rotor kanatları için ekibimiz tarafından geliştirilen ve Şekil 6.5.1’de gösterilen kanatlar kullanılmıştır.



Şekil 6.5.1: Toygar da Kullanılan Ana Rotor Kanatları

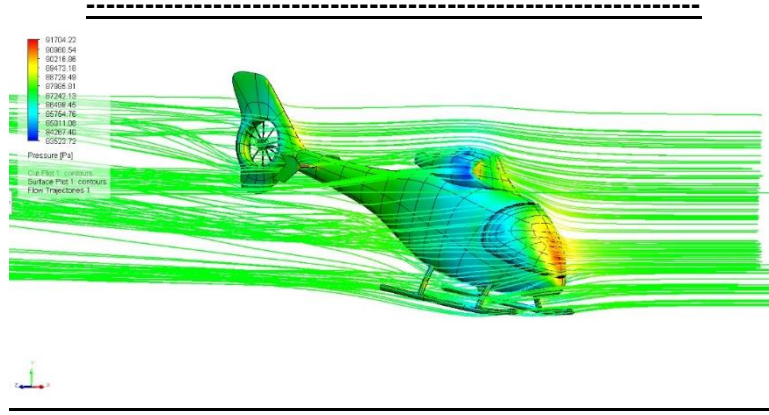
Gürültü, palin dönerken oluşturduğu girdaplara arkadan gelen diğer palin çarpmasıyla oluşmaktadır. Bu sebeple gürültüyü azaltmak için, oluşan girdapların şiddetinin azaltılması, pallerin girdaplara doğrudan temasının önlenmesi gibi durumlar üzerinde geliştirmeler yapılabilir.



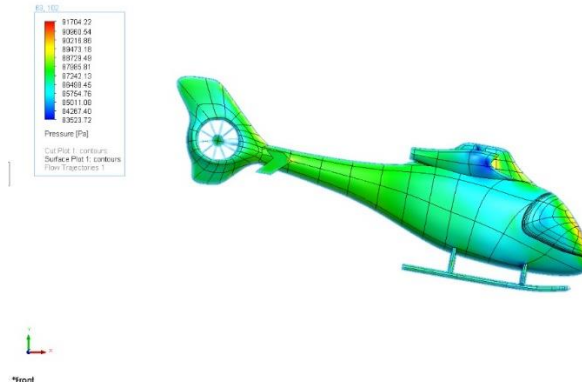
Şekil 6.5.2: Pal Yapısı

6.5.2 Gövde Aerodinamik Özellikleri

Helikopterin merkezi bölümü olan gövde, uçuş sırasında oluşan kuvvetlere dayanması gerektiğinden güçlü ve aerodinamik olmalıdır. Uçuş sırasında helikopter üzerinde gerilim, sıkıştırma, eğilme, kesme ve burulma olmak üzere beş farklı stres faktörü etki eder. Bu gerilmelerin kaynağı hava direnci kuvvetidir ki sürüklenme olarak bilinir. Gövde ne kadar iyi düzenlenirse sürüklenme o kadar az olur. Gövdenin, özellikle yüksek hızlı ileri uçuşta, toplam sürüklenmenin büyük bir kısmından sorumlu olduğu açıktır. Daha az sürüklenme, daha yüksek hızlar, daha uzun menzil ve daha az operasyonel maliyet anlamına geldiğinden gövde tasarımlarının CAD çizimleri analiz programlarına sokularak CFD analiz sonuçları elde edilmiştir. Elde edilen bu sonuçlar ışığında akım ayrılmaları ve basıncın arttığı bölgeler tespit edilmiş ve gerekli optimizasyonlar yapılmıştır.



Şekil 6.5.3: Toygar Gövde Sürüklenme Analizi

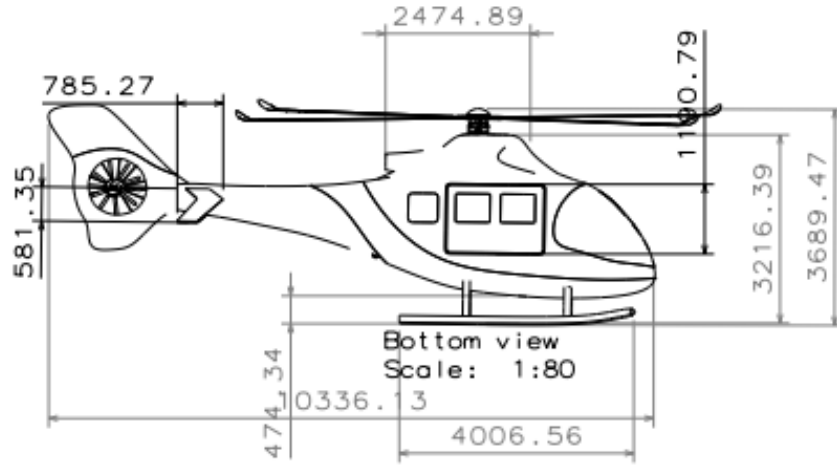


Şekil 6.5.4: Toygar Basınç Dağılımı

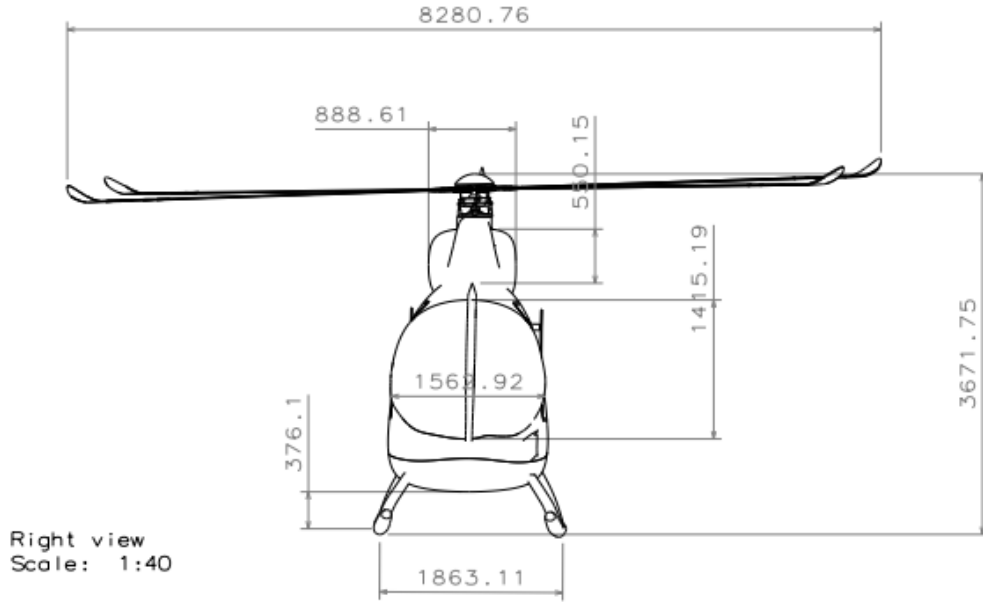
6.6 Boyutlandırma ve Malzeme Seçimi

6.6.1 Gövde Boyutlandırması

Gövde boyutlandırması yapılırken içerisinde 1 yaralı, 2 hastahane personeli ve 1 pilotun olacağı mürettebat dışında alt sistemlerin hacmi, aviyonik sistemler, helikopterin yanlarında bulunan kanatlar gibi parametreler göz önünde bulundurulmuştur.



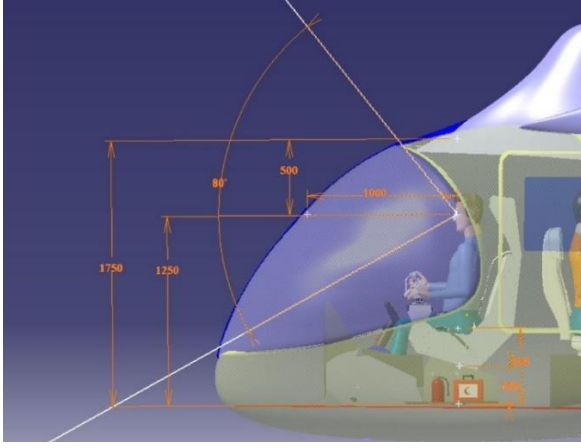
Şekil 6.6.1: Toygar-2 Yandan Görünüm



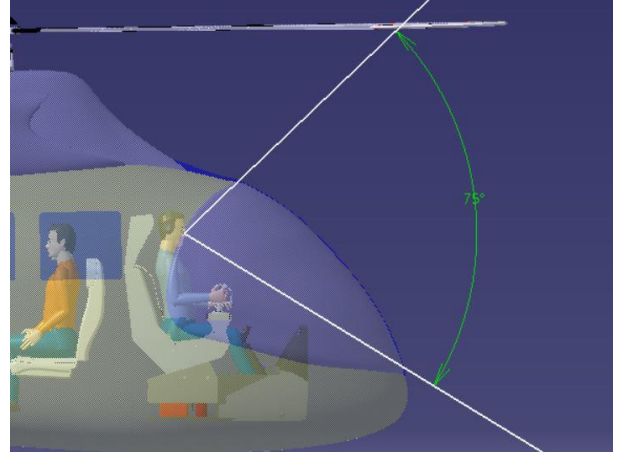
Şekil 6.6.2: Toygar Önden Görünüm

6.6.2. Kokpit Boyutlandırması

Kokpit boyutlandırması havacılık sektöründe önemli bir yere sahiptir. Dünya genelinde pilot boyutları göz önüne alındığında ortalama antropometrik verilere göre kokpit tasarımı yapılmıştır. Kokpit tasarımı yapılırken CATIA programının Human Builder opsiyonundan istifade edip insan figürü eklenmiştir. Böylelikle en uygun yapıda kokpit tasarımı ve en ergonomik yapıda tasarlanmıştır.



