

İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

**ÇİFT KİŞİLİK MOTORLU PLANÖR TASARIMI VE
AĞIRLIK-SÜZÜLME ORANI OPTİMİZASYONU**

**YÜKSEK LİSANS TEZİ
Mustafa KABASAKAL**

Anabilim Dalı : Uçak Mühendisliği

Programı : Uçak Mühendisliği

Tez Danışmanı: Prof. Dr. İbrahim ÖZKOL

HAZİRAN 2010

**ÇİFT KİŞİLİK MOTORLU PLANÖR TASARIMI VE
AĞIRLIK-SÜZÜLME ORANI OPTİMİZASYONU**

**YÜKSEK LİSANS TEZİ
Uçak Müh. Mustafa KABASAKAL
(511961006)**

Tezin Enstitüye Verildiği Tarih : 7 Mayıs 2010

Tezin Savunulduğu Tarih : 11 Haziran 2010

Tez Danışmanı : Prof. Dr. İbrahim ÖZKOL (İTÜ)

Diğer Jüri Üyeleri : Prof. Dr. Metin Orhan KAYA (İTÜ)

Doç. Dr. Erol UZAL (İÜ)

HAZİRAN 2010

ÖNSÖZ

Planörler insanoğlunun kendi yapımı bir araç vasıtası ile uçtuğu ilk hava araçlarıdır. Dahili bir motoru ya da tahrik ünitesi olmaksızın tamamen meteorolojik ve coğrafi olaylardan kaynaklanan yatay ve düşey hava akımlarından faydalanarak süzülme olarak adlandırılan uçuş etkinliğini gerçekleştirmektedirler. Bu sebepten ötürü “pure aviation” “havacılığın özü” olarak da adlandırılan bir sportif havacılık dalıdır.

Dahili tahrik ünitesi olmadığı için ilk kalkışta güvenli bir irtifaya çıkana kadar harici bir tahrik ünitesine ihtiyaç göstermektedir. Bu harici tahrik ünitesi bir römork uçağı, yerde konumlu bir oto vinç olabileceğı gibi, bir yamaç kenarına kurulmuş katapult da olabilmektedir.

Bu çalışmada, ilk kalkışta güvenli irtifaya çıkana kadar ya da uçuşun herhangi bir safhasında kritik irtifaya düştüğünde tekrar güvenli irtifaya çıkıp her seferinde istediğı meydana inebilme kabiliyetine sahip, çift kişilik eğitim-eğlence maksatlı motorlu bir planörün EASA CS-22 ve SHGM (Sivil Havacılık Genel Müdürlüğü) yönetmeliklerine uygun şekilde tasarımı yapılacaktır. Tasarım esnasında MDO (Multi Dicipinary Optimizasyon – Çok Disiplinli Optimizasyon) tekniklerinden faydalınılarak planör ağırlığının en aza indirilmesi, süzülme oranının (L/D) en fazlaya çıkarılması amaçlanmıştır.

Değerli katkılarından ve motivasyonlarından dolayı danışmanım sayın Prof. Dr. İbrahim ÖZKOL ve eşim Süheyla KABASAKAL’a teşekkür ederim.

Haziran 2010

Mustafa KABASAKAL
(Uçak Mühendisi)

İÇİNDEKİLER

Sayfa

ÖNSÖZ.....	iii
İÇİNDEKİLER	v
KISALTMALAR	vii
ÇİZELGE LİSTESİ.....	ix
ŞEKİL LİSTESİ.....	xi
ÖZET.....	xiii
SUMMARY	xv
1. GİRİŞ.....	1
1.1 Planörler ve Motorlu Planörler Hakkında Bilgi	1
1.2 Planörlerin Sınıflandırılması	5
1.3 Planör Tasarımındaki Regülasyonlar	7
2. ÖN TASARIM	9
2.1 Tasarım Girdilerinin Tespiti	9
2.2 Benzer Yapıdaki Hava Araçlarının Parametrik İncelenmesi.....	10
2.3 Taslak Ölçülendirme	14
2.4 Ağırlıkların Belirlenmesi.....	15
3. KANAT TASARIMI	17
3.1 Performans Analizi.....	17
3.2 Tasarım Yöntemi	33
3.3 Kanat Açıklık Oranının Seçimi	33
3.4 Kanat Alanı.....	36
3.5 Kanat Geometrisi.....	36
3.6 Kök ve Uç Veterleri	37
3.7 Sürüklenme Poları	40
3.8 Stabilite ve Kontrol	42
3.9 Kanat Malzemeleri ve Özellikleri	42
3.10 Kanat Ağırlık Merkezi.....	44
3.11 Gövde, Kuyruk ve İstikamet Dümeni Ağırlık ve Ağırlık Merkezleri	44
3.12 Kanopi Ağırlığı ve Ağırlık Merkezi	46
3.13 Gösterge Paneli Ağırlığı ve Ağırlık Merkezi	47
3.14 İniş Takımı Ağırlığı ve Ağırlık Merkezi	48
3.15 Tüm Planör İçin Ağırlık Merkezi	48
3.16 Hava Freni ve İniş Mesafesi	49
3.17 Performans ve Hız Poları	51
3.18 Dönüş Uçuşu	54
4. YÜKLEME ANALİZİ	57
4.1 Manevra Zarfı.....	57
5. MOTOR HESAPLAMALARI.....	67
5.1 Gerekli Motor Gücünün Hesaplanması	67

5.2 Mevcut Motor Gücü	67
5.3 Statik Çekiş Gücü	75
5.4 Kalkış Mesafesi	75
6. SONUÇLAR VE PERFORMANS	77
KAYNAKLAR.....	79
EKLER.....	81

KISALTMALAR

b	: Kanat açıklığı
S	: Toplam kanat alanı
c	: Veter
c_r	: Kök veteri
c_t	: Uç veteri
c-bar	: Ortalama aerodinamik veter
g	: Yerçekimi ivmesi
m	: kütle
AR	: Kanat açıklık oranı
L	: Taşıma kuvveti
D	: Sürüklenme kuvveti
C_L	: Taşıma katsayısı
C_D	: Sürüklenme katsayısı
ρ	: Hava yoğunluğu
V	: Hava aracı uçuş sürati
W	: Ağırlık
T	: İtke
F	: Etkiyen hava yükü
γ	: süzülme açısı
V_s	: Çökme oranı = V sin γ
C_{D0}/ C_{DF}	: Sıfır taşıma sürüklenme katsayısı
C_{Di}	: Taşıma indüklenmiş sürüklenme katsayısı
e	: Oswald etkinlik faktörü
k	: Profil sürüklenme katsayısı
S_{ref}	: Referans kanat alanı
S_{wet}	: Islak kanat alanı
K_F	: Kanat şekil faktörü
C_F	: Yüzey sürtünme katsayısı
τ	: Kök veterinin uç veterine oranı
K_v	: Vorteks sürüklenme faktörü
Λ_{1/4}	: Çeyrek veter sivrilik oranı
R_e	: Reynolds sayısı
t	: Zaman
V_g	: Süzülme hava hızı
V_c	: Tırmanma hava hızı
V_K	: Dairesel hava hızı
H	: Tırmanmada kazanılan irtifa
D	: Tırmanmada kat edilen mesafe
V_{SC}	: Termik içi yükselme hızı
φ	: Yatış açısı
Ω	: Dönüş oranı
r	: Dönüş yarıçapı
C_{DP}	: Parazit sürüklenme katsayısı

n	: Atalatsel yük faktörü
V_{s1}	: Tasarım perdövites sürati
V_a	: Tasarım manevra sürati
V_d	: Tasarım dalış sürati
V_w	: Minimum oto vinç sürati
V_{TW}	: Minimum römork çekiş sürati
U	: Sağnak sürati
a	: Radyan cinsinden taşıma eğrisi eğimi
k	: Sağnak yatışma faktörü
μ	: Planör kütle oranı
lm	: Ortalama geometrik veter
V_{DF}	: Maksimum flap sürati
V_{NE}	: Asla geçilmemesi gereken sürat
HS-CFRP	: Yüksek mukavemetli karbon fiber takviyeli plastik
GFRP	: Cam elyaf takviyeli plastik
FAI	: Uluslararası Havacılık Federasyonu
SHGM	: Sivil Havacılık Genel Müdürlüğü
EASA	: Avrupa Havacılık ve Güvenlik Ajansı

ÇİZELGE LİSTESİ

	<u>Sayfa</u>
Çizelge 2.1 : Çeşitli motorlu planörlere ait teknik bilgiler.....	11
Çizelge 2.2 : Hedef tasarım değerleri.....	15
Çizelge 3.1 : Kanat yükleme ve kanat alanının AR ve sabit açıklık ile değişimi...18	18
Çizelge 3.2 : Mevcut planörlerin AR ve süzülme oranı değerleri.....	20
Çizelge 3.3 : ICAO 1964 standart atmosfer değerleri.....	28
Çizelge 3.4 : Bazı planörlerde kullanılan kanat profilleri.....	29
Çizelge 3.5 : Göve ağırlık ve ağırlık merkezi tablosu.....	45
Çizelge 3.6 : Kanopi ağırlık ve ağırlık merkezi tablosu.....	46
Çizelge 3.7 : Gövde ve diğer parçalar için ağırlık merkezi tablosu	48
Çizelge 3.8 : Hız ve süzülme oranı tablosu	51
Çizelge 4.1 : Manevra zarfı limitleri	57
Çizelge 4.2 : Yük katsayılarına bağlı perdövites süratlerinin değişimi	59
Çizelge 4.3 : Sağnak hızları altında yük katsayılarının değişimi	60

ŞEKİL LİSTESİ

Sayfa

Şekil 1.1: Jean-Marie Le Bris ve tasarımı yaptığı planörü	1
Şekil 1.2: O. Chounute ve tasarımı yaptığı planörü	1
Şekil 1.3: O. Lilienthal ve tasarımı yanında deneme uçuşlarını da yaptığı planörü1	
Şekil 1.4: 2. Dünya savaşı sırasında Almanya’da geliştirilen bir planör	2
Şekil 1.5: Uluslar arası havacılık organizasyonları	2
Şekil 1.6: Oto vinç kalkışı	3
Şekil 1.7: Uçak römorkunda kalkış	3
Şekil 1.8: Çeşitli meteorolojik ve coğrafi olayların yarattığı düşey hava akımları	4
Şekil 1.9: Yelken ve termik uçuşları.....	4
Şekil 2.1: Piuma Twin’e ait üç görünüş	12
Şekil 2.2: TST-14M’e ait görünüşler	12
Şekil 2.3: Planörümüze ait taslak görünüm	13
Şekil 2.4: Varşova Teknik Üniversitesinde geliştirilen PW-4 e ait görünüş	13
Şekil 3.1: Kanat profilimizin özellikleri	17
Şekil 3.10: Farklı taşıma katsayıları için açıklık oranının optimum değerleri	34
Şekil 3.11: Açıklık oranının taşıma katsayısı ve kanat açıklığına bağlı optimum değeri	35
Şekil 3.12: Farklı kanat sivrilik oranlarının kanat boyunca taşıma dağılımına etkileri.....	36
Şekil 3.13: Farklı kanat geometrileri için taşıma dağılımı	37
Şekil 3.14: Kanat yapısının kesiti	37
Şekil 3.15: Varşova Politeknik Üniversitesi Havacılık Fakültesi atölyesinde PW-6 çift kişilik motorlu planör kalıpları üzerinde yapılan çalışmalar	38
Şekil 3.16: Kanat geometrisi	39
Şekil 3.17: Sürüklemeye poları	40
Şekil 3.18: Epoksi reçine gerilim-birim uzama eğrisi	43
Şekil 3.19: Bir planörün gösterge paneli görünüşü	47
Şekil 3.2 : Düz uçuşta kuvvetlerin dengesi.....	19
Şekil 3.20: Tasarladığımız planöre benzer Don Quixote planörünün görünüşü	47
Şekil 3.21: Sürat poları	52
Şekil 3.22: Dönüş esnasında planöre etkiyen kuvvetler	53
Şekil 3.23: Farklı sürat ve yatış açılarında çöküş hızının dönüş yarıçapı ile olan değişimi	54
Şekil 3.24: Standart termik modelleri.....	55
Şekil 3.3 : Kanat yükleme, hız ve taşıma katsayısı arasındaki ilişki	21
Şekil 3.4 : Teorik planör hız sürüklemeye polalarının temel noktaları	23
Şekil 3.5 : Proje için seçilmiş olan kanat profilleri.....	30
Şekil 3.6 : FX 63-137, 13.7% smoothed profiline ait 2 boyutlu polar eğrileri.....	31
Şekil 3.7 : FX 61-168 profiline ait 2 boyutlu polar eğrileri.....	32
Şekil 3.8 : Kanat açıklık oranının en iyi değeri	33
Şekil 3.9 : Reynolds sayısının profil sürüklemeye katsayısına etkisi.....	34
Şekil 4.1 : V-n diyagramı	62

Şekil 4.2: Planör imalatı sonrası tasarım yük katsayılarına uygun statik test	63
Şekil 4.3: Varşova Politeknik Üniversitesi Havacılık Fakültesi planör imalat atölyesinde kullanılan vakumlu fiber hazırlama sistemi	64
Şekil 4.4: Varşova Politeknik Üniversitesi Havacılık Fakültesi planör imalat atölyesinde PW-6 motorlu planörü gövdesi üzerinde çalışma (Temmuz 1997)	65
Şekil 4.5: Varşova Politeknik Üniversitesi Havacılık Fakültesi planör imalat atölyesinde metal-kompozit parça birleştirme tekniği uygulaması (Temmuz 1997)	66
Şekil 5.1: Motorumuzun revizyondan önceki görünümü.....	68
Şekil 5.2: Motorumuzun revizyondan sonraki görünümü	68
Şekil 5.3: Bir VW motorunun uçak motoruna dönüştürüldükten sonra bir uçağa takılmış hali	69
Şekil 5.4: Pervane tasarımında kullanılan grafikler	72
Şekil 5.5: C_p -V/ND grafiği	73
Şekil 5.6: Farklı irtifalarda ihtiyaç duyulan güç eğrileri	74