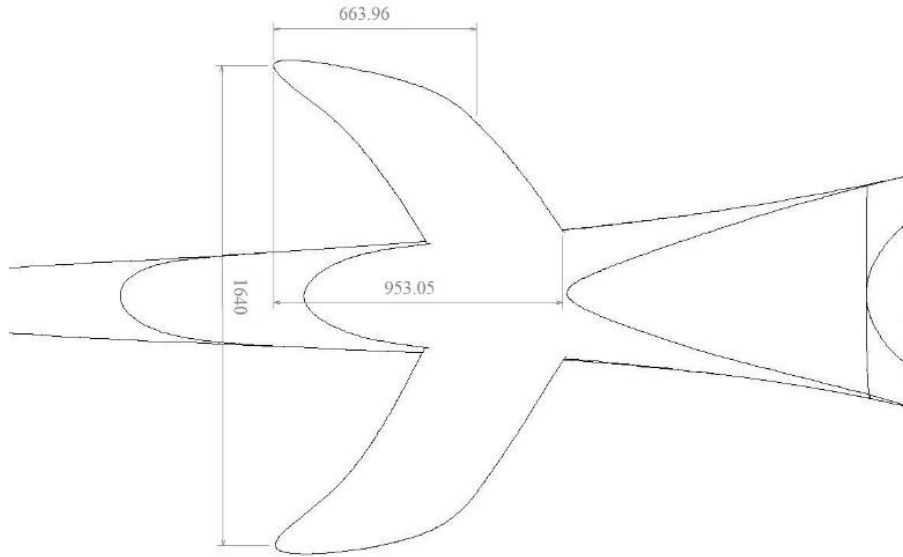
Şekil 6.6.3: Kokpit Boyutlandırması



Şekil 6.6.4: Pilot Görüş Açısı

6.6.3. Stabilizatör Boyutlandırması

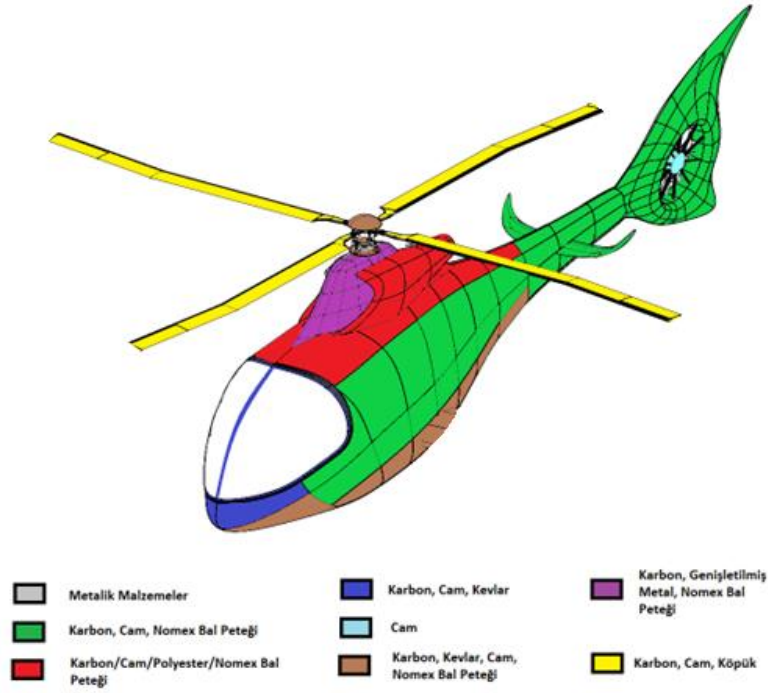
Kuyruk konisine de yatay olarak stabilizatör (sabit kanatlar) yerleştirilmiştir. Döngüsel ileriye yerleştirildiği zaman helikopterin burnu inip hızı artıp irtifası düşmektedir. Döngüsel geriye yerleştirildiği zaman ise helikopterin burnu yukarı çıkıp hızı düşüp irtifası artmaktadır. Ancak helikopter denge durumuna ulaştığı zaman yatay stabilizatör sürüklemeyi azaltmak için helikopterin hızasını düzeltmektedir.



Şekil 6.6.5: Toygar Yatay Stabilizatör Boyutlandırması

6.6.4. Malzeme Seçimi ve Maliyet Kestirimi

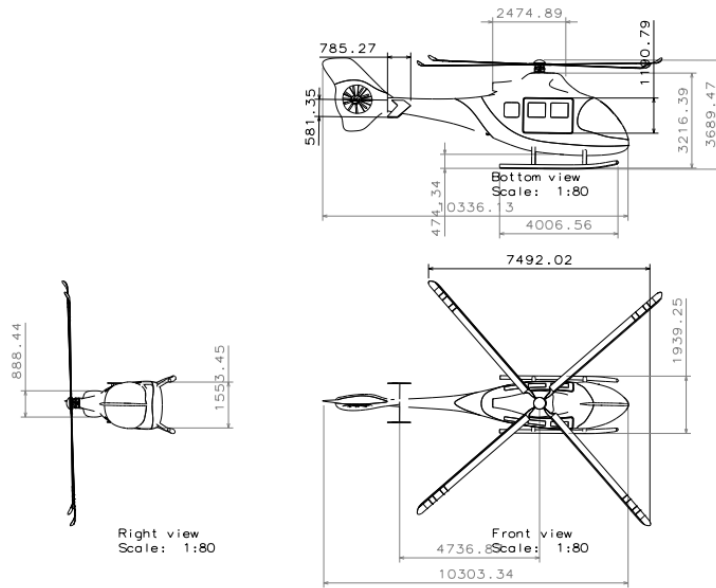
Helikopter gövdesi ve ana rotoru için malzeme seçimi yapılırken çoğunlukla kompozit malzeme kullanılmıştır. Gövde, ana rotor ve kuyruklarda kullanılan malzemeler Şekil 6.6.6’da gösterilmiştir.



Şekil 6.6.6: Gövde, Ana Rotor ve Kuyruklarda Kullanılan Malzemeler

6.7. Harici Ölçüler

Toygar-2 'ye ait bütün harici ölçüler teknik resim üzerinde gösterilmiştir.



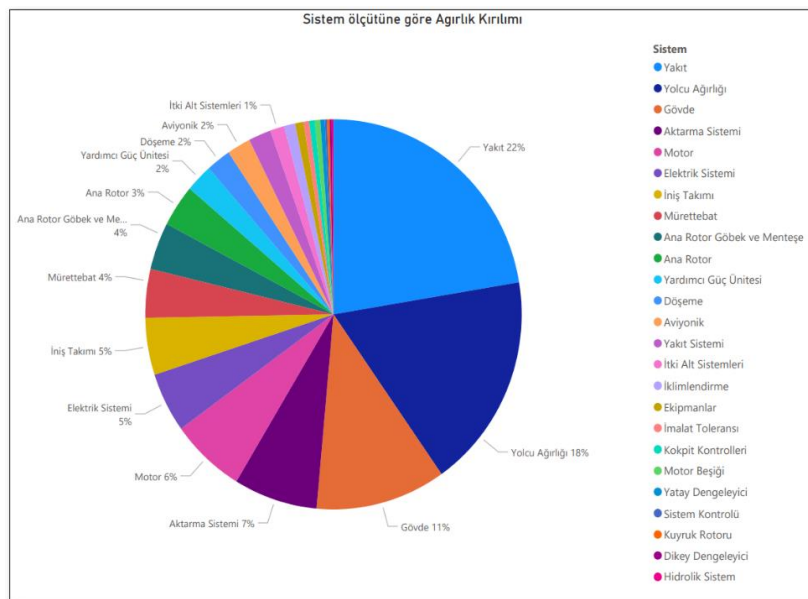
Şekil 6.7.1: Bütün Harici Ölçüler

6.8. Ağırlık Kırılımı

Helikopter alt sistemleri için ağırlık kestirimi yapılırken kaynak olarak Prouty kullanılmıştır [13]. Daha önce yapılan ön ağırlık kestirimi aracılığı ile bazı parametreler belirlenmiştir ve Prouty'nin sunduğu denklemler ile yapılan alt sistem ağırlık kestiriminden sonra CAD programı aracılığıyla tasarım aşamasına geçilmiştir. CAD programında yapılan tasarımın ardından bazı alt sistemler için programdan elde edilen hacim bilgileri ve seçilen malzemenin yoğunluğu çarpılarak gerçek ağırlık değeri elde edilmiştir.