ÇİFT KİŞİLİK MOTORLU PLANÖR TASARIMI VE AĞIRLIK-SÜZÜLME ORANI OPTİMİZASYONU

ÖZET

Bu çalışmada ülkemizde çok yaygın olmayan fakat Amerika kıtası, eski batı ve doğu Avrupa kıtasındaki ülkelerde oldukça yaygın olan planör tasarımı ve imalatı üzerine bir çalışma yapılmıştır. Yazar, amacı ev yapımı ve amatör inşa hava aracı tasarım ve imalatını ülkemizde geliştirmek olan Deneysel Havacılık Derneği kurucularından olması vesilesi ile bu konuya uygun bir çalışma yapmayı amaç edinmiştir. Hedef olarak EASA 22 regülasyonlarına uygun, çift kişilik, eğitim ve eğlence maksatlı, havalanmak için harici bir itki kuvvetine ihtiyaç göstermeyen, kendinden motorlu bir planörün kavramsal tasarımı gerçekleştirilmeye çalışılmıştır. Aynı zamanda bu çalışmanın amatör inşacılar için bir hava aracı tasarımında eksikliği hissedilen Türkçe kaynak olması da amaçlanmıştır. Bu çalışmanın neticesinde ortaya çıkacak tasarımın ülkemizde bir elin parmakları sayısını geçmeyen ev yapımı hava araçları kategorisinde imalatının yapılması planlanmaktadır. Bu maksatla planörde kullanılması düşünülen 1600cc'lik hava soğutmalı bir VW motoru temin edilmiş ve uçak motoruna dönüştürülmesi ile ilgili kitap ve eğitim DVD leri ABD menşeli Great Plains şirketinden satın alınmıştır. Çalışma için piyasada mevcut bulunan planörler incelenmiş, özellikle bu konuda dünyada söz sahibi olan Alman ve Polonya'lı planör tasarımları referans alınmıştır. Ayrıca tasarım sonrası imalat konusunda AKMETAL, GÜRBÜZ MÜHENDİSLİK, NTG PLASTİK, DEMETEK MÜHENDİSLİK ve ŞAFAK MAKİNA firmaları ile sponsorluk anlaşmaları yapılmıştır. Bu tez çalışmasının devamında tasarlanan planörün üç boyutlu bilgisayar modelleri ve teknik resimleri hazırlanarak imalatının yapılması planlanmaktadır.

DESIGN OF A TWO SEATER MOTOR GLIDER AND OPTIMIZATION OF WEIGHT-GLIDE RATIO

SUMMARY

In this thesis the preliminary design stage of a motor glider was performed which is not so common in our country but very popular in western countries and in some east european countries. The author himself is one of the founders of Experimental Aviation Association in Turkiye which the aim of this association is to promote and develop homebuilt aircrafts, so he preferred to perform a work parallel to this subject. As a target, a two seater motor glider for a training and recreation purposes which doesnt need an exterior power plant to launch was chosen to design in accordance with EASA 22 regulations. Also this work is aimed to be a Turkish reference book for homebuilders which we don't have too much. At the end of this work the designed glider is aimed to be built as a homebuilt aircraft where there is not so many homebuilt aircrafts in Turkiye. For this reason a 1600cc VW engine was supplied to be rebuilt as an aircraft engine and required training manuals and DVDs were supplied from Great Plains company from USA. For the work motor sailplanes available in the market were observed, specially the ones from German and Polish manufacturers were referenced. Also the sponsorship agreements with the companies AKMETAL, GÜRBÜZ MÜHENDİSLİK, NTG PLASTİK, DEMETEK MÜHENDİSLİK ve ŞAFAK MAKİNA were signed to build the motor glider after this design work. Construction of the designed glider in this thesis is planned to complete after modelling in computer aided design and preparation of the technical drawings.

1. GİRİŞ

1.1 Planörler ve Motorlu Planörler Hakkında Bilgi

“Planör” kelimesi dilimize, Fransızca “Planeur” sözcüğünden girmiştir. Fransızca karşılığı “süzülerek uçmak, süzülerek uçarak mesafe kat etmektir”. 18 yy.da Fransız bilim adamı Labri, ilk planör tasarımlarını gerçekleştirmiş ve uçurmuştur. Tasarımlarında Martı figürleri kullandığı için günümüzde planörcülüğün simgesi martıdır.



Şekil 1.1: Jean-Marie Le Bris ve tasarımı yaptığı planörü [Url-1].



Şekil 1.2: O. Chounute ve tasarımı yaptığı planörü [Url-1].

Günümüzdeki modern planörcülüğün öncüsü sayılabilecek çalışmalar 18 yy. sonlarında Alman Bilim Adamı Otto LILIENTHAL tarafından yapılmıştır. Bu çalışma 19 yy. başında insanlık tarihinin ilk motorlu uçuşunu gerçekleştiren Amerikalı Wright kardeşler için bir kaynak oluşturmıştır.



Şekil 1.3: O. Lilienthal ve deneme uçuşlarını yaptığı planörü [Url-1].

İkinci dünya savaşı sırasında askeri amaçlı uçakların geliştirilmesinde yaygın olarak kullanılan planörler, 20 yy.da büyük bir hız ile gelişen havacılığa ciddi bir katkıda bulunmuştur.



Şekil 1.4: 2. Dünya savaşı sırasında Almanya’da geliştirilen bir planör [Url-1].

Planör havadan ağır, hava akımlarından faydalanarak uçabilen motorsuz bir hava aracıdır. Bu hava aracı ile yapılan uçuşa, "Planörcülük" denir. Planörcülük, havacılığın temeli kabul edilir. Uçmayı öğrenmek, öğretmek için kullanılan en ekonomik ve güvenli hava aracıdır.

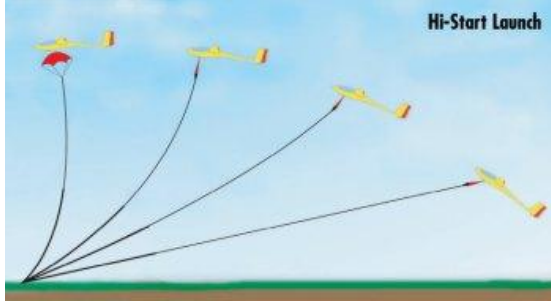


Şekil 1.5: Uluslar arası havacılık organizasyonları [Url-1].

Planör, Uluslararası Sivil Havacılık Teşkilatı (International Civil Aviation Organization - ICAO) tarafından “Uçuş esnasında sabit tepkimeler üreten yüzeyler sayesinde kaldırma gücü oluşturabilen, havadan ağır motorsuz hava aracı” olarak tanımlanmaktadır. Avrupa Müşterek Havacılık Otoritesi (JAR-Joint Aviation Authorities), JAR 22’nin “Planörler ve Motorlu Planörler” yönergesinde ise “Havadan ağır, uçuşu sırasında aerodinamik kuvvetler sayesinde kaldırma kuvveti oluşturabilen yüzeye sahip motorsuz serbest uçuş yapabilen hava aracı”, Uluslararası Sportif Havacılık Federasyonu’nda (FAI) ise “Sabit kanatları yapısı sayesinde kaldırıcı güç oluşturarak havada süzülme kabiliyetine sahip, havadan ağır motorsuz hava aracı,” olarak tanımlanmaktadır.

Planör Nasıl Uçar? Günümüzde motorsuz planörlerin havalanması başlıca iki yöntemle gerçekleşmektedir. Bunlardan ilki bir oto vinç yardımıyla tıpkı bir uçurtma

gibi çekerek havalandırmak, diğeri ise bir uçağın römorkunda çekilerek havalandırılmasıdır.



Şekil 1.6: Oto vinç kalkışı.



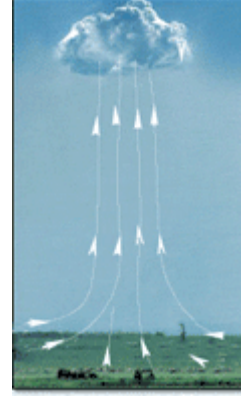
Şekil 1.7: Uçak römorkunda kalkış.

Oto vinç kalkışı özellikle eğitim uçuşlarında yaygın olarak kullanılan, ekonomik bir yöntemdir. Uçak römorkunda kalkış özellikle uzun mesafe uçuşlarda, yüksek irtifa uçuşlarında kullanılır. Maliyeti oto vince göre daha fazladır.

Havalanan Bir Planör Nasıl ve Ne kadar Havada Kalabilir? Planör atmosferdeki dikey ve yatay hava akımları ile havanın kaldırma kuvvetinden en verimli şekilde yararlanan gövde yapıları sayesinde havada kalabilirler. Atmosferdeki bu akımlar, meteorolojinin geniş konuları içinde incelenebilir.

Bunlar:

- Atmosferdeki basınç farklılıkları;
- Isınma ve soğuma;
- Yeryüzü şekilleri;
- Karasal ve denizsel iklimlerdir.

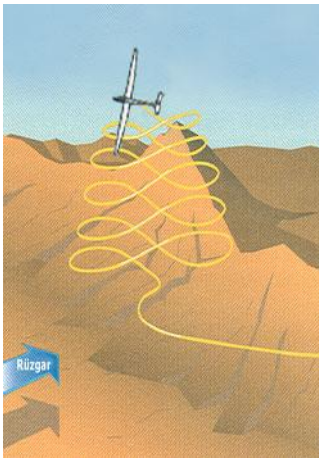


Şekil 1.8: Çeşitli meteorolojik ve coğrafi olayların yarattığı düşey hava akımları.

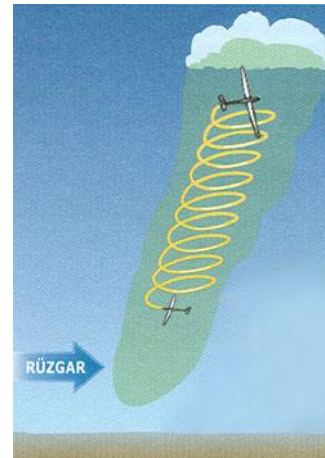
Planör, motorsuz olması nedeni ile atmosferdeki her türlü olaydan etkilenir. Bu olayların olumlu ve olumsuz etkileri bulunmaktadır. Planör pilotları bu olayların tüm sonuçlarını değerlendirebilecek şekilde eğitilirler. Zira havada kalabilmeleri bu bilgilerini en iyi şekilde kullanma ve olası değerlendirmelerine bağlıdır.

Mühendisler planörler gövdelerini minimum sürüklenme-maksimum kaldırma oluşturacak şekilde tasarlarlar. Bununla birlikte planör, herhangi bir taşıma ya da itici güce (yani motora) sahip olmadığı için yerçekiminin etkisindedir. Bu etki planörün sürekli bir şekilde yükseklik kaybetmesine neden olur. Ancak mühendisler planör tasarımlarında ağırlık, hız, dayanıklılık, esneklik vb. birçok değişkeni en iyi şekilde bir arada tutabilecek çözümler sunmaktadırlar.

Planörler, uzun süre havada kalabilmek için atmosferdeki hava akımlarından yararlanırlar. Bu hava akımları iki çeşittir;



Şekil 1.9: a) Yelken uçuşu



b) termik uçuşu.

Yelken Uçuşu Nedir? Basınç farklılıkları nedeni ile meydana gelen rüzgârlar tepe, dağ gibi yer şekillerine çarparlar. Bu çarpma sonucunda yukarı doğru yükselirler. Planörler, yükselen bu rüzgârlar içerisinde belirli bir yol izleyerek rüzgâr ile birlikte yükselirler. Bu uçuşa “Yelken Uçuşu” adı verilir. Planör pilotları, rüzgârın hangi yönden ve hangi şiddette gerçekleşeceğini bilmek zorundadırlar. Zira şiddetli bir rüzgâr motoru olmayan planörü sürükleyebilir.

Çarpma rüzgârlar ile yükselme tekniği. Yaygın adı ile Yelken uçuşudur. Tepeye çarpan rüzgâr yükselir, yükselen bu hava akımının içinde uçan planör de bu hava akımı ile birlikte yükselerek uçuşunu sürdürür.

Termik Uçuşu Nedir? Yelken uçuşunda olduğu gibi basınç farklılıkları nedeni ile meydana gelen dikey hava akımları yukarıya doğru yükselirler. Yükselen bu hava akımları sıcak havadır. (Sıcak havanın kinetik enerjisi, dolayısı ile hareket kabiliyeti daha fazladır.) Yükselen sıcak hava içinde dönüşler yapan planör bu sıcak hava ile birlikte yükselir. Bu yükselme, sıcak havanın yoğunlaştığı (yani bulut oluşumunun gerçekleştiği) yüksekliğe kadar devam eder. Buna planörcülükte “Termik Uçuşu” adı verilir.

1.2 Planörlerin Sınıflandırılması

Planörler genel olarak kanat açıklıklarına göre sınıflandırılmakla beraber uçuş performansını etkileyen bazı donanımlarına göre de değerlendirilmektedirler. 1950’li yıllarda Standart sınıf tarif edildiğinde kanat açıklığı 15 m ile sınırlandırıldı ve en fazla müsaade edilebilir ağırlık olarak 525 kg belirlendi. Gövde içine çekilebilir iniş takımı ve uçuş esnasında tahliye edilebilir su safrasına izin verilmedi. 1970’li yıllara gelindiğinde kompozit malzemelerin imalat tekniklerinde kullanılmaya başlanmasıyla planörlerin ağırlıkları azaldı ve daha fazla kanat yüklemelerine dayanıklı hale geldiler. Planörün performansını arttırmak ve sınıf sınırı olan 525 kg’ı yakalamak için çok miktarda sabit balast yükleri taşınmaya başladı. Bu zorlayıcı bir şekilde iniş hızlarını arttırdı ve çok fazla sayıda planörün iniş esnasındaki yere çarpmasından zarar görmesine sebep oldu. Kompozit malzemelerin darbe direncinin düşük olması bu durumu daha da olumsuzlaştırdı. Uçuş emniyeti sebebiyle bu tarihten sonra iniş öncesi havada tahliye edilebilen su safrasına müsaade edilmeye başlandı.

Motorsuz planörler FAI (Fédération Aéronautique Internationale – Uluslar arası Sportif Havacılık Federasyonu) tarafından başlıca sekiz kategoriye ayrılmış bulunmaktadır. Bunlar:

- Standart Sınıf (Standard Class): 15 m kanat açıklıklı, flapsız, su safrasına müsaadeli.
- 15 metre Sınıfı (15 metre Class): 15 m kanat açıklıklı, flap ve su safrası müsaadeli.
- 18 metre Sınıfı (18 metre Class): 18 m kanat açıklıklı, flap ve su safrası müsaadeli.
- Açık Sınıf (Open Class): 850 kg maksimum kalkış ağırlığı haricinde hiçbir kısıtlama yoktur.
- Çift Kişilik Sınıf (Two Seater Class): Maksimum kanat açıklığı 20m.
- Kulüp Sınıfı (Club Class): Bu sınıf geniş bir aralıktaki eski küçük planörleri kapsamaktadır. Bu yüzden yarışmalarda puanlama yaparken planör tipine göre çeşitli handicap puanları ilave edilmekte ya da çıkarılmaktadır. Su safrasına müsaade edilmemektedir.
- Dünya Sınıfı (World Class): 1989 yılında FAI Planörcülük Komisyonu ve onun bağlı kuruluşu Organisation Scientifique et Technique du Vol à Voile (OSTIV) düşük maliyetli, orta derecede performanslı, işletmesi ve montajı kolay ve uçuş saati düşük pilotlar için emniyetli bir planör tasarım yarışması düzenledi. Kazanan tasarım 1993 yılında Varşova Politeknik ten PW-5 olarak açıklandı. Bu, yarışmaların tek tip bir planör ile yapılmasına ve tamamen pilotaj tekniklerinin değerlendirilmesine imkân sağladı.
- Çok Hafif Sınıf (Ultralight Class): Maksimum ağırlığı 220 kg dan az olan planörler için.

Motorlu planörler ise başlıca iki kategoride değerlendirilmektedir. Bunlar:

- Kendiliğinden havalanabilen (self launching): Harici herhangi bir itki kaynağına ihtiyaç göstermeden bir pistten havalanabilen;
- Kendini idame ettirebilen (self sustaining): Motoru yerden havalanmasına yetmeyen, sadece havada kalmasına ve irtifa kazanmasına yardımcı olan.

Bunların haricinde elektrik motorlu, jet motorlu, pervanesi gövde içine katlanan tipler olmak üzere farklı konfigürasyonlarda bulunmaktadır.

1.3 Planör Tasarımındaki Regülasyonlar

Planör tasarımında havacılığın diğer dallarında olduğu gibi ağırlıklı olarak iki organizasyonun sözü geçmektedir. Bunlar genelde Avrupa kıtasındaki ülkelerde geçerli olan eski adıyla JAA (Joint Aviation Authorities) in yayınladığı JAR-22, yeni adıyla EASA (European Aviation Safety Agency) nin yayınladığı CS-22 “Certification Specifications for Sailplanes and Powered Sailplanes” ile Kuzey Amerika kıtasında geçerli olan FAA (Federal Aviation Agency)’nin yayınlamış olduğu AC 21-23 dür. FAA de regülasyonunda JAR-22 ye atıfta bulunmaktadır.

Türkiye de ise SHGM (Sivil Havacılık Genel Müdürlüğü)nin yayınlamış olduğu Çok Hafif Hava Araçları yönetmeliği planörleri kısmen içine almış olsa da, SHGM EASA’nın bir üyesi olması sebebiyle CS-22 geçerliliğini sürdürmektedir.

İlerleyen bölümlerde yeri geldikçe tasarımla ilgili konularda CS-22 nin uyulmasını zorunlu kıldığı parametreler konu içerisinde aktarılacaktır.

2. ÖN TASARIM

2.1 Tasarım Girdilerinin Tespiti

Bu tez çift kişilik eğitim-eğlence maksatlı, havalanmak için harici bir güç kaynağına ihtiyaç duymayan motorlu bir planörün kavramsal aerodinamik ve yapısal tasarımı ile ilgilenmektedir.

Planörlerin performansları üç farklı alanda gruplandırılabilir, bunlar; saf performans (L/D oranı), süzülme performansı (planörün tırmanma ve dönüş performansı) ve son olarak “cross country” uçuşu diye tabir edilen uzun mesafe uçuş performansıdır (süzülme performansına benzer fakat belli bölgeler arasındaki düz uçuşta ortalama bir sektör hız karakteristiği veren). Tasarlanan planör eğitim-eğlence maksatlı olduğu için “cross country” uzun mesafe uçuş performansı tasarımı değerlendirilmeye alınmayacaktır.

Planörün genel performansında en iyi noktayı yakalamak için, planör termikler içerisinde mümkün olduğunca dar ve yavaş dönüşler yapabilmeli, aynı zamanda iki termik arasında irtifa kaybının minimum olabilmesi için yeterince hızlı uçabilmelidir. Bu sebeple verilen limitler dâhilinde değişik parametreler ile oynayarak en iyi performansı sağlamak tasarımcının görevidir. Bu parametrelerin başlıcaları:

- Kanat Açıklığı (Wing Span)
- Kanat Açıklık Oranı (Aspect Ratio)
- Kanat Yükleme (Wing Loading)
- Kanat Şekli (Wing Planform)
- Kanat Profili
- Minimum Yapısal Ağırlık Tasarımı

Kanadın açıklık oranını arttırarak verilen kanat açıklığı için kanat yüklemesini arttırmış oluruz. Bu hava aracının dönüş performansını olumsuz yönde etkileyecektir. Tersine kanat açıklık oranını düşürmek termikler arasındaki düz uçuşta planörün

çökme oranını da düşürecektir. Uçuş esnasında karşılaşılan her termik için optimum bir uçuş ağırlığı vardır. Bu termiğin gücünün ve yarıçapının bir fonksiyonudur. Bu sebeple planörün ağırlığını değiştirmek maksadıyla uçuş esnasında su safrası taşınabilmektedir. Planör ağırlığına ilave edilecek su safrası ağırlığı uçuş öncesi meteorolojik şartların analiz edilmesi ile kararlaştırılmaktadır. Bizim ilgilendiğimiz planörde su safrası bulunmayacağı için değerlendirme dışı tutulacaktır.

Sürüklemenin planörün bütün yüzeylerinde, özellikle kanatlarda minimum düzeyde tutulması çok önemlidir. Bu sebeple laminar akım profilleri tercih edilecektir. Yapısal ağırlığın ve yüzey pürüzlülüğünün en az düzeyde olması aranan özelliklerdir. Bütün bu özellikler düşük maliyet ile montaj, nakliye ve işletme kolaylıklarını da göz önünde bulundurarak sağlanmaya çalışılacaktır.

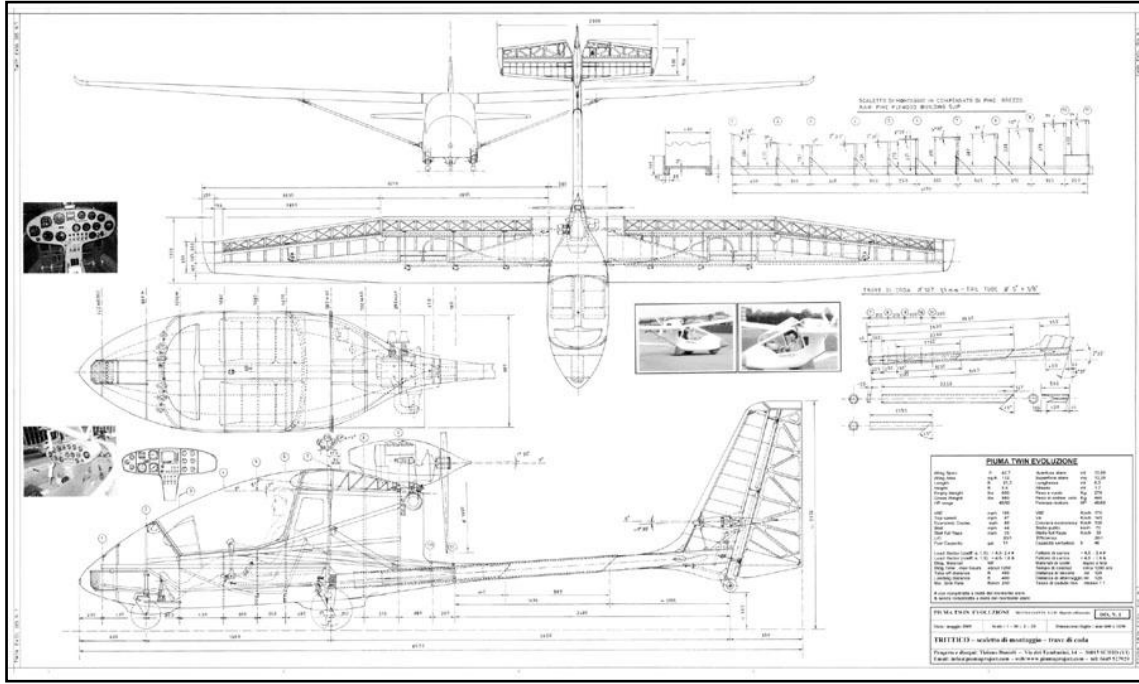
1970 yılların ortasına kadar planör imalatında başlıca iki grup malzeme kullanılmaktaydı. Bunlardan birinci grup ahşap ve bezden oluşan, yapısal elemanlarını balsa kontrplak gibi hafif ahşap malzemelerden yapılmış sandviç yapıların oluşturduğu ve geniş yüzeyleri bez ile kaplamaktı. İkinci grup ise hafif çelik çerçeve yapılardan oluşan yapısal kısım ve hafif alaşımlı levhalar ile kaplanmış geniş yüzeylerdi. 1970 yıllardan itibaren cam fiber takviyeli kompozit malzemeler ve akabinde karbon fiber takviyeli kompozit malzemeler artan oranda kullanılmaya başlanmıştır. Günümüzde rekreasyon planörlerinin haricindeki planörlerin tamamına yakın kısmı bu kompozit malzemelerden imal edilmektedir. Bunun en önemli sebebi mukavemet/ağırlık oranının diğer malzemelere göre çok daha yüksek olması ve her türlü imalat şekline uygun imalat yöntemlerinin geliştirilmiş olmasıdır. Bizde tasarımımda kompozit malzemeleri tercih edeceğiz.

2.2 Benzer Yapıdaki Hava Araçlarının Parametrik İncelenmesi

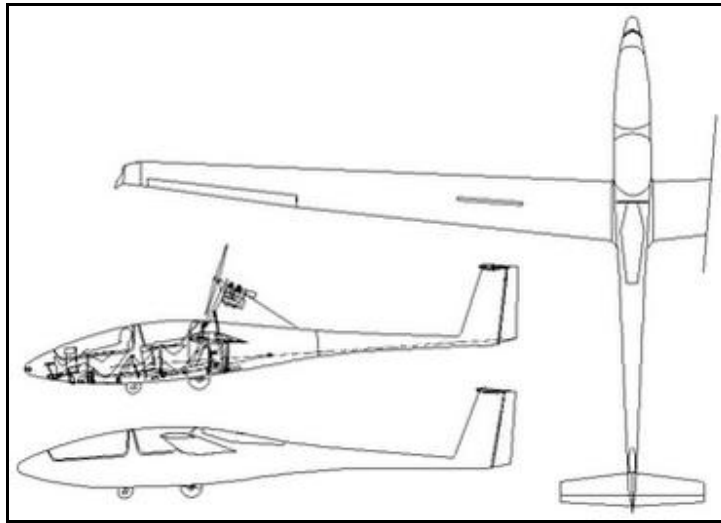
Tasarıma başlangıç noktası temin etmesi maksadıyla benzer özelliklerdeki hava araçlarının incelenmesi ve bu değerlerin hava aracı tasarımı gibi iteratif bir çalışmada başlangıç değeri olarak alınması sıkça kullanılan bir yöntemdir. Bizde bu maksatla piyasada mevcut bulunan gerek ticari gerek deneysel amaçla yapılmış olan çift kişilik motorlu planörlerin genel karakteristik boyutlarını ve diğer özelliklerini Çizelge 2.1 de bir tablo haline getirerek tasarıma bir başlangıç noktası temin ediyoruz.

Çizelge 2.1: Çeşitli motorlu planörlere ait teknik bilgiler.