Tablo 6.8.1: Helikopter Ağırlıkları

Sistem	Ağırlık (lb)	Ağırlık (kg)
Ana Rotor	171.23	77.78
Ana Rotor Göbek ve Menteşe	193.26	87.74
Kuyruk Rotoru	9.68	4.39
Yatay Dengeleyici	18.65	8.46
Dikey Dengeleyici	9.59	4.35
Gövde	550	249.7
İniş Takımı	233	105.782
Motor Beşiği	23.28	10.56
Motor	314.97	143
İtici Alt Sistemleri	59.56	27.04
Yakıt Sistemi	95.2	43.22
Aktarma Sistemi	288.28	130.88
Kokpit Kontrolleri	23.68	10.75
Sistem Kontrolü	10.13	4.59
Yardımcı Güç Ünitesi	114.53	52
Ekipmanlar	35.862	16.28
Hidrolik Sistem	6.98	3.16892
Elektrik Sistemi	172.73	78.42
Aviyonik	100	45.4
Döşeme	103.78	47.11
İklimlendirme	47.37	21.5
İmalat Toleransı	23.68	10.75
Yakıt	925.11	420
Yolcu Ağırlığı	881.05	400
Mürettebat	198.23	90
Toplam	4609.832	2092.871



Şekil 6.8.1: Ağırlık Kırılımları

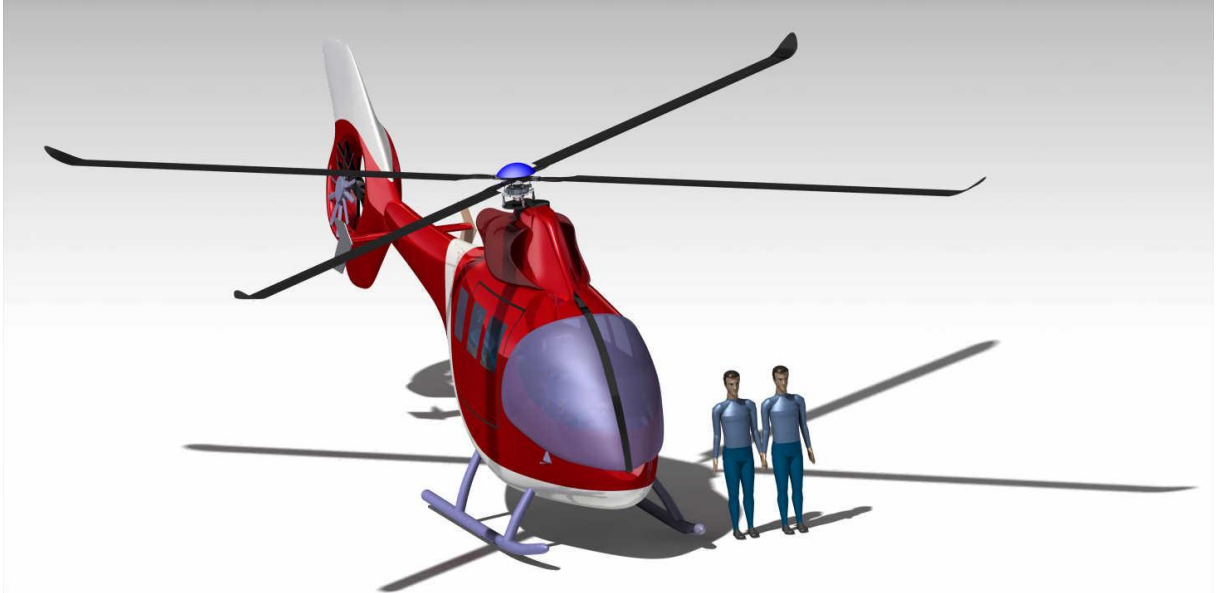
6.9. Faydalanılan Bilgisayar Programları

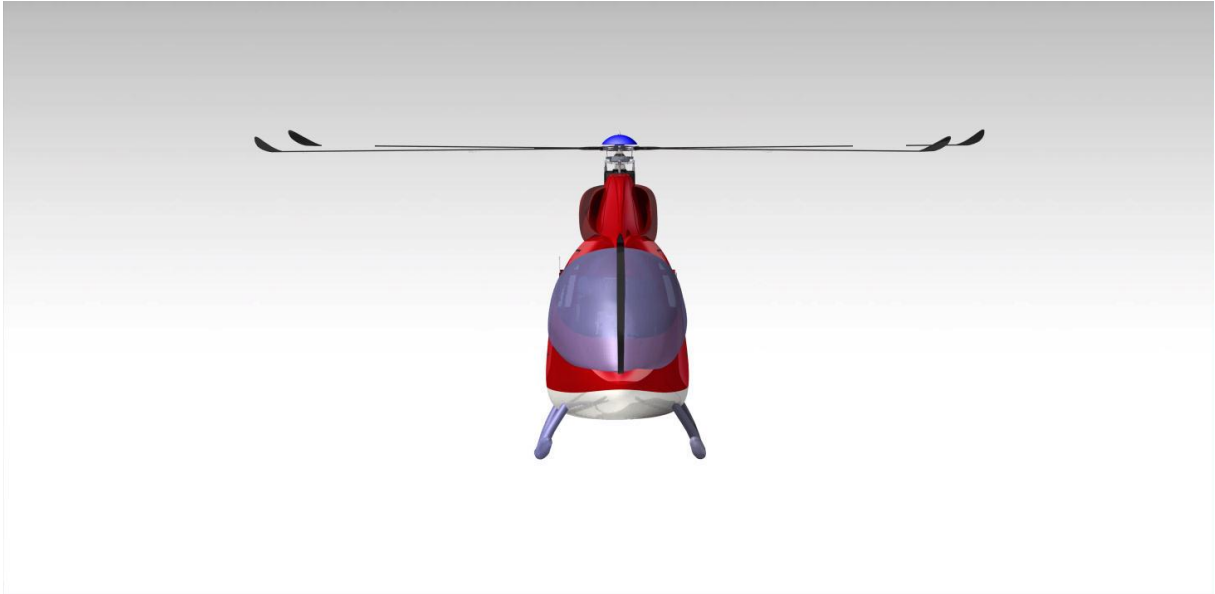
Proje önerisinin tasarımında mühendislik tasarım ve hesaplama programlarından faydalanılmıştır.

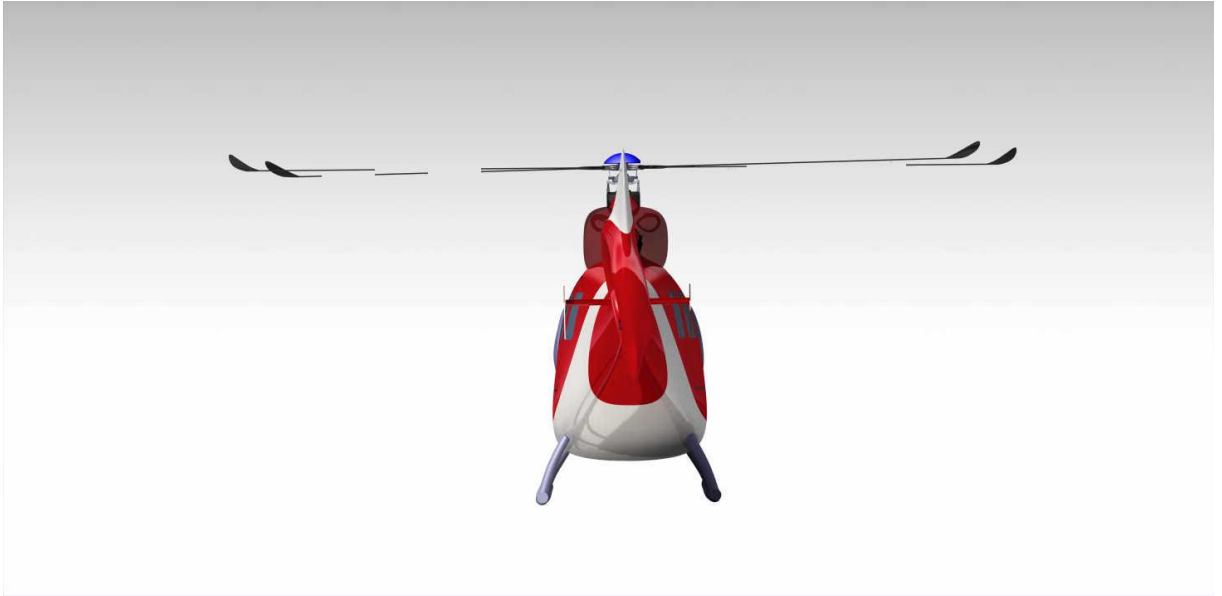
- SolidWorks
- Catia
- Ansys
- Flo EFD
- MatLAB
- Power BI
- Excel Hesaplama Modülü