Sıra No	Planör Adı	Birimi	Piuma Twin Tourism	TST-14M Bonus	PW-8	PW-4 Pelikan	Whisper Motor Glider
1	Seat		2	2	2	2	2
	Koltuk Sayısı						
2	Wing Span	ft	41.0		34.3	53.15	
	Kanat Açıklığı	m	12.5	17.0	10.46	16.2	16
3	Wing Area	sq.ft	125.0		136.7	202.4	
	Kanat Alanı	m2	11.6	12.0	12.7	18.8	15
4	Aspect Ratio		13.5	24.0	8.62	14	16
	Açıklık Oranı						
5	Length	ft	20.7		24.5	26.25	
	Boyu	m	6.3	8.2	7.48	8	7.16
6	Height	ft	5.9			7.9	
	Yüksekliği	m	1.8			2.4	
7	Empty Weight	lbs	490.0		551	1157.4	
	Boş Ağırlık	kg	220.0		250	525	500
8	Gross Weight	lbs	910.0		992	1587	
	Toplam Kalkış Ağırlığı	kg	410.0	450.0	450	720	775
9	Fuel Capacity	gal	11.0				
	Yakıt Kapasitesi	lt	40.0	30.0			
10	Wing Load	lb/sqft			7.25		
	Kanat Yükleme	kg/m2			35.4		
11	Power Load	lb/HP			12.41		
	Güç Yükleme	kg/HP			5.63		
12	Wing Profile		NACA 4415		TSAGI R III	TSAGI R III	
	Kanat Profili						
13	Tip Profile		NACA 2R1-12				
	Kanat Ucu Profili						
14	Dihedral Angle	o	2				
	Dihedral Açısı	o					
15	Engine Power	HP	50.0	46.0	80	80	
	Motor Gücü	kW		34.0	59.6	59.6	
16	Engine Brand			Rotax 503	Rotax 912 UL	Limbach L2000	Limbach L2000
	Motor Markası						
17	Propeller	ft					
	Pervane	mm		1200.0			
18	VNE	mph	115.0				
	Aşılması Gereken Hız	km/sa	180.0	205.0		180	250
19	Top Speed	mph	100.0				
	Maks. Hız	km/sa	160.0		190	150	
20	Cruise	mph	92.0				
	Seyir Sürati	km/sa	145.0	150.0	160	89	180
21	Stall	mph	43.0				
	Perdövites Sürati	km/sa	69.0	65.0	68	65	72
22	L/D		18.0	39.0		19.4	28
	Süzülme Oranı						
23	Min. Sink Rate	ft/min	240.0				
	Min. Çöküş Oranı	m/s	1.2	0.65		1.25	0.9
24	Load Factors		(+)4	(+)4			
	Yük Katsayısı		(-)1.2	(-)2			
25	Sevice Ceiling	ft	12000		22310		
	Servis Tavanı	m	3600		6800		
26	Take-off Distance	ft	400				
	Kalkış Mesafesi	m	120		290		180
27	Landing Distance	ft	400				
	İniş Mesafesi	m	120				



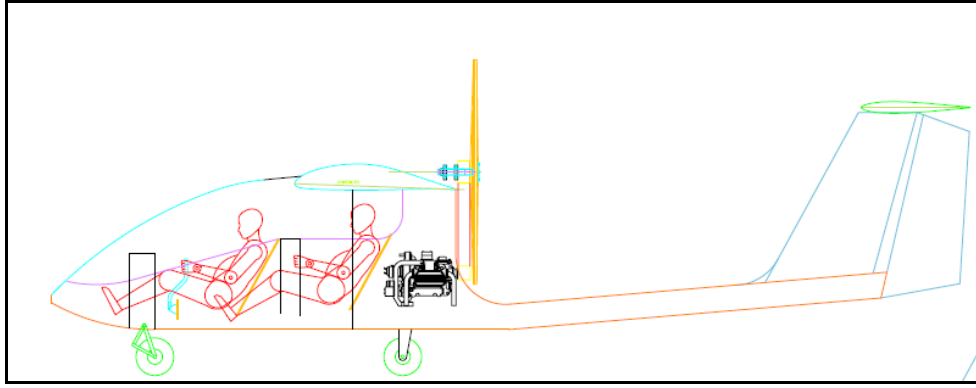
Şekil 2.1: Piuma Twin'e ait uç görünüş [Url-4].



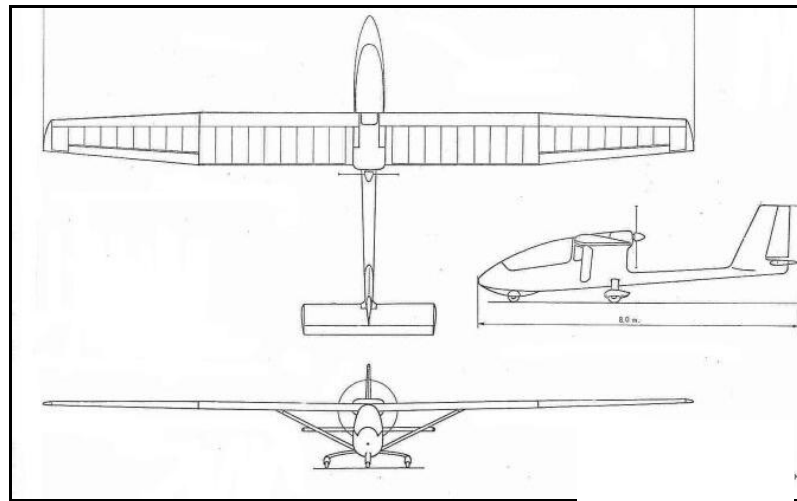
Şekil 2.2: TST-14M'e ait görünüşler [Url-6].

Şekil 2.1 ve Şekil 2.2'den de görüleceği üzere çift kişilik motorlu planörlerde ilk bakışta göze çarpan iki özellik bulunmaktadır. Bunlardan ilki pilotların oturuş düzeni, ikincisi ise motor ve pervanenin sabit ya da gövde içine katlanır tipte olması. Piuma Twin de pilotlar yan yana düzende oturmakta ve bu da ister istemez gövde kesitinin kalınlaşmasına ve sürüklemenin artmasına neden olmaktadır. Ayrıca motor ve pervane gövde dışında yer almakta ve çalışmadığı uçuş esnasında gövde içine alınmamakta, sadece pervaneler yaylı bir mekanizma ile katlanarak akım eksenini boyunca kesit daraltarak sürüklemeyi azaltmaktadırlar. Motor çalıştığı anda merkez

kaç kuvvetinin tesiri ile pervaneler açılarak itki sağlamaktadır. TST-14M’de ise pilotlar tandem diye tabir edilen önlü arkalı pozisyonda oturarak gövde kesitini mümkün olduğunca daraltarak sürüklenme kuvvetini azaltmaktadır. Ayrıca tahrik maksatlı kullandığı motor ve pervane sistemi de uçuş esnasında kullanılmadığı durumlarda gövde içine katlanarak bu komponentlerden kaynaklanan sürüklenme kuvvetini ortadan kaldırmaktadır. Bu iki durumun planör performansına olan etkisini Piuma Twin’in 18 olan L/D oranının TST-14M’de 39 olması ile açık bir şekilde görmekteyiz. Kendi tasarımımızda bu durumu göz önünde bulundurarak pilotların oturuş düzenini tandem olarak seçiyoruz. Kullanmayı planladığımız motorun ebatlarının büyük olması ve katlama mekanizmasının ekstra ağırlık ve maliyet getireceğini ön görerek motor ve pervane sisteminin sabit olmasını, sadece pervanelerin katlanabilir olmasını tercih ediyoruz.



Şekil 2.3: Planörümüze ait taslak görünüm.



Şekil 2.4: Varşova Teknik Üniversitesinde geliştirilen PW-4 e ait görünüş [Url-5].

2.3 Taslak Ölçölendirme

Bu çalışmada tasarlanacak olan motorlu planörün imalatından sonra yetkili mercilerden ki bu Türkiye için SHGM (Sivil Havacılık Genel Müdürlüğü) dür, “Uçuşa Elverişlilik Sertifikası” alabilmesi için EASA (European Aviation Safety Agency) nin yayınlamış olduğı CS-22 “ Certification Specifications for Sailplanes and Powered Sailplanes” (Planörler ve Motorlu Planörler İçin Sertifikasyon Spekleri) dokümanına uygun tasarlanması ve imal edilmesi gerekmektedir. Bu maksatla aşağıda başlangıç değeri olarak seçilen tasarım değışkenleri bu dokümana uygun olarak belirlenmiştir.

CS-22 dokümanında planör şu şekilde kategorize edilmektedir:

- Planör maksimum ağırlığı 750 kg. geçmeyen,
- Tek motorlu (ateşlemeli ya da sıkıştırma yanmalı) tahrikli planör tasarım W/b^2 (ağırlık / kanat açıklığının karesi) değeri 3 ten büyük olmayan ($W[kg]$, $b[m]$), ve maksimum kalkış ağırlığı 850 kg. geçmeyen,
- Planör ve motorlu planör pilot sayısı ikiye geçmeyen hava aracıdır.

Ayrıca planörler U (Utility-Genel Maksat) ve A (Aerobatic-Akrobasi) kategorilerine de ayrılmaktadır. Biz tasarımıımızda U (genel maksat) kategorisinde yer alan değeri kullanağız.

Tasarlayacağımız planörden beklentilerimizi toparlayacak olursak:

- Eğitim – eğlence maksatlı, dolayısıyla iniş – kalkış ve perdövites süratleri nispeten düşük, kumandalarda hataları tolere edebilen aerodinamik kanat yapısında,
- Çift kişilik, tandem oturma düzenine sahip,
- Motorlu,
- İmalatı ve transportu kolay,
- Düşük maliyetli

Daha önceki bölümde yapmış olduğumuz incelemede bu tasarım kriterlerine yakın özellikte belirlemiş olduğumuz iki adet çift kişilik motorlu planör bulunmaktadır. Bunlar bir İtalyan uçak mühendisinin tasarlayıp planlarını ve parçalarını ev yapımı kit olarak imal edip sattığı Piuma Twin ve Varşova Politeknik Üniversitesi Havacılık Fakültesinde öğrenci ve öğretim görevlileri tarafından tasarlanıp fakülte atölyesinde

bir adet prototipi imal edilmiş olan PW-4 dır. Bu iki planörden ve kendi tasarım ihtiyaçlarımızdan yola çıkarak Çizelge 2.2 de verilen tasarım parametrelerini belirledik.

Çizelge 2.2: Hedef tasarım değerleri

Maksimum Kalkış Ağırlığı	650 kg
En İyi L/D oranı	30:1
Kanat Açıklığı	16 m
Asla Geçilmemesi Gereken Hız V_{NE}	200 km/s
Düz Uçuş Sürati	90 km/s
Perdövites Sürati	60 km/s

2.4 Ağırlıkların Belirlenmesi

Planörün toplam kalkış ağırlığını oluşturan alt gurupları şu şekilde sıralayabiliriz.

- Pilot ve yolcu ağırlığı: CS-22.25 e göre paraşütleri ile beraber toplam 180 kg.
- Motor ve pervane ağırlığı: Planörümüzde elimizde mevcut bulunan hava soğutmalı 3600 dev/dak'da 55 hp güç üreten bir VW motoru kullanmayı planlıyoruz. Bu motorun pervanesi ile beraber ağırlığı 100 kg. dır.
- Yakıt ağırlığı: Planörde yaklaşık 40 lt yakıt olması öngörülmektedir. Bu da yaklaşık 32 kg. lık ağırlığa denk gelmektedir.
- Gövde ağırlığı: Planörün gövdesi, kumanda tertibatı, iniş takımı, yatay ve dikey kuyruk takımı ve telsiz ve bataryası dahil CS-22 ye göre gerekli uçuş saatleri ile beraber toplam ağırlığı yaklaşık 180 kg. dır.
- Kanat ağırlıkları: Hedeflenen 600 kg. lık maksimum kalkış ağırlığından yukarıdaki ağırlıkları düşüğümüzde kanatlar için toplam 160 kg. lık bir payımız kalmaktadır. 6. bölümde ele alınacak olan optimizasyon çalışmasında kanatların toplam ağırlığının 140 kg. ve altında olması sağlanmaya çalışılacaktır.

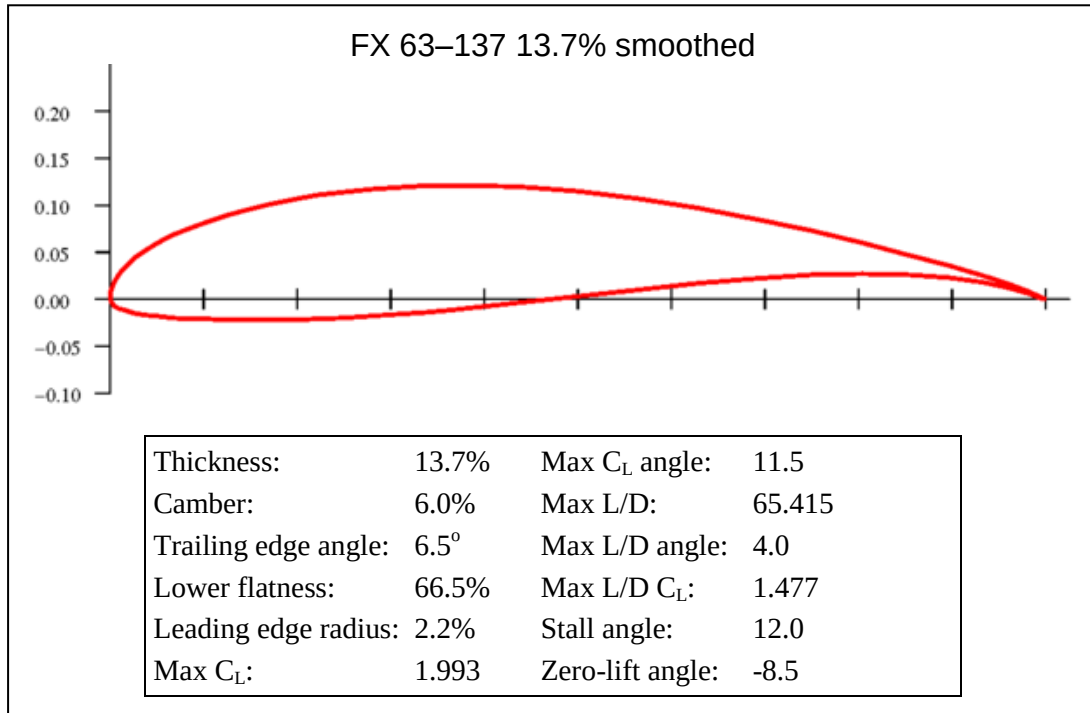
3. KANAT TASARIMI

3.1 Performans Analizi

Kanat tasarım görevi listesindeki ilk madde kanadın sadece taşıma ve sürüklenme analizidir. Bu iteratif analizi gerçekleştirmek için başlangıçta bazı kabuller yapmak gerekir. Bizim tasarımımızda kanat açıklığını 16 metre, maksimum kalkış ağırlığını 650 kg. ve en düşük kalkış ağırlığını da 520 kg. (2. pilotun ve yakıtın ağırlığını düşerek) sabit başlangıç değerleri olarak belirliyoruz. Başlangıç değişkenimiz olarak AR (Kanat açıklık oranı) seçtik.

$$AR = b^2 / S \quad (3.1)$$

Bu noktada kanada uygulamak için uygun bir profil de seçmek gerekir. Maksimum Taşıma Katsayısı C_L – Hücum Açısı grafiği çizilerek bulunabilir. Biz başlangıç olarak Wortmann FX 63-137 13,7% smoothed profilini seçiyoruz.