7. Görseller

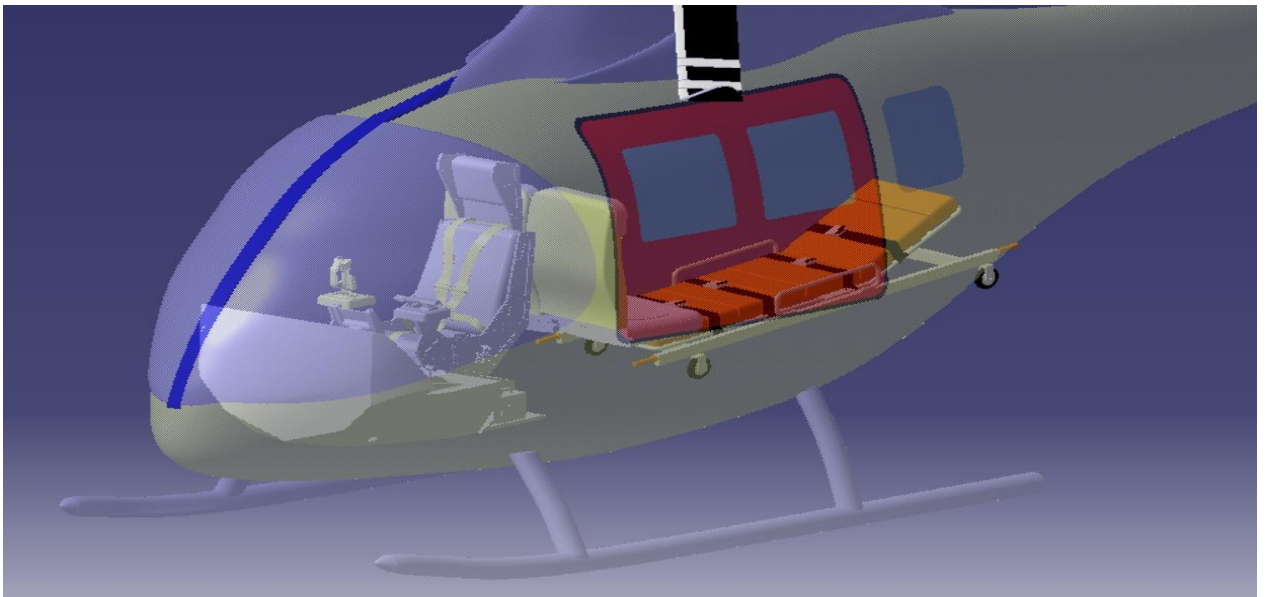
Toygar Farklı Açılardan Çekilmiş Görseller

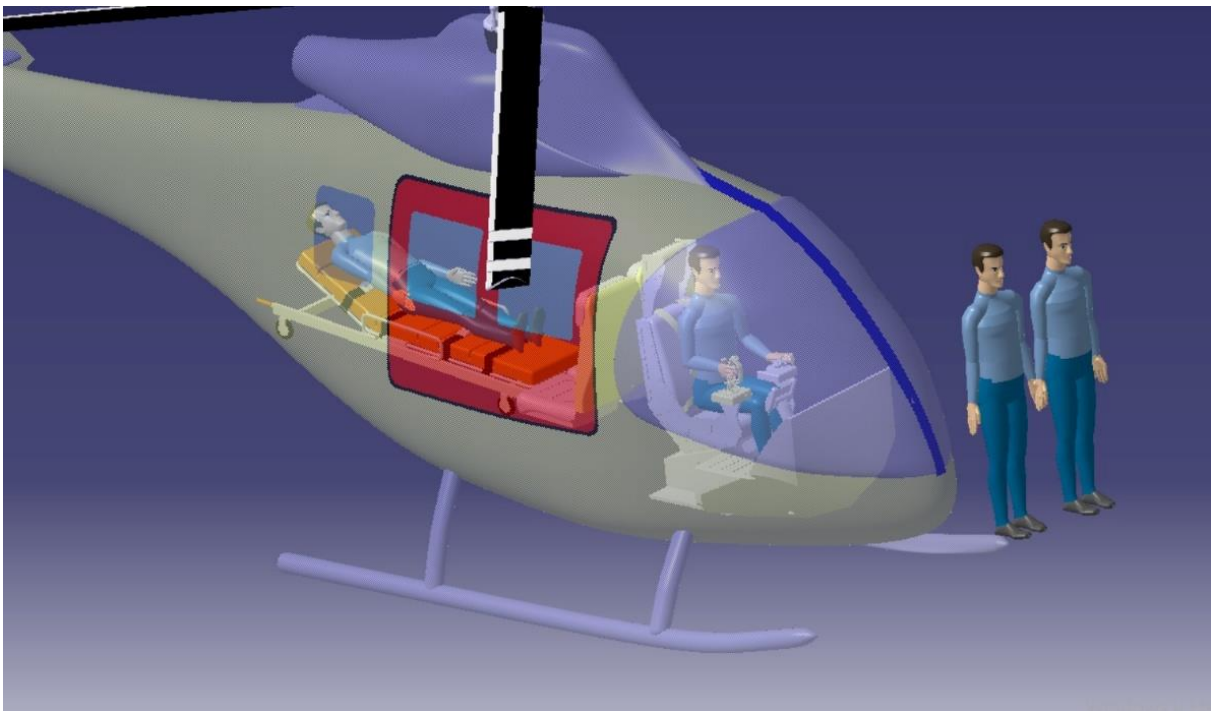
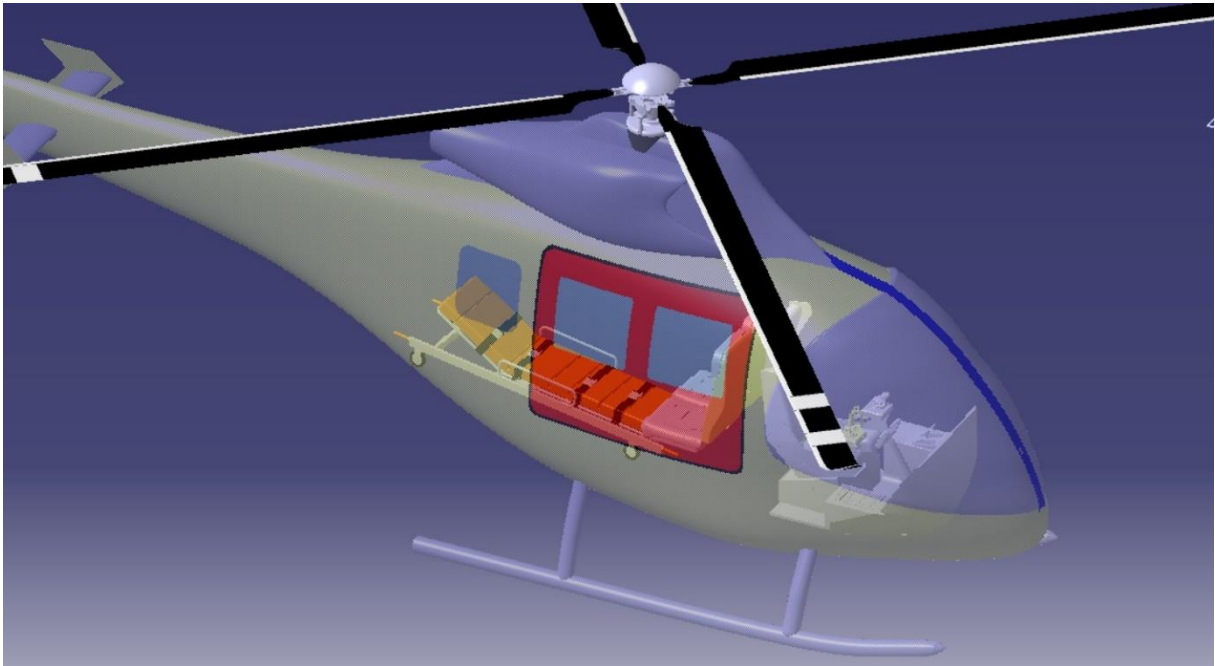