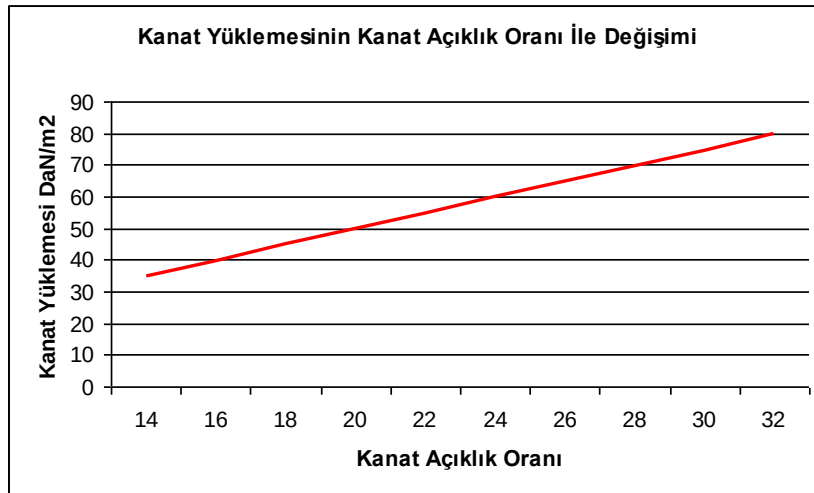
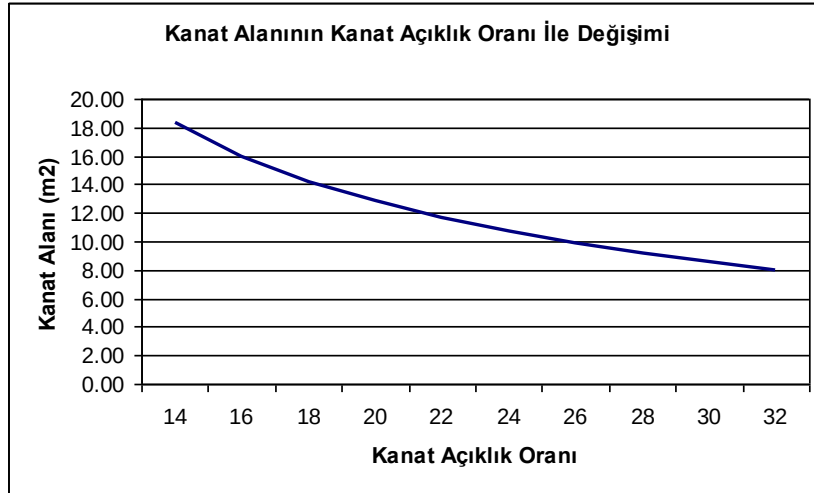


Şekil 3.1: Kanat profilimizin özellikleri

Kanat açıklık oranını değiştirerek kanat alanı ve kanat yüklemesindeki değişimi Çizelge 3.1'deki tablo ve grafikler vasıtasıyla inceleyebiliriz.

Çizelge 3.1: Kanat yüklemesi ve kanat alanının AR ve sabit açıklık ile değişimi.

Kanat Açıklığı (b)	Kanat Açıklık Oranı (AR)	Kanat Alanı (m ²)	Kanat Yüklemesi (daN/m ²)
16	14	18.29	34.87
16	16	16.00	39.85
16	18	14.22	44.83
16	20	12.80	49.82
16	22	11.64	54.80
16	24	10.67	59.78
16	26	9.85	64.76
16	28	9.14	69.74
16	30	8.53	74.72
16	32	8.00	79.71

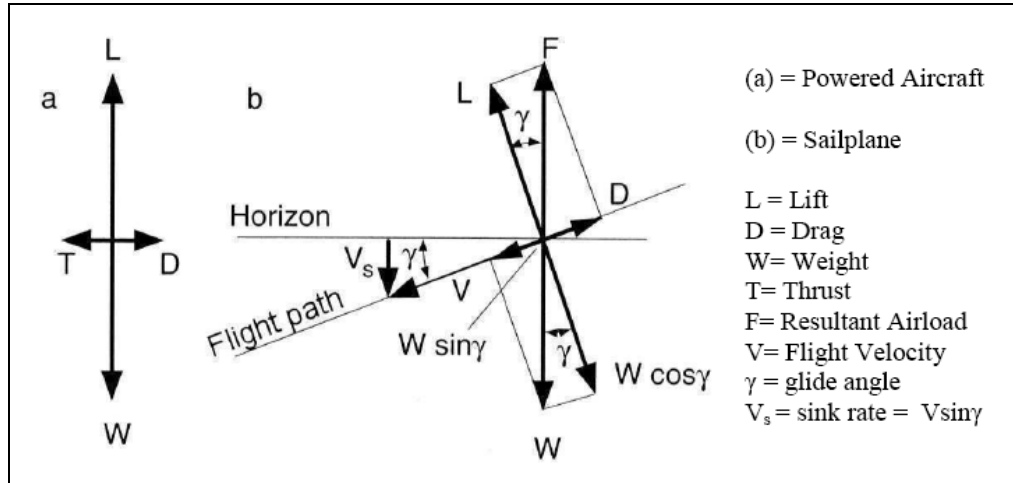


Bu noktadan itibaren planörümüze etkiyen aerodinamik kuvvetleri incelemeye başlayabiliriz. Bu kuvvetler taşıma, sürüklenme, itki ve ağırlık olmak üzere uçuş hattına paralel ve dik komponentlere ayrılarak ve aşağıdaki temel denklemleri kullanarak hesaplanır.

$$L = C_L \frac{1}{2} \rho V^2 S \quad (3.2)$$

$$D = C_D \frac{1}{2} \rho V^2 S \quad (3.3)$$

Durgun hava koşullarında sabit irtifa uçuşunu muhafaza edebilmek için taşıma, ağırlık, sürüklenme ve itki kuvvetleri arasında bir denge olması gerekmektedir. Tanım olarak planörler motorsuz hava araçları olduğu için, sürüklenme kuvvetini dengeleyecek olan itki kuvveti sıfırdır. Sonuç olarak planörler için normal bir düz uçuş sabit oranda irtifa kaybıyla mümkün olabilmektedir. Planörün sürüklenme ve çöküş oranını matematiksel olarak vektörlerine ayırarak inceleyebiliriz. Şekil 3.2 de motorlu bir hava aracına ve motorsuz bir planöre etkiyen yüklerin dengesini görebiliriz.



Şekil 3.2: Düz uçuşta kuvvetlerin dengesi

Planör için bu vektörsel ayrıştırmayı ve denklemler 3.1 ve 3.2'yi kullanarak taşıma ve sürüklenme kuvvetlerini ağırlığın bir fonksiyonu olarak ifade etmek mümkündür.

$$L = W \cos \gamma \quad (3.4)$$

$$D = w \sin \gamma \quad (3.5)$$

Şekil 3.2 b’de gösterilen uçuş hattı ile yatay düzlem arasındaki γ açısı aynı zamanda süzülme açısı olarak da bilinmektedir. Bu denklemlerden birim sürüklenme kuvveti başına ne kadar taşıma kuvveti oluştuğuna dair basit bir oran elde etmek mümkündür. Elde edilen bu Taşımanın Sürüklenme kuvvetine olan oranı aynı zamanda Süzülme Oranı olarak da bilinmektedir ve planör tasarımındaki en önemli değişken parametredir. Süzülme oranının yüksek olması daha düşük çöküş oranı ve buna bağlı olarak planörün verilen hızda daha uzağa gitmesi anlamına gelmektedir.

$$\tan \gamma = \frac{D}{L} = \frac{C_D}{C_L} \dots, \therefore \frac{L}{D} = \frac{1}{\tan \gamma} \quad (3.6)$$

Çizelge 3.2’de farklı modern planörlere ait teknik özellikler verilmiştir. Bu tabloyu incelediğimizde süzülme oranının 35 ile 45 arasında değiştiğini görmekteyiz. Bu süzülme oranlarını sağlayan süzülme açıları genelde 3 ile 1 derece arasında değişmektedir. Bu değerler tek kişilik planörlere ait özelliklerdir. Bizim daha önceki bölümde incelemiş olduğumuz çift kişilik motorlu planörlerde bu değerler 18 ile 39 arasında değişmekteydi. Bizde tasarımımda 30:1 süzülme oranını hedeflemiş bulunmaktayız.

Çizelge 3.2: Mevcut planörlerin AR ve süzülme oranı değerleri.

Maunfacturer	Model	Span	AR	Wing Area	Length	Empty mass	MTOM	Best Glide Ratio	at speed	Min Sink rate (max mass)	at speed	Stalling speed	Max manoeuvre speed
Cranfield	Project Sailplane	15	29.3	7.68	7.2	280	525	50.59	115	0.5	115	80.3	250
Akademische Fliegergruppe Hannover eV	AFH24	15	21.8	10.27	6.75	225	475	42	98	0.58	80	73	270
Akademische Fliegergruppe Hannover eV	AK-5	15	21.1	10.65	6.8	265	485	39	112	0.6	84	70	270
Akademische Fliegergruppe Hannover eV	AK-8	15	23	9.7	6.8	230	460	41	105	0.6	80	70	250
Schneider	LS4	15	21.4	10.5	6.83	238	472	40.5	100	0.6	75	68	270
Schempp-Hirth	Discus	15	21.3	10.58	6.35	228	525	43	100	0.59	78	60	250
Schleicher	ASW24	15	22.5	10	6.55	230	500	43	105	0.58	70	70	270
SZD	SZD-48-3	15	21.1	10.66	6.85	274	540	40	123	0.77	97	82	285
Schleicher	ASW28	15	21.4	10.5	6.585	240	525	45	92	0.55		70	270

Bu noktada hatırlamamız gereken bir hususta yukarıdaki analizlerde L/D oranını düşüren gövde ve kaplamadan gelen olumsuz etkileri göz önüne almadığımızdır. Pratik uygulamalardan elde edilen sonuçlara göre performans analizi sonucunda elde

edilen L/D oranından ortalama bir değer olan 8 puanı düşmek gerekir ki geręek hayattaki L/D performansını yakalamış olalım. Ayrıca motorlu planörümüzün pervanesi sabit olacağından ve motor silindirlerinin hava soğutmalı olmasından ötürü ilave sürüklenme yaratacakları düşüncesiyle bizim durumumuzda ilave olarak bir 4 puan daha düşmek daha geręekçi sonuçlar verecektir.

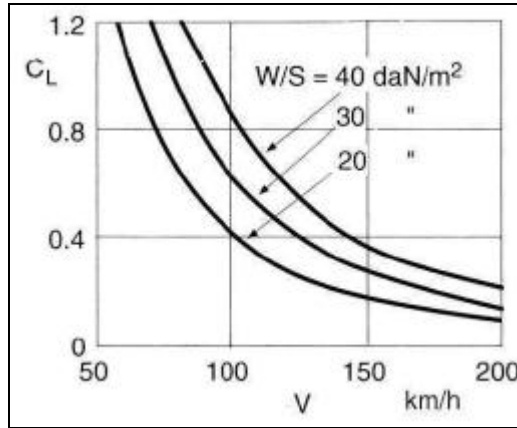
Saf performans analizimize sabit süzölme uçuş şartlarını göz önüne alarak devam edecek olursak, taşıma denklemini (3.2) taşıma denkleminde (3.4) yerine koyarak;

$$C_L \frac{1}{2} \rho V^2 S = W \cos \gamma \quad (3.7)$$

$\cos \gamma$ değerini pratik olarak =1 alabiliriz zira planörlerin süzölme oranı motorlu uçaklarınkinden çok daha fazla olduğu için hatamız ihmal edilebilecek kadar az olacaktır. Bu şartı (3.7) denkleminde yerine koyarsak,

$$V = \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_L}} \quad \text{Düz Uçuş Hız Denklemini} \quad (3.8)$$

Bu denklemde bir arada ifade edilen kanat yüklemesi (W/S), taşıma katsayısı ve hız arasındaki ilişki planör performans analizindeki temel taşıdır. Şekil 3.3 de modern planörlerin sahip olduğu kanat yüklemesi ve düz uçuş hızı arasındaki ilişkiyi göstermektedir.