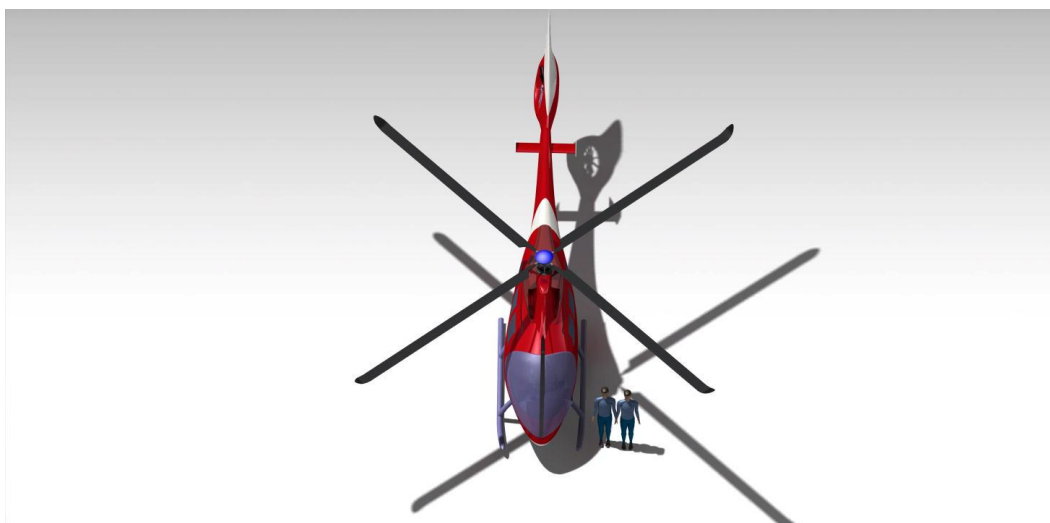




Kabin İi Tasarım Görselleri



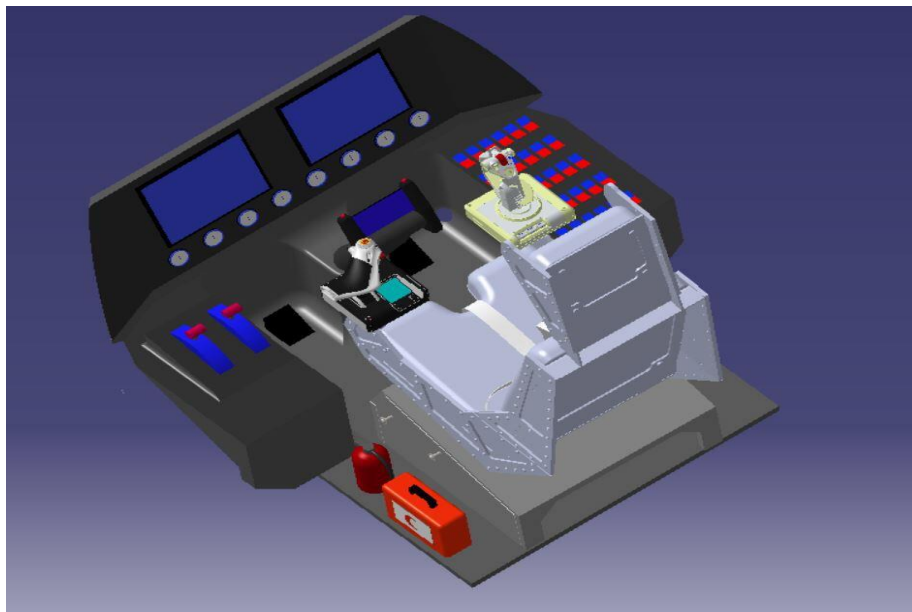


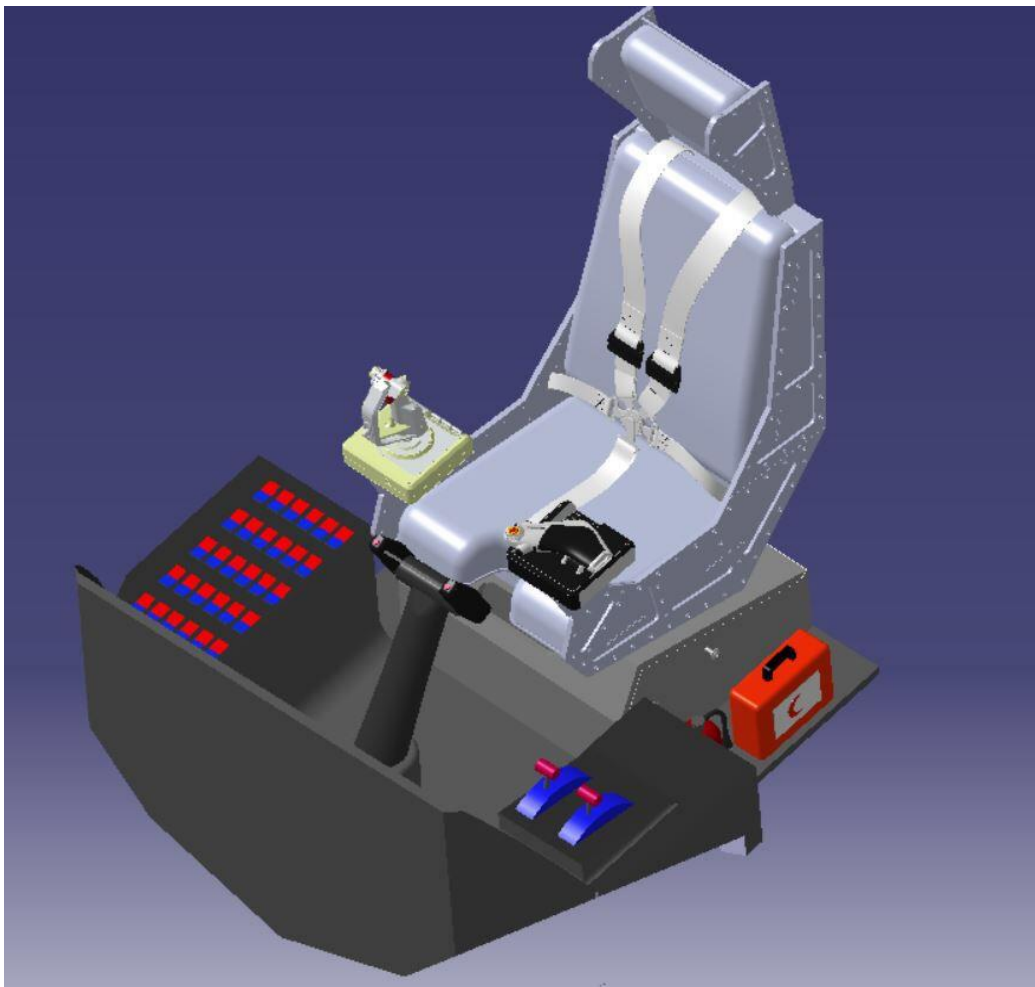
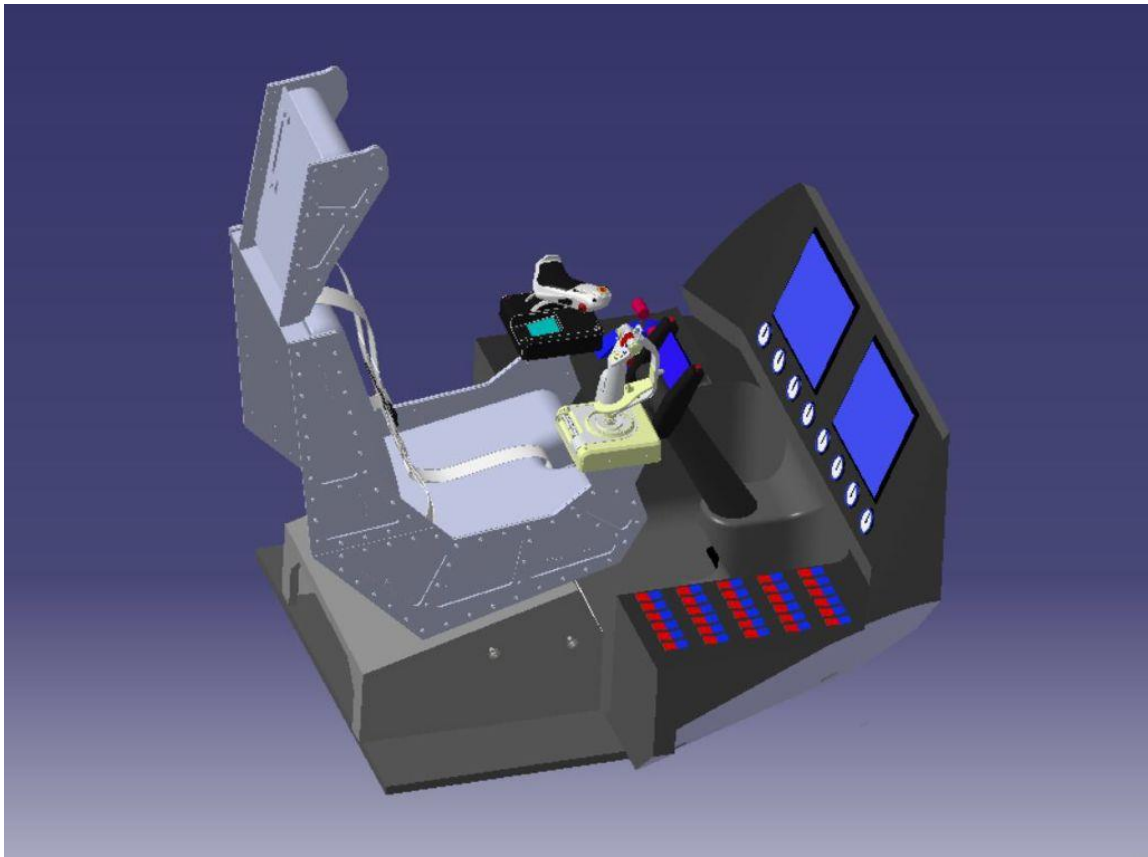


Egzoz Temel Tasarım Görselleri



Kokpit İi Tasarım Görselleri





8. Kaynakça

1. Keith J. Nisbett, Richard G. Budynas (9th Edition). Shingley's Mechanical Engineering Design. McGrawhill Education
2. R.W. Prouty (1988). More Helicopter Aerodynamics, Phillips Pub Co.
3. Brahmananda Panda, Inderjit Chopra (1986). Dynamic Stability of Hingeless and Bearingless Rotors In Forward Flight. Center for Rotorcraft Education and Research, Department of Aerospace Engineering. University of Maryland, College Park, MD 20742, U.S.A.
4. Leishman, J. G. (2006). Principles of helicopter aerodynamics. Cambridge: Cambridge University Press.
5. U.S. Department of Transportation (2000). Rotorcraft Flying Handbook. Federal Aviation Administration.
6. A.H. Bozkurt, A. Can, M. Yılmaz (2019). İniş Takımları Oleo Pnömatik Şok Emicisinin Farklı Orifis Tasarımlarındaki Performans Analizi. Danışman: Doç. Dr. Mesut KIRCA
7. M.H. Yılmaz, 2011: BİR DÜŞÜK REYNOLDS SAYILI QUADROTOR PERVANESİNİN DİZAYN PARAMETRELERİNİN VE OPTİMUM DEĞİŞKENLERİNİN BELİRLENMESİ. Tez Danışmanı Prof. Dr. Aydın MISIRLIOĞLU.
8. A. Ceyhan, 2011: UNMANNED HELICOPTER PRE-DESIGN AND ANALYSIS. Tez Danışmanı Prof. Dr. Vedat Z. Doğan.
9. U.S. Army Material Command (1976). Engineering Design Handbook. National Technical Information Service
10. Seddon, J. M., & Newman, S. (2011). Basic helicopter aerodynamics. Chichester, West Sussex, UK: Wiley.
11. Haris F. D., Scully, M. P., 1997. Rotorcraft Cost Too Much, Journal of the American Helicopter Society.
12. İbaçoğlu H., 2006: HELİKOPTER ÖN TASARIM OTOMASYONU. Tez Danışmanı: Prof. Dr. Süleyman TOLUN.
13. Prouty, R. W. (2005). Helicopter performance, stability and control. Malabar: Krieger.
14. Thomas F. Geyer (2016). Silent Owl Flight: The effect of the Leading Edge Comb on the Gliding Flight Noise. Brandenburg University of Technology Cottbus – Senftenberg.
15. Jeff Hirsch (2019). From ERATO Basic Research to the Blue Edge TM Rotor Blade.