Şekil 3.3: Kanat yüklemesi, hız ve taşıma katsayısı arasındaki ilişki.

Temel aerodinamik bilgilerine bağlı olarak Şekil 3.3 teki grafik bize daha düşük uçuş hızlarının yüksek hücum açılarında yüksek taşıma katsayılarına ve yüksek hızların düşük taşıma katsayılarına sebep olacağını ispatlamaktadır. Bu bulguları genişleterek

düşük hızlarda taşıma katsayısındaki büyük değişikliklerin hava hızında küçük değişimlere yol açacağını, benzer şekilde yüksek hızlarda taşıma katsayısındaki küçük değişikliklerin hava hızında büyük değişimlere yol açacağını görebiliriz. Bu karakteristik özellikler kanat tasarımı için profil seçerken çok büyük öneme sahiptir.

Seçilen profilin hücum açısı ve sınır tabaka ayrılmasına bağlı olarak pratik bir taşıma katsayısı sınırı vardır. Bu da belli bir hızın altında planörün düz uçuş şartlarını gerçekleştiremeyeceği anlamına gelmektedir. Bu hız Minimum Denge Hızı olarak bilinmekte ve aşağıdaki denklem ile ifade edilmektedir:

$$V_{(min)} = \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_{LMAX}}} \quad \text{Düz Uçuş Hız Denklemi} \quad (3.9)$$

Verilen maksimum taşıma katsayısına bağlı olarak kanat yüklemesi arttıkça bu hız da artmaktadır. Kanat açıklığı sabit olduğunda kanat açıklık oranı arttıkça kanat alanı azalmakta, kanat yüklemesi artmakta, planörün düşük hız performansı da azalmaktadır. Bu hız perdövites hızıyla aynı değildir.

Planörün çöküş hızı (V_s) süzülme açısına bağlı olarak elde edilir;

$$V_s = V \sin \gamma \quad (3.10)$$

Küçük açı kabulü ile $\sin \gamma = \tan \gamma = C_D/C_L$

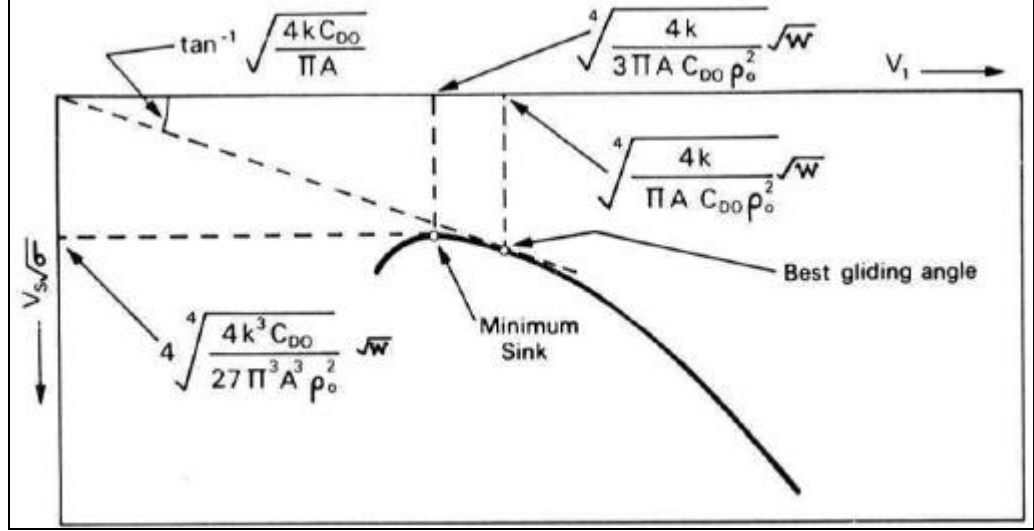
$$V_s = \frac{C_D}{C_L} \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_L}} = \frac{C_D}{C_L^{(3/2)}} \sqrt{\frac{2W}{\rho S}} \quad (3.11)$$

$C_D/C_L^{(3/2)}$ terimi aynı zamanda tırmanma indeksi olarak da bilinir ve planörün çökme seviyesinin bir göstergesidir çünkü belirli yükseklikte, sabit kanat geometrisi için $\sqrt{(2W/\rho S)}$ terimi sabittir. Dahası bu ifade direk olarak çöküş hızının kanat yüklemesinin bir fonksiyonu olduğunu göstermektedir.

Yukarıdaki ifade uçuş ve çöküş hızları için doğru kanat plan form ve geometrisinin seçiminin taşıma ve sürüklenme katsayıları ile beraber ne kadar önemli olduğunu göstermektedir. Her planör kendine has bir sürüklenme polarına sahiptir ve bu planörün hızı üzerindeki taşıma ve sürüklenme katsayılarının temel ilişkisini göstermektedir. Fakat bir planör tasarımına karakteristik sürüklenme poları sağlamak ve sürüklenme kuvvetlerini tayin etmek üzere sürüklenme katsayısı için bir değer

üretilmelidir.

Şekil 3.4 te bütün hızlar eşdeğerdir. W lb/ft² cinsinden kanat yüklemesidir. Sabit geometrili bütün planörler için sürüklenme poları temel olarak az değer farklarıyla benzer şekle sahiptir.



Şekil 3.4: Teorik planör hız sürüklenme polarının temel noktaları (sürüklenme polarından türetilmiştir).

Planörün sürüklenmesine katkıda bulunan üç ana unsur vardır. Bunlar basınç sürüklenmesi, yüzey sürüklenmesi ve indüklenmiş sürüklenme. Sıfır taşıma durumunda kanat üzerindeki sürüklenme sadece yüzey ve basınç sürüklenmesinden kaynaklanmaktadır. Bu sıfır taşıma durumundaki sürüklenme katsayısı C_{D0} ile ifade edilmektedir. Sıfır taşıma açısı haricindeki bütün taşıma katsayısı açıları sürüklemeye doğrudan etki eder. Taşımaya bağlı indüklenmiş sürüklenme aşağıdaki ifade ile belirlenir;

$$C_{Di} = \frac{C_L^2}{\pi \cdot AR \cdot e} \quad e = \text{Oswald etkinlik faktörü} \quad (3.12)$$

$1/e = k =$ profil sürüklenme katsayısı olarak genellikle bu denklemden çıkarılır.

Kanat üzerindeki sürüklemeyi C_{D0} ve k yı minimize edip, kanat açıklık oranını maksimize ederek düşürmek çok basit gibi görülebilir. Fakat diğer faktörler bu değerlendirmeyi mümkün kılmamaktadır. Daha öncede ifade edildiği gibi değişkenler birbirlerine bağlıdır, örneğin kanat açıklık oranındaki yükselme kanat yüklemesini de arttıracak ve buda profil sürüklenme katsayısı k yı arttıracaktır. Bu ilişkiler sebebiyle istenilen en uygun tasarımı elde etmek için iteratif bir tasarım

alışması yapmak gerekmektedir.

Amacımız sürüklemeyi minimize etmek olduğuna göre başlıca değiştirebileceğimiz değişkenlerimiz kanat açıklığı, kanat yüklemesi ve kanat açıklık oranıdır. Kanat açıklığı hiçbir denklemde ana değişken olarak görünmemekle beraber birincil derecede öneme sahiptir. Kanadın açıklık oranı, açıklık ve veter büyüklükleri olarak geniş olması Reynolds sayısının yükselmesine ve C_{D0} ın düşük olmasına sebep olmaktadır.

Kanat açıklığının tasarımcı tarafından mümkün olduğunca büyük seçilmesi uygundur. Pratik olarak 30 metre sınır teşkil etmektedir. Bu ebatlarda kanat açıklığı termal içindeki dönüş yarıçapını hissedilir derecede etkilemektedir. Ayrıca sapma oranına bağlı yalpa momenti kanat açıklığı ile beraber artma eğilimindedir. Kanat açıklığının 20 metrenin üzerine çıktığı durumlarda aeroelastik yükler baskın hale gelmekte ve mukavemet hesapları bu yüklere göre yapılmaktadır. Kanat açıklığının düşük olması işletme ve transpot açısından da istenilen bir durumdur.

Kanat açıklığını ve geometrisini belirledikten sonra sivrilik oranı ve burkulma açısı bir sonraki önemli değişkenler haline gelmektedir.

Kanat ve uçlarından havanın sirklsyonu sonucu oluşan Vorteks sürüklemesinin en az olabilmesi için kanat boyunca eliptik bir taşıma dağılımı sağlayacak kanadın tasarlanması gerekmektedir. Ancak teorik olarak bu sıfır twist ile mükemmel eliptik plan form kanadı imal etmek ile mümkün olabilmektedir. Fakat imalat noktasındaki etkenler bunu pratik olmaktan çıkarmaktadır. Pratikte bunun yerine eliptik taşıma dağılımına yaklaşmak için üç ya da dört kademeli tapered kanatlar kullanılmaktadır. Bununla beraber kanat ucunda kök veterine göre daha düşük hcm açısı sağlayacak twist açısı gerekmektedir. Bu kanat uçlarında daha düşük hava yüklerinin oluşmasına ve kök kısmına göre daha yüksek hücum açılarında ve daha düşük hızlarda perdviteye girmesine imkân sağlamaktadır. Bu da perdövites hızları civarında kontrolün kaybedilmemesine ve spin gibi istenmeyen hareketlerin nlenmesine yardımcı olmaktadır.

şekil 3.4 – Tipik sürükleme polarında, minimum çökme hızı noktasını termikler içinde düşük çökme oranları ile daireler çizerek abilmek için mümkün olduğunca grafiğin sol st köşesine yakın hale getirebilmek önemlidir. Fakat termikler arası düz

uçuş performansını arttırabilmek için de sürüklenme polarının sağ kısmının grafikte mümkün olduğunca sağa yaklaştırılması gerekmektedir. En iyi süzülme oranı grafiğin orijininin sürüklenme polar eğrisine tanjant bir çizgi çekerek bulunur. Bu çizginin temas noktası en iyi süzülme oranının yakalandığı taşıma katsayısı değeridir. En iyi tırmanma indeksi taşıma katsayısı ise en iyi süzülme oranı taşıma katsayısının $\sqrt{3}$ katı kadardır.

Pilot için sürüklenme polarından ziyade Şekil 3.4 deki hız sürüklenme poları daha önemlidir. Dönüşüm daha önce uçuş hızı ve çökme hızı için türetilen denklemlerin yerine konmasıyla elde edilir. İki polar arasındaki ilişkiyi aynı zamanda kanat yüklemesi de etkilemektedir. Bu sebeple pek çok planörün katalogunda minimum ve maksimum uçuş ağırlıkları için hız sürüklenme polarları verilmektedir.

Verilen herhangi bir profilin toplam sürüklenme katsayısını hesaplamak için aşağıdaki sürüklenme polar denklemi kullanılmaktadır:

$$C_D = C_{D0} + \frac{C_L^2}{\pi \cdot AR \cdot e} = C_{D0} + \frac{KC_L^2}{\pi \cdot AR} \quad (3.13)$$

C_{D0} – sıkıştırılmaz ($M < 0.3$) sıfır taşıma sürüklenme katsayısıdır ve aşağıdaki gibi ifade edilir:

$$C_{D0} = C_F \cdot K_F \left(\frac{S_{wet}}{S_{ref}} \right) \quad (3.14)$$

S_{ref} = referans / toplam kanat alanı

S_{wet} = ıslak kanat alanı

K_F = kanat form faktörü

C_F = yüzey sürtünme katsayısı

$$S_{wet} = 2 \cdot S_{ref} \left[1 + 0.25 \left(\frac{t}{c} \right)_r \cdot \left(\frac{1 + \tau \lambda}{1 + \lambda} \right) \right] \quad \tau = \frac{\left(\frac{t}{c} \right)_r}{\left(\frac{t}{c} \right)_t} \text{ ve } \tau = \frac{c_t}{c_r} \quad (3.15)$$

Aynı zamanda:

$$C_F = \left[0.0048 - (0.006 \log_{10} 10.7 S_{ref}) (1 - 0.2M) \left(1 - \frac{(2c_{lam})}{(S_{wet}/S_{ref})} \right) \right] \quad (3.16)$$

Taşıma indüklenmiş sürüklenme katsayısını hesaplamak için denklem 3.12'yi kullanarak:

$$C_{Di} = \frac{K_v \cdot C_L^2}{\pi \cdot AR} \quad (3.17)$$

K_v – Vorteks sürüklenme faktörü aşağıdaki ifade ile tanımlanmaktadır:

$$K_v = \left[\left[1 + \frac{(0.142 + 0.0062AR) \left(10 \frac{t}{c} \right)^{0.33}}{\left(\cos \Lambda_{\frac{1}{4}} \right)^2} + \frac{0.1}{(4 + AR)^{0.8}} \right] \right] \quad (3.18)$$

$\Lambda_{\frac{1}{4}}$ = çeyrek veter sivrilik oranı

Yukarıdaki denklemleri denklem 3.3'e uygulayarak farklı uçuş hızları, kanat kesitleri, profil şekilleri, kanat açıklık oranları ve kanat yüklemeleri için sürüklenme kuvvetinin ve sürüklenme katsayılarının gerçek değerleri hesaplanabilir.

Amacımız saf performans analizinde L/D oranını 30/1 den üstte tutacak bir kanat tasarımı yapmak olduğundan, gövde, motor ve pervane sürüklemelerinden gelen 8+4=12 puanlık performans kaybını da ilave ederek L/D>42 olan bir kanat plan formu tasarlamak. Tasarımımıza hız katmak maksadıyla QFLR5 analiz programından yararlanacağız. Bu program aşağıda anlatılacağı üzere XFOIL algoritmasını kullanmaktadır.