Pazar Araştırması

16. <https://www.easa.europa.eu/downloads/7801/en>
17. <https://www.aselsan.com.tr/tr/inovasyon/haber-detay/dunyada-ve-turkiyede-5g-yayilim-planlari-ve-pazar-analizi-7733>
18. <https://www.aa.com.tr/tr/ekonomi/turk-savunma-sanayisi-asya-pasifik-pazari-icin-filipinlere-gidiyor/2569131>
19. <https://kriterdergi.com/ekonomi/yeni-ekonomi-modeli-ve-yukselen-asya-ile-ekonomik-iliskiler>

20. <https://www.mfa.gov.tr/dogu-asya-ve-pasifik-ulkeleri-ile-iliskiler.tr.mfa#:~:text=Ülkemiz%2C%20Asya%20İşbirliği%20Diyaloğu%20>
21. https://www.sbb.gov.tr/wp-content/uploads/2020/04/HavaAraclariUretimi_ve_BakimOnarimiCalismaGrubuRaporu.pdf
22. <https://www.mordorintelligence.com/industry-reports/asia-pacific-offshore-helicopters-market>
23. <https://www.reportlinker.com/p06028512/Asia-Pacific-Helicopters-Market-Growth-Trends-COVID-19-Impact-and-Forecasts.htm>

9. EK

Hub Tasarım Videosu: <https://youtu.be/CSbkRNUjX0>

Helikopter Pervane Tasarımı: <https://www.youtube.com/watch?v=iyHdYwZOMkM>

Ağırlık Hesaplama Kodları

```
clc;
clear ;
format long
%% Helikopter Verileri
R=16.404; % Ana rotor yarıçap [ft]
b=14.43; % Ana rotor span uzunluğu [ft]
c=0.82; % Ana rotor veter uzunluğu [ft]
Rtr= 1.64; % Kuyruk rotor yarıçap [f]
ctr= 0.164; % Kuyruk rotor veter uzunluğu [ft]
Ntr=10; % Kuyruk rotor pal sayısı
soltr=(Ntr*ctr*0.3048)/(3.14159*(Rtr*0.3048)*(1+0.15)); % K.rotor katılık oranı
r_rs=41.8879; % Ana rotor [rad/saniye]
k_rs= (4144*2*3.14159)/60; % Kuyruk [rad/s]
r_rpm=400; % Ana rotor [devir/dakika]
m_rpm=23000; % Motor (devir/dakika)
g=32.185; % Yer çekimi ivmesi [ft/s^2]
AY=11.83 ; %Yatay Dengeleyeci Alanı [ft^2]
bY=5.41 ; % Yatay Dengeleyici Span [ft]
ARy= (bY^2)/AY ; % Yatay Dengeleyeci Açıklık Oranı
AD= 21.52 ; %Dikey Dengeleyeci Alanı [ft^2]
bD= 2.46; % Dikey Dengeleyici Span [ft]
ARD= (bD^2)/AD ; % Dikey Dengeleyeci Açıklık Oranı
Rt=1.64; % Kuyruk Rotoru Yarıçapı [ft]
TRhp=1563*0.85; % Aktarım Güç Oranı [hp]
Tailr_hp=120; % Kuyruk Gücü [hp]
GW=2200/0.454; % Tahmini Ağırlık [lb]
Ntbs=3; % Teker Bacak Sayısı
Wmotor=143/0.454; %Bir motorun ağırlığı [lb]
Nmotor=1; % Motor sayısı
Aislak=1.08*10.76; % Nasel ıslak alan [ft^2]
Nkd=1; %Kuyruk rotor dişlikutusu sayısı
Nad=1; %Ana rotor dişlikutusu sayısı
Nmd=1; %Motor dişlikutusu sayısı
Ntotal_d= Nkd+Nad+Nmd; %Toplam dişli kutusu sayısı

%Ağırlık Hesaplamaları [Prouty]
x=1;
while x==1
%Ana rotor palaları
WpA= 1*(0.026*((b*0.3048)^(0.66))*(c)*(R^(1.3))*((r_rs*R)^(0.67)));
J=(WpA*0.4535)*((R*0.3048)^2)*0.737562149; % (Ana Rotor Kanatlarının Atalet Momenti)
% Kuyruk rotor palaları
Wtr= 7.12*(((GW/1000)^(0.446))*(Rtr^1.62)*(soltr^0.66);
% Ana rotor Göbek ve Menteşe
WmM= 1*((0.0037*((b)^(0.28))*(R^(1.5))*((r_rs*R)^(0.43))...
*(((0.67*WpA)+((g*J)/(R^2)))^(0.55))));
```

```

%Yatay dengeleyici
WY= 1*((0.72*((AY)^(1.2))*(ARy^(0.32))));
% Dikey dengeleyici
WD= 1*((1.05*((AD)^(0.94))*(ARd^(0.53))*((Nkd)^0.71)));
% Gövde Ağırlığı
WFuselage=550;
%İniş Takımı
Wit= 1*(44*(((GW)/(1000))^(0.67))*((Ntbs)^(0.54)));
%Motor Beşiği
WN=1*(0.041*(((Wmotor^1.1)*(Nmotor^0.24))+(0.33*((Aislak)^(1.3)))));
%Motor kurulum
Wmot=Wmotor;
%İtke Alt Sistemleri
Wias=1*(2*((Wmot)^(0.59))*((Nmotor)^(0.79)));
%Yakıt Sistemi
WFuelS=1*(0.43*((1111)^(0.77))*((1)^(0.59)));
%Aktarma Sistemi
Was=13.6*(TRhp^0.82)*((m_rpm/1000)^0.037)...
*(((Tailr_hp/TRhp)*(r_rs/k_rs))^0.068)*((Ntotal_d^0.066)/(r_rs^0.64));
%Kokpit kontrolleri
WKK=11.5*((GW/1000)^0.4);
%Kontrol Sistemi
WKS=3.6*(b*(c^2.2)*(((r_rs*R)/1000)^3.2));
%Yardımcı Güç Ünitesi,
WAPP=114.53;
%Ekipmanlar
Wins=3.5*((GW/1000)^1.3);
% Hidrolik Sistem
Whid= 3.7*(b^0.63)*(c^1.3)*(((r_rs*R)/1000)^2.1);
% Elektrik Sistemi
Wel= 244.49;
%Aviyonik
Wav=100;
%Döşeme
WFE=13*((GW/1000)^1.3);
%İklimlendirme ve buzlanmaya karşı sistem
WACAT=8*(GW/1000);
%İmalat Varyasyonu
Wiv=4*(GW/1000);
%Yakit
WFuel=1101.32;
%Parali Yük
Wpay=881.05;
%Mürettebat
Wcrew=198.23;
WE=WpA+Wtr+WmM+WY+WD+WFuselage+Wit+WN+Wmot+Wias...
+WFuelS+Was+WKK+WKS+WAPP+Wins+Whid+Wel+Wav+WFE+WACAT+Wiv; % Boş Ağırlık
MTOW=WE+WFuel+Wpay+Wcrew; % Azami Kalkış Ağırlığı
Abs_hata= abs(MTOW-GW)/MTOW*100;
if Abs_hata <=0.0001
x=2;
else
GW=(MTOW+GW)/2;

```



```

end
end
WE_kg=WE*0.454; % Boş Ağırlık [kg]
MTOW_kg=MTOW*0.454; % Dolu Ağırlık [kg]

```

İleri Uçuş Hesaplama Kodları

```

clc
clear
h = 4000*0.3048; % İrtifa [m]
g=9.81; % Yerçekimi ivmesi [m/s^2]
T_ref = 288.15+20; % Deniz seviyesi Sıcaklık (ISA+20) [K]
T_op=T_ref-0.0065.*h; % Çalışma Sıcaklığı [K]
rho_h = 1.225*(1-(h*0.00649)/T_op).^((g/(0.00649*287))-1); % Yoğunluk [kg/m^3]
P_ref = 101325; % Referans Basınç [Pa]
Pres=P_ref.*exp(-0.00012.*h);
GW=2092.87; % Azami Kalkış Ağırlığı [kg]
T = GW*g ; % [N]
R = 5.1 ; % Ana rotor yarıçapı [m]
c = 0.252; % Ana rotor kanat kord boyu [m]
r_rpm = 400; % Ana rotor devir sayısı [dev/dk]
rtr=0.5; % Kuyruk yarıçapı [m]
ctr=0.05; % Kuyruk veter uzunluğu
rtr_rpm=4000; % Kuyruk rotor devir sayısı (rpm)
Na = 4; % Ana rotor pal sayısı
Ntr= 10; % Kuyruk rotor pal sayısı
Cd0 = 0.01; % Sürükleme Katsayısı
Cdtr=0.01; % Kuyruk Rotor sürükleme katsayısı
CD=0.19; % Gövde Parazit sürükleme katsayısı
k = 1.15; % İndüklenmiş güç faktörü
K = 4.6; % Profil Güç faktörü
Ltr=6.23; % Kuyruk Kol Uzunluğu [m]
V_tip=2.*pi.*r_rpm.*R/60; % Ana rotor uç hızı [m/s]
Vtiptr= 2*pi*rtr_rpm*R/60; % Kuyruk rotoru uç hızı [m/s]
A = pi*R^2; % Ana Rotor Alanı [m^2]
Atr= pi*rtr^2; % Kuyruk Rotor alanı [m^2]
f = 4.55.*CD; % HAD Programı akışla temas eden yüzey alanı [m^2]
sol = (Na*c)/(pi*R); % Ana rotor katılık oranı
soltr= (Ntr*ctr)/(pi*rtr*(1+0.015)); % Kuyruk Rotor katılık oranı

v=[];
T1=[];
T2=[];
T3=[];
T4=[];
T5=[];
T6=[];

```

T7=[];

T8=[];

for Vfw = 0 : 1 : 130 %İleri Uçuş Hızı

v = [v,Vfw];

mu=Vfw/V_tip; % İleri hız/Uç hız oranı

Tfuselage_d=(0.5*rho_h*f.*Vfw^2); % Gövde sürüklenme kuvveti [N]

Tres=sqrt(Tfuselage_d.^2+T.^2); % Bileşke kuvvet [N]

v_h = sqrt((T)/(2.*rho_h.*A)); % Askıda indüklenmiş hız [m/s]

for vi = 0:1:v_h

a= 6.5; % Rotor disk açısı

vp=vi;

while (vi-vp)/(vp)<0.005

vi=((v_h)^2)/(sqrt((Vfw.*cos(a))^2+(Vfw.*sin(a)+vi.^2)));

vi; %İndüklenmiş hız

if (vi-vp)/(vp)<0.005

break

end

end

end

vi_3=((v_h)^2)/Vfw; % İndüke hız için yaklaşık indüklenmiş hız

Pi=(k.*T.*vi)/746; % İndüklenmiş Güç (Leishman)

Pi_2=((k.*Tres.^2)/(2.*rho_h.*A.*Vfw))/746; % İndüklenmiş Güç

P0 = (((sol*Cd0)/8)*rho_h*A*(V_tip)^3*(1+K*(mu)^2))/746; %Profile Gücü

Pp = (Tfuselage_d*Vfw)/746; %Parazit Güç

Pfw = Pi + P0 + Pp; %Ana rotor Gücü

Ttr=(Pfw.*745.6)/((V_tip/R).*Ltr); % Kuyruk rotoru itki [N]

CTtr=Ttr/(rho_h.*pi.*Atr.*(Vtiptr.^2));% Kuyruk rotor itki katsayısı

B=1-(sqrt(2.*CTtr)/Ntr); % Uç kayıp faktörü

Ptr=(Ttr.*sqrt(Ttr./2.*rho_h.*Atr))/746; % Kanallı Fan Kuyruk Gücü

Pi_tr2=(((Ttr.^3/2))/(B.*sqrt(2.*rho_h.*Atr)))/746; %Geleneksel Kuyruk İndüklenmiş güç

P0_tr2=rho_h.*Atr.*(Vtiptr.^3)*(soltr*Cdtr/(8*550))/746; %Geleneksel Kuyruk Profil gücü

Ptr_2=(Pi_tr2+P0_tr2)/sqrt(2); % Geleneksel Kuyruk Gücü

Pfw_total=Pfw+Ptr; % Toplam ileri uçuş gücü

%% Motor tarafından sağlanan güç

P_tot = (1563*0.88)-168.12; %Deniz seviyesinde sağlanabilen güç (hp)

P_supplied = P_tot.*((Pres/P_ref)/(T_op/T_ref));%İrtifiya göre sağlanan güç

%% Tırmanma ve Alçama Hızı

Vc=((2*745.69.*(P_supplied-Pfw_total))/T)*60; % [ft/min]

%% Değerlerin yazdırılması

```

T1=[T1,Pfw_total]; % İleri uçuş toplam güç [hp]
T2=[T2,Pi]; % İndüklenmiş güç [hp]
T3=[T3,P0]; % Profil gücü [hp]
T4=[T4,Pp]; % Parazit gücü [hp]
T5=[T5,Ptr]; % Kuyruk Gücü [hp]
T6=[T6,Vc]; % Tırmanma veya Alçalma hızı
T7=[T7,Pi_2]; % İndüklenmiş güç (Bileşke)
T8=[T8,Ptr_2]; % Geleneksel kuyruk rotoru gücü [hp]

```

end

Askı için Momentum Teori Hesapları

```

clc
clear
%% Helikopter verileri
h = linspace(0,8000,801); % İrtifa [m]
g=9.81; % Yerçekimi ivmesi [m/s^2]
T_ref = 288.15+20; % Deniz seviyesi Sıcaklık [K]
T_op=T_ref-0.0065.*h; % İrtifa Sıcaklığı [K]
rho_h = 1.225*(1-(h.*0.00649)/T_op).^(g/(0.00649.*287))-1; %Yoğunluk [kg/m^3]
P_ref = 101325; % Referans Basınç [Pa]
Pres=P_ref.*exp(-0.00012.*h); % Çalışma basıncı [Pa]
WAF = 2092.87; % Azami kalkış ağırlığı [kg]
R = 5.1; % Ana rotor yarıçapı [m]
c = 0.252; % Ana rotor kanat kord boyu [m]
r_rpm = 400; % Ana rotor devir sayısı [rpm]
rtr=0.5; % Kuyruk yarıçapı [m]
ctr=0.05; % Kuyruk veter uzunluğu [m]
rtr_rpm=4144; % Kuyruk rotor devir sayısı [rpm]
Na = 4; % Ana rotor pal sayısı
Ntr= 10; %Kuyruk rotor pal sayısı
k = 1.15; %İndüklenmiş güç faktörü
Cd0 = 0.01; % Sürükleme Katsayısı
Cdtr=0.009; %Kuyruk Rotor sürükleme katsayısı
Vc = (500*0.3048)/60; % Tırmanma hızı [m/s]
%% Sağlanan askı gücü hesapları
P_tot = (1563*0.88)-168.12; % Deniz seviyesinde sağlanabilen güç [hp]
P_tavan = P_tot.*((Pres/P_ref)/(T_op/T_ref)); %İrtifiya göre sağlanan güç [hp]
mot_drop = zeros(1,size(h,2));
mot_drop(1:size(h,2)) = P_tavan;
%% Askıda kalma durumu için güç hesaplamaları
A = pi*R^2; %Ana Rotor alanı [m^2]
Atr= pi*rtr^2; %Kuyruk Rotor alanı [m^2]
sol = (Na*c)/(pi*R); % Ana Rotorun katılık oranı
soltr= (Ntr*ctr)/(pi*rtr*(1+0.015)); % Kuyruk Rotor katılık oranı
Vtip=2*pi*r_rpm*R/60; % Ana rotor uç hızı [m/s]
Vtipt= 2*pi*rtr_rpm*R/60; % Kuyruk rotoru uç hızı [m/s]

```

```

Thov = WAF*g; % Askıda gerekli itki kuvveti [N]
v_i = sqrt((Thov)/(2.*rho_h.*A)); % Askıda indüklenen hız [m/s]
Pi = (k.*Thov.^(3/2))./(sqrt(2.*rho_h.*A))./746; % İndüklenmiş güç [hp]
P0 = rho_h.*A*((Vtip)^3)*(sol*Cd0/8)/746; % Profil gücü [hp]
Pc = Vc*Thov/746; % Tırmanma gücü [hp]
Phov = Pi+P0+Pc; % Ana rotor askıda kalma gücü [hp]
Ttr=(745.69*Phov)/((Vtip/R)*6.2); % Kuyruk itkisi [N]
CTtr=Ttr/(rho_h.*Atr.*(Vtiptr.^2)); % Kuyruk rotor itki katsayısı
B=1-(sqrt(2.*CTtr)./Ntr); % Uç kayıp faktörü
Ptr=(Ttr.*sqrt(Ttr./2.*rho_h.*Atr))/746; % Fenestrin Kuyruk Fan Gücü
Pi_tr2=((Ttr.^(3/2))/(B.*sqrt(2.*rho_h.*Atr)))/746; %Geleneksel Kuyruk İndüklenmiş güç [hp]
P0_tr2=rho_h.*Atr.*(Vtiptr)^3*(soltr*Cdtr/(8*550))/746; %Geleneksel Kuyruk Profil gücü [hp]
Ptr_2=(Pi_tr2+P0_tr2)/sqrt(2); % Geleneksel Kuyruk Toplam Gücü [hp]
Phov_total= Phov+Ptr; % Toplam askıda kalma gücü [hp]