QFLR5 göreceli olarak karmaşık kanat tasarım problemlerinin çözümünde hızlı bir çözüm sağlayan, iyi grafik sonuçlar üreten, 2 ve 3 boyutlu kanat tasarımlarının geliştirilmesine efektif olarak yardımcı olan bir aerodinamik yazılımıdır. Bu çalışmada QFLR5 yazılımı ana olarak kanat profillerinin seçiminde ve kanat şeklinin belirlenmesinde yardımcı olarak kullanılmıştır. Daha sonrasında 2 ve 3 boyutlu analiz yeteneği sayesinde kanadın performansı test edilmiş ve yüklemeye bağlı olarak kanat köküne etkiyen eğilme momentleri hesaplanmıştır. Kanat boyunca yük

dağılım şekli kontrol edilmiş ve mümkün olan en fazla şekilde eliptik yük dağılım profili sağlanmaya çalışılmıştır.

Daha önce belirtildiği üzere tasarlanacak olan kanat gövde ve pervane etkilerinden izole edilmiş olarak 42 den yüksek bir süzülme oranı verecek şekilde olmalıdır. QFLR5 analizinin ilk etabı ihtiyacımıza uygun kanat profilini seçmek üzere potansiyel düşük hız laminar akım profilleri arasında araştırma yapmak şeklinde olacaktır. Yüksek performanslı ASH ve Schempp-Hirth planörleri incelendiğinde Wortmann FX 60 serisi profilleri kullandıklarını görmekteyiz. Wortmann profillerinin genel karakteristiği firar kenarında belirgin bir aşağı yönlü kıvrım olması, pek çok düşük hız profillerine nazaran daha ince olması ve daha keskin bir hücum kenarı eğrisine sahip olmasıdır. 60 serisi profillerin 1960'lı yıllarda geliştirildiğini, takip eden rakamlar ise profilin kalınlık oranını belirtmektedir. Buna göre FX 62-125 profili 1962 yılında geliştirilmiş olup %12.5 lik bir kalınlık oranına sahiptir.

Profillerin 2 boyutlu analizi için öncelikle profil koordinatlarına ihtiyaç duymaktayız. Bu veriyi University of Illinois at Urbana-Champaign Department of Aerospace Engineering'e ait geniş veritabanından elde edebiliriz. Bu veritabanında düşük hızlarda kullanılmak üzere 1500 den fazla profile ait kayıt bulunmaktadır.

Başlangıç olarak bir kanat profili seçildikten sonra 2 boyutlu polarları elde etmek üzere analize başlayabiliriz. En yüksek ve en düşük Re sayıları ile hücum açılarını tarayacak bir dizi analiz yapmamız gerekmektedir. Bu proje için yarımşar derecelik artırımlarla -10 dan 20 dereceye kadar olan hücum açıları analiz edilmiştir. Yazılıma verilecek Re sayısı ayrıca hesaplanmak durumundadır.

Bu projede Re sayısı:

$$R_e = \frac{V \bar{c}}{\nu} ; V = \text{hız}; \bar{c} = \text{ortalama aerodinamik veter}; \quad (3.19)$$

ν = havanın kinematik viskozitesi

Planörün düz uçuş sürati $V_s = 90 \text{ km/sa} = 25 \text{ m/sn}$; $V_{NE} = 200 \text{ km/sa} = 56 \text{ m/sn}$;

$\bar{c} = 0.65 \text{ m}$

Çizelge 3.3 : ICAO 1964 standart atmosfer değerleri.

Altitude	Pressure	Density	Temp.	Kinematic Viscosity	Speed of Sound
h m	p [hPa]	ρ [kg/m ³]	T °K	ν 10 ⁻⁵ [m ² /s]	a [m/s]
0	1013.3	1.225	288.2	1.46	340.3
500	954.6	1.167	284.9	1.52	338.4
1000	898.7	1.112	281.7	1.58	336.4
1500	845.6	1.058	278.4	1.65	334.5
2000	795.0	1.007	275.2	1.71	332.5
2500	746.8	0.957	271.9	1.79	330.6
3000	701.1	0.909	268.7	1.86	328.6
4000	616.4	0.819	262.2	2.03	324.6
5000	540.2	0.736	255.7	2.21	320.5
8000	356.0	0.525	236.2	2.91	308.1
11000	226.3	0.364	216.7	3.91	295.1
15000	120.4	0.194	216.7	7.34	295.1
20000	54.7	0.088	216.7	16.15	295.1
30000	11.7	0.018	226.7	81.95	301.8

Planörümüzün uçacağı irtifaları minimum deniz seviyesinde ve maksimum 4000m olarak belirliyoruz. 4000 metrenin üzerinde ilave olarak oksijen tertibatı gerekeceği için bu irtifanın üzerine çıkmıyoruz. Çizelge 3.3 ve diğer verilere göre

$R_{e-min} = 800.000$ ve $R_{e-maks} = 2.500.000$ olarak hesaplanır.

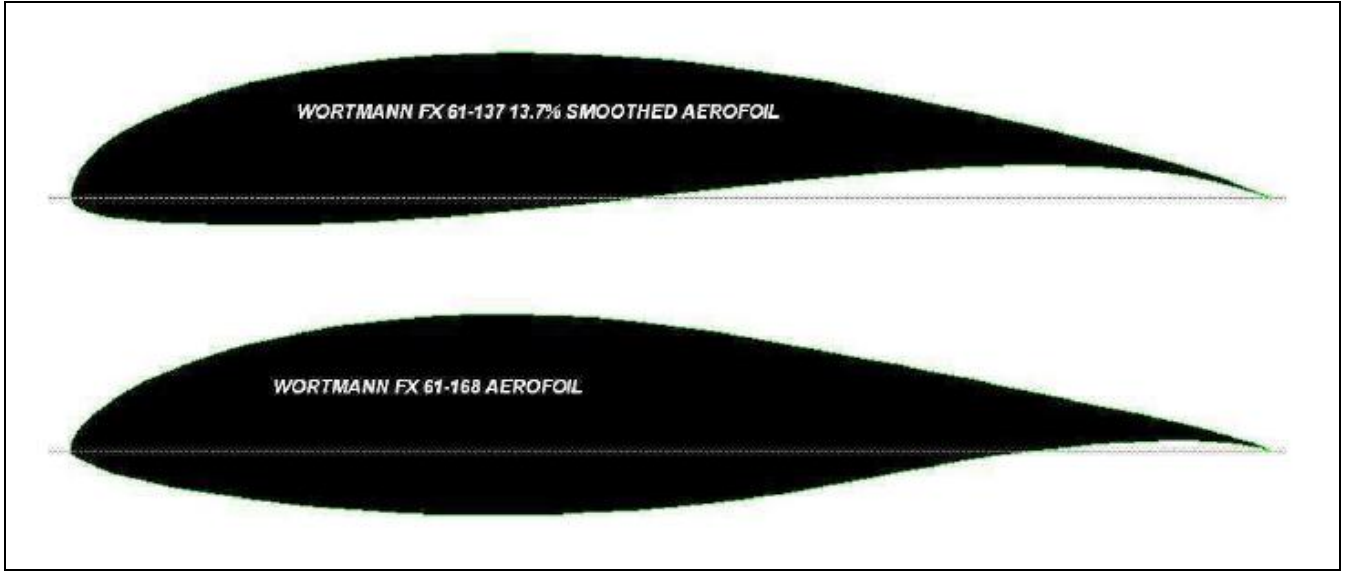
Çizelge 3.4 : Bazı planörlerde kullanılan kanat profilleri.

Sıra No	İmalatçı Adı	Planör Modeli	Kök Profili	Uç Profili
1	Schempp-Hirth	Cirrus	FX66-196	FX66-161
2		D30	NACA 2414	NACA 4412
3		Janus	FX67-K-170	FX-K-150
4		Milan GS6	NACA 23012	NACA 23012
5		Mininoa	Göttingen 681	Göttingen 693
6		Nimbus 3D	FX79-K-143/17	FX77-135/20
7		SHK	Eppler 266	Eppler 266
8		Austria	NACA 65-145	NACA 65-145
9		Ventus 2	DU93-132/15	DU93-132/15
10	Schleicher	ASK 14	NACA 63-618	Juokowski %12
11		ASK 15	FX61-163	FX60-126
12		DG100	FX61-184	FX60-126
13		DG200	FX67-K-170mod	FX67-K-170mod
14		DG400	FX67-K-170/17	FX67-K-170/17
15		DG500	FX73-K-170/20	FX73-K-170/20
16		DG600	DFVLR HQ-35	HQ37
17		DG800 M	DU89-138/14	DU92-137/14

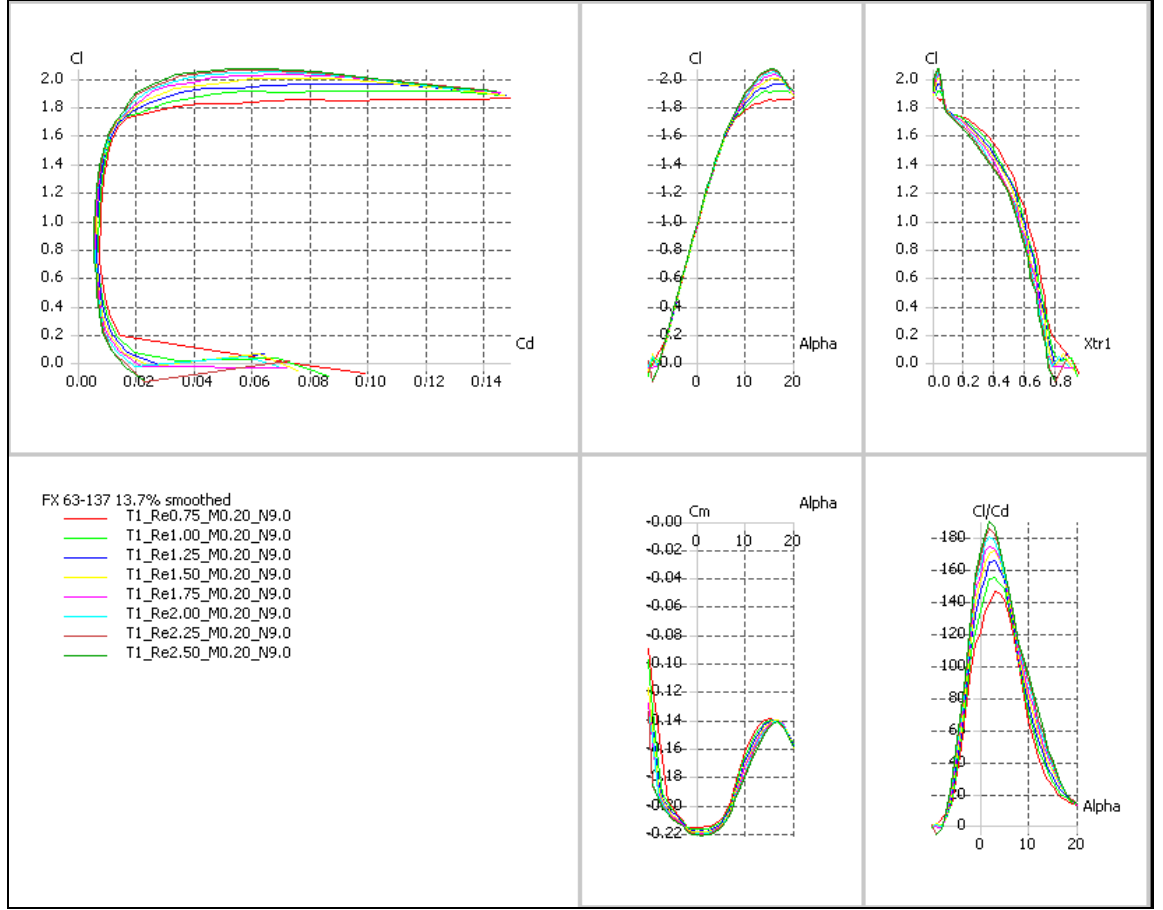
Çizelge 3.4’te bazı planörlerde kullanılmış olan kanat profillerini görmekteyiz. Çizelge de yer alan planörler planörcülükte dünyada söz sahibi olan Alman ekolünün tasarlayıp imal etmiş olduğu planörlerdir. Çizelgeden de görüleceği üzere bu planörlerde genellikle FX ve DU serisi kanat profilleri tercih edilmiştir. Bu profillerin özellikleri düşük Re sayılarında laminar akım sağlayan yüksek taşıma katsayılı profiller olmalarıdır. Özellikle bu maksat için tasarlanmışlardır.

Bizde başlangıç için Re sayılarımızı ve diğer parametrelerimiz belirlediğimize göre kanadımızın aerodinamik tasarımına başlayabiliriz. Bu maksatla seçmiş olduğumuz kanat profilleri üzerinde belirlemiş olduğumuz Re sayısı aralığında 250.000’lik aralıklarla -10/+20 derece hücum açısı aralığında 2 boyutlu polar analizi koşturacağız. Bölümün başında da belirttiğimiz üzere Wortmann serisinden

FX 63-137, %13.7 smoothed profilini seçmiştik. Kanat kökünden 5,025m mesafeye kadar bu profili, 6 metreden sonra FX 61-168, %16.8 smoothed profilini, ve her ikisi arasında da yumuşak bir geçişi öngöröyoruz. Bu seçimin ilerleyen bölümlerde 3 boyutlu kanat analizi sırasında L/D oranını maksimize etmek amacıyla yapıldığı anlatılacaktır.