```

Pala Elemanı Momentum Teori Hesapları

```

clear ;
close all;
clc;
%% Helikopter Verileri
rho = 1.225; % Deniz seviyesi yoğunluğu [kg/m^3]
h = 4000*0.3048;% İrtifa [m]
g = 9.81; % Yerçekimi İvmesi [m/s^2]
mu = 1.78e-5; % Dinamik Vizkozite
gamma = 1.4; % İzentropik Genişleme Faktörü
R = 287; % Gaz Sabiti
T_o = 288.15+20; % Deniz seviyesi sıcaklığı (ISA+20)[K]
Th = T_o - 0.00649*h; % İstenilen irtifadaki sıcaklık [K]
a = sqrt(gamma*R*Th); % Ses Hızı
rho_h = rho*(1-(h*0.00649)/Th).^((g/(0.00649*R))-1);% İstenilen irtifa yoğunluğu [kg/m^3]
c_root = 0.252; % Kök veter uzunluğu [m]
Nb = 4; % Pal Sayısı
disk_radius = 5.1; % Ana rotor disk yarıçapı [m]
hub_radius = 0.60; % Hub yarıçapı [m]
radius = disk_radius - hub_radius; % Etkin yarıçap
disk_area = pi*disk_radius.^2; % Disk Alanı [m^2]
hub_area = pi*hub_radius.^2; % Hub Alanı [m^2]
W = 2092.87*g; % Azami kalkış ağırlığı [N]
%% Pala elemanı momentum teorisi
for rpm=350:1:400 % Devir Sayısı
omega = 2*rpm*pi/60; % Ana rotor açısal hız [rad/s]
vc = 0; % Tırmanma Hızı
lambda_c = vc/omega*radius; % Tırmanma hızı/ Uç hızı
npart = 100; % Eleman sayısı
dr = 1/npart; % Açıklık değişimi
deltar = radius/npart; % Açıklık değişimi
T1=[];

```

```

T2=[];
for theta_tw=-8*(pi/180) % -8 derece burulma açısı
CT_req = W/((rho_h*(disk_area-hub_area))...
*((omega*disk_radius)).^2); % Askı için gerekli CT katsayısı
for i=1:npart-1;
r(1) = dr;
r(i+1) = r(i) + dr;
end

for i=1:npart;
radius_eff(i) = radius * r(i);
radius_r(i) = radius_eff(i) + hub_radius;
c_r(i) = c_root; % Kök veter uzunluğu [m]
v_tip(i) = omega * radius_r(i); % Uç hızı [m/s]
Ma(i) = v_tip(i)/a; % Yerel Mach Sayısı
Re_r(i) = rho_h * v_tip(i) * c_r(i)/mu; % Yerel Reynolds Sayısı
Re_ort = sum(Re_r(:)*dr); % Ortalama Reynolds Sayısı
%% Reynolds Numarasına Göre CL ve Cd0 verilerinin alınması
if (Re_ort <= 500000)
fid = fopen('n0012-500000.txt', 'r');
for l=1:12
tline = fgetl(fid);
end
al = fscanf(fid,'%f', [7 Inf]);
fclose(fid);
clear tline l fid
alpha = al(1,:); %Hücum Açısı
CL = al(2,:); %Taşıma Katsayısı (CL)
Cd0 = al(3,92); %Sürükleme Katsayısı (CD)
clear al
Cl_a = (alpha(70:129)\CL(70:129))*(180/pi);
clear x y
elseif (500000 < Re_ort)&&(Re_ort <= 1000000);
fid = fopen('n0012-1m.txt', 'r');
for l=1:12
tline = fgetl(fid);
end
al = fscanf(fid,'%f', [7 Inf]);
fclose(fid);
clear tline l fid
alpha = al(1,:); %Hücum Açısı
CL = al(2,:); %Taşıma Katsayısı (CL)
Cd0 = mean(al(3,97));%Sürükleme Katsayısı (CD)
clear al
Cl_a = (alpha(75:139)\CL(75:139))*(180/pi);
clear x y
elseif (1000000 < Re_ort);
Cd0=0.0044+0.018*Re_ort^(-0.15);

```

```

end

%%% Sıkıştırılabilirlik düzeltmesi
if Ma(i) < 0.5;
    cl_alfa_r(i) = Cl_a;
else
    cl_alfa_r(i) = Cl_a/sqrt(1-(Ma(i)).^2);
end
cd_o_r(i) = Cd0;
prop_area_r(i) = Nb*(c_r(i)*radius);
eff_area_r(i) = pi*(radius_r(i).^2-(radius_r(i)-deltar).^2);
sigma_r(i) = Nb*c_r(i)*disk_radius/(disk_area-hub_area);
end

cl_alfa_ort = sum(cl_alfa_r(:))/npart; % Ortalama Cl_a
Cd0 = sum(cd_o_r(:))/npart; % Ana rotor sürüklenme katsayısı
prop_area_r(i) = Nb*(c_r(i)*radius);
eff_area_r(i) = pi*(radius_r(i).^2-(radius_r(i)-deltar).^2);
sol = sum(sigma_r(:)*dr); % Ana rotor pal katılık
%%% Burulma Açısı
n=100; % İterasyon sayısı
theta_0(1) = (6*CT_req/(sol*Cl_a))-(3*theta_tw/4)+1.0607*sqrt(CT_req);
CT_iter(1) = 0.5*sol*Cl_a*(theta_0(1)/3+theta_tw*0.25-0.5*...
sqrt(0.5*CT_req));

for k=1:n;
    theta_0(k+1) = theta_0(k) + ((6*(CT_req-CT_iter(k))/(sol*Cl_a))+...
    1.0607*(sqrt(CT_req)-sqrt(CT_iter(k))));
    CT_iter(k+1) = 0.5*sol*Cl_a*(theta_0(k+1)/3+theta_tw/4-0.5*...
    (sqrt(0.5*CT_req)));
    theta_0_degree(k)=(theta_0(k+1)*180)/pi;
end

for i=1:npart;
    theta_r(i) = theta_0(n) + r(i)*theta_tw; % Span boyunca Burulma açısı
    theta_r_degree(i)=(theta_r(i)*180)/pi;
    lambda_r(i) = (sigma_r(i)*cl_alfa_r(i)/16)*(sqrt(1+(32*theta_r(i)*r(i)/...
    (sigma_r(i)*cl_alfa_r(i))))-1); %İndüklenmiş İç akış
    vi(i) = omega*disk_radius*lambda_r(i)-vc; % İndüklenmiş Hız
    psi_r(i) = atan((vc+vi(i))/(omega*radius_eff(i))); % Induced inflow angle
    %%% Kayıp Faktörü
    f_root(i) = 0.5*Nb*(r(i)/((1-r(i))*psi_r(i))); % Prandtl kök kayıp
    f_tip(i) = 0.5*Nb*((1-r(i))/(r(i)*psi_r(i))); % Prandtl uç kayıp
    if i == npart
        %
        f_root(i) = 10*f_root(i-1);
        f_tip(i) = 0; %
    end
end

```

```

if i < npart/2
    F(i) = (2/pi)*acos( exp(-f_root(i)));
else
    F(i) = (2/pi)*acos( exp(-f_tip(i)));
if i == npart
    F(i) = 0.000001;
end
end
%%% CT, CL dağılımı
lambda(i) = sqrt(((sigma_r(i)*cl_alfa_r(i))/(16*F(i))-lambda_c/2).^2+...
((sigma_r(i)*cl_alfa_r(i))/(8*F(i)))*theta_r(i)*r(i))-...
((sigma_r(i)*cl_alfa_r(i))/(16*F(i))-lambda_c/2);
CT_r(i) = ((sigma_r(i)*cl_alfa_r(i))/2)*(theta_r(i)*(r(i).^2)-...
lambda(i)*r(i));
delta_ct_r(i) = CT_r(i)*dr;
cp_i_r(i) = lambda(i)*delta_ct_r(i);
CL_r(i) = cl_alfa_r(i)*(theta_r(i)-lambda_r(i)/r(i));
aoa(i) = (theta_r(i)-lambda_r(i)/r(i))*180/pi;
end

mass_meter = 77.78/(4*radius); %Metre başına ağırlık [kg/m]
Ib = sum(mass_meter*disk_radius*((r*disk_radius-hub_radius).^2)*dr);
lock=(rho_h*cl_alfa_ort*c_root*disk_radius^4)/Ib; % Lock sayısı

%%% CP_i, CP_o, Ana rotor verim
CT = sum(CT_r(:)*dr);
cl = sum(CL_r(:)*dr);
CP_i = sum(cp_i_r(:));
CP_o = sol*Cd0/8;
kappa = CP_i/(CT.^1.5/sqrt(2));
Thov = CT*((rho_h*(disk_area-hub_area))*((omega*disk_radius)).^2); % Askı itkisi [N]
Phov = (CP_o + CP_i) * ((0.5*rho_h*(disk_area-hub_area))*...
((omega*disk_radius)).^3); % Askıda kalma gücü [hp]
FM = (CT.^1.5/sqrt(2))/(kappa*(CT.^1.5/sqrt(2))+((sol*Cd0)/8));%Ana rotor verimi
T1=[T1,FM];
end
BL = CT/sol; % Pal yükü [itki katsayısı/katılık]
T2=[T2,BL];
if Thov >= W;
    break
end

end

```