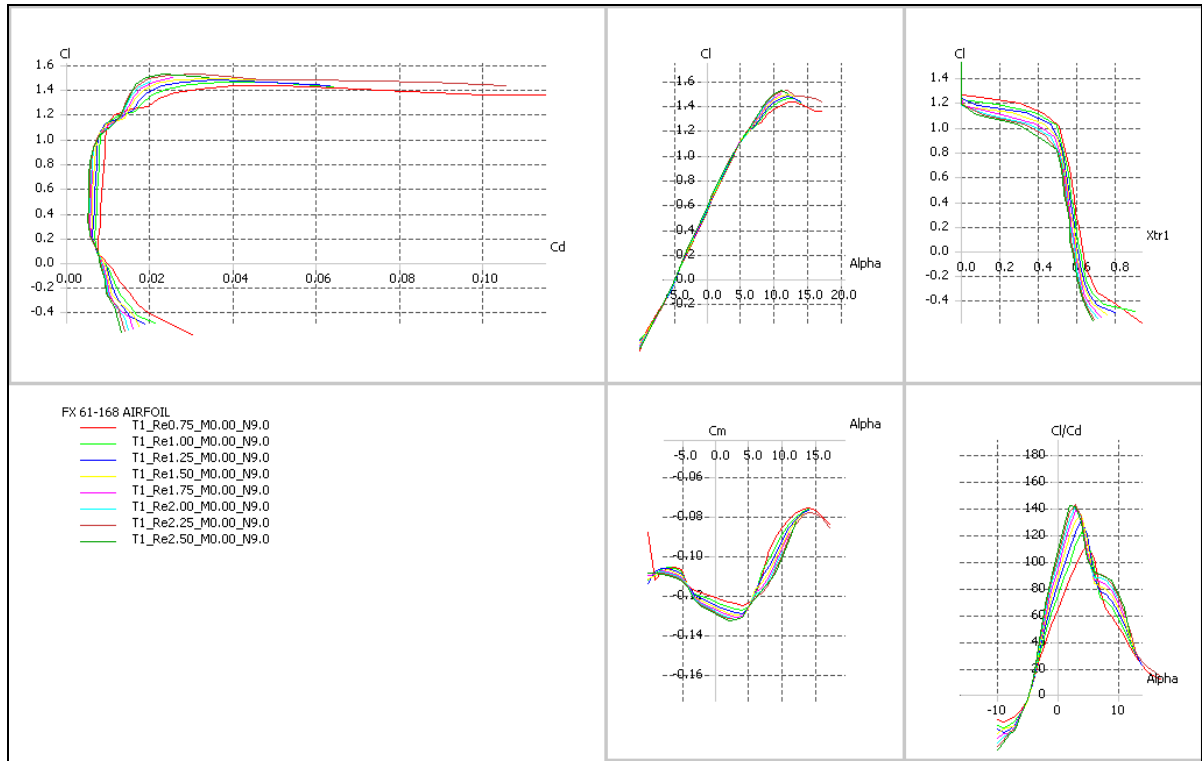


şekil 3.5: Proje için seçilmiş olan kanat profilleri.



Şekil 3.6: FX 63-137, %13.7 smoothed profiline ait iki boyutlu polar eğrileri.

Şekil 3.6'daki eğrileri özetleyecek olursak: FX 63-137 13.7% smoothed profili yaklaşık 15 derece hücum açısında maksimum 2,18 taşıma katsayısına en büyük Re sayısında ulaşmakta, bu değer en düşük Re sayısında 1,9'a düşmektedir. Profil veterinin %25'inde maksimum kalınlığı olan %13.7'e sahiptir. Yunuslama moment katsayısı grafiği profilin 0 derece civarında Re aralığı boyunca maksimum -0.215 yunuslama momentine sahip olduğunu göstermektedir. Benzer şekilde ana sürüklenme poları ve süzülme oranı – hücum açısı polarları profilin 2 derece hücum açısı civarında en iyi L/D oranı olan 52,5'e ulaştığını göstermektedir.



Şekil 3.7: FX 61-168 profiline ait iki boyutlu polar eğrileri.

Şekil 3.7’deki eğrileri özetleyecek olursak: FX 61-168 profili en iyi taşıma katsayısı değeri olan 1,5’e yaklaşık 10 derece hücum açısında ulaşmakta, bu değer aynı hücum açısında en düşük Re sayısında 1,35 civarına gerilemektedir. Profil veterinin %37.1 desinde maksimum kalınlığı olan %16.8 değerine ulaşmaktadır. Yunuslama momenti katsayısı Re aralığı boyunca 2,5 derece civarında -0,125 değerine ulaşmaktadır. En iyi L/D oranı olan 60 değerine ise 2 derecelik hücum açısında ulaşmaktadır.

Yukarıda elde edilen değerler bölümün başında anlatılan QLFR analiz yazılımı kullanılarak elde edilmiştir.

3.2 Tasarım Yöntemi

Planörün toplam sürüklemesini üç ana parçaya ayırarak inceleyebiliriz;

$$C_{DT} = C_{D_{\text{Parazit}}} + C_{D_{\text{profil}}} + C_{D_{\text{indüklenmiş}}} \quad (3.20)$$

Düşük süratlerde indüklenmiş sürüklenme daha büyüktür, daha yüksek süratlerde parazit sürüklenme daha büyüktür ve eğer profil sürüklemesi geniş bir aralıkta seçilmişse profil sürüklemesi göreceli olarak sabit kalır.

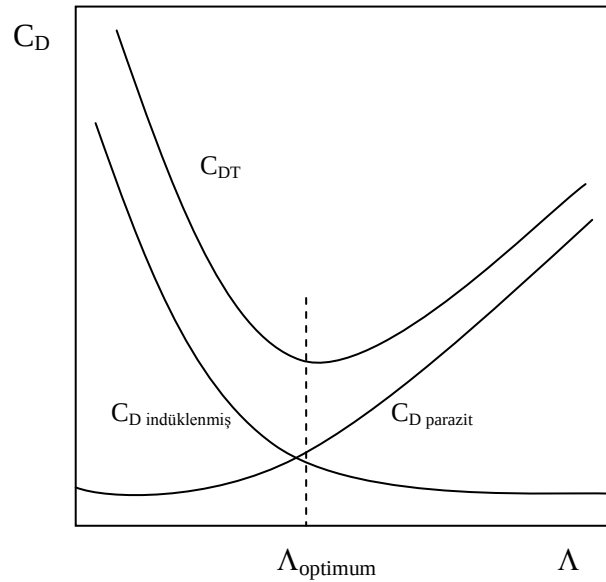
Seçmiş olduğumuz FX 63-137 Smoothed profili Dr. F.X. Wortmann tarafından optimize edilmiş olup ;

$$C_{D_{0\text{Kanat}}} = 0,0055$$

Değerine sahiptir.

3.3 Kanat Açıklık Oranının Seçimi

Kanat açıklığı belirlenmiş bir kanat için en iyi kanat açıklık oranı, C_{DT} ve kanat açıklık oranı arasındaki ilişki değerlendirilerek elde edilir.

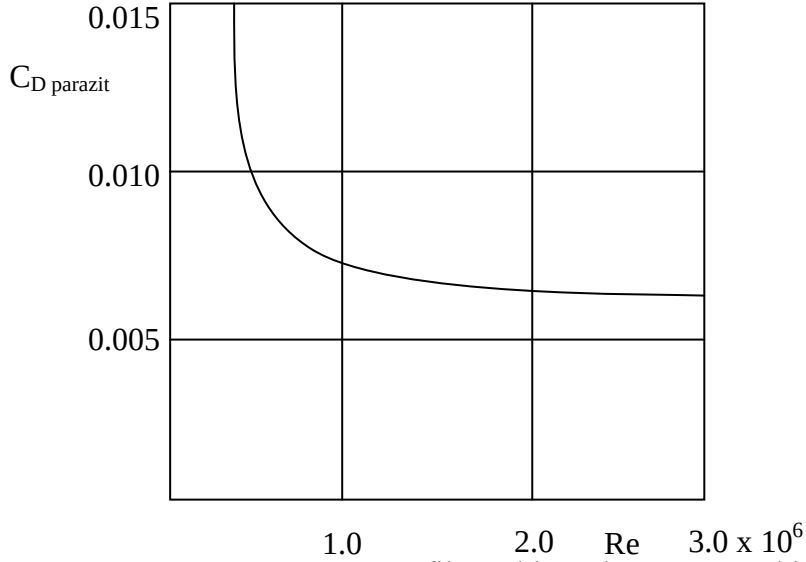


Şekil 3.8: Kanat açıklık oranının en iyi değeri

Kanat açıklığı sabit olan bir kanat için kanat açıklık oranındaki artış kanat veterinin azalması anlamına gelir. Veterdeki azalma da Re sayısının düşmesi anlamına gelir.

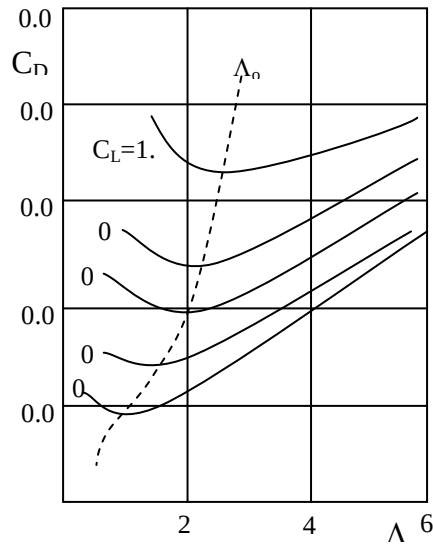
$$\downarrow Re = \frac{Vc \downarrow}{\nu} \quad (3.21)$$

Düşük Re sayılarında daha yüksek parazit sürüklenme katsayıları üretirler.



Şekil 3.9: Reynolds sayısının profil sürüklenme katsayısına etkisi

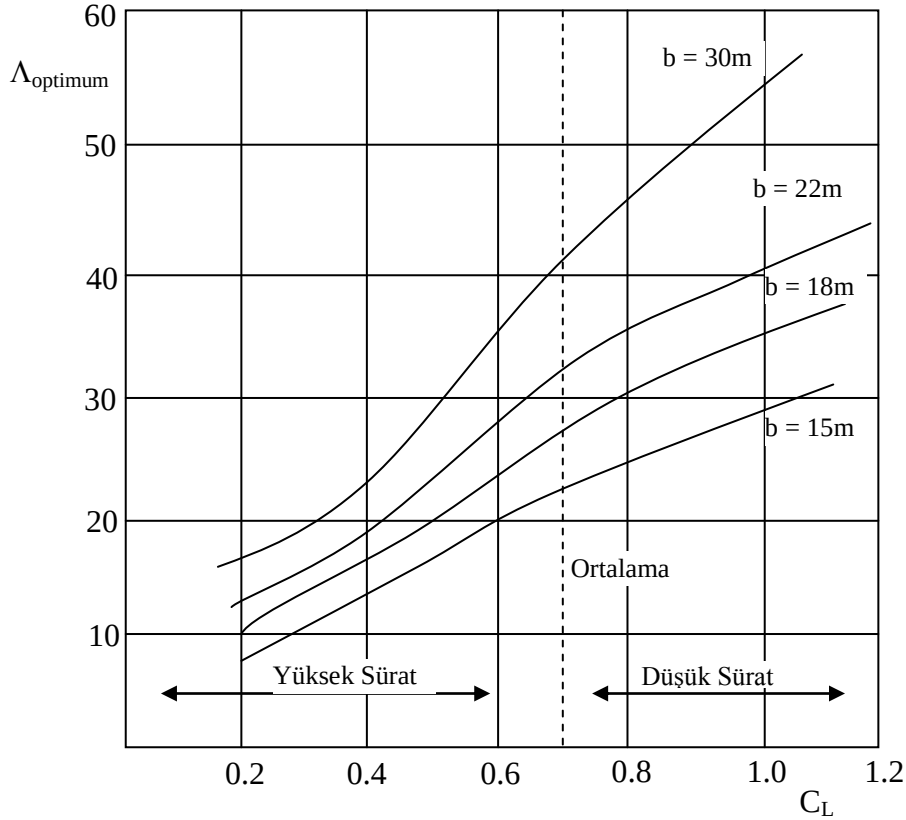
Fakat daha yüksek kanat açıklık oranları indüklenmiş sürüklemeyi düşürmektedir. Bu sebeple en düşük sürüklemeyi veren bir optimum kanat açıklık oranı bulunmaktadır. Belirli bir aralıktaki taşıma katsayıları için en iyi kanat açıklık oranı aralığı hesaplanabilmektedir.



Şekil 3.10: Farklı taşıma katsayıları için açıklık oranının optimum değerleri.

Bu aralıktaki en iyi kanat açıklık oranı Şekil 3.11 den düz uçuş şartlarında başlangıç

değeri olarak $C_{L\text{ ort}} = 0.7$ seçilerek elde edilir.



Şekil 3.11 : Açıklık oranının taşıma katsayısı ve kanat açıklığına bağlı optimum değeri

Şekil 3.11'den 16 m kanat açıklığına sahip bir kanat için optimum seyir şartlarında $\Lambda=25$ değerini elde ediyoruz. Planörler için seyir sürati belirlenmiş bir değerde olmamakla beraber termik içindeki taşıma şartlarına bağlıdır. Ortalama seyir sürati için şöyle bir tanım yapabiliriz: V_{Ort} , bir sonraki termiğe ulaşip kaybedilen irtifayı tekrar kazanana kadar geçen süreden türetilen hızdır, burada V uçmak için gerekli hızdır.

$$V_{\text{Ort}} = V / (1 + V_s / V_u) \quad (3.22)$$

Termiklerin güçlü olduğu bir günde V_u , $V_{\text{Ort}} > (V_{L/D \text{ maks}})$ 1 sağlayacak kadar büyüktür. Bu sebepten L/D maks taki taşıma katsayısı $C_{L\text{ ort}}$ dan büyük olmalıdır.

L/D maks taki taşıma katsayısını hesaplamak için aşağıdaki eşitliği kullanırsak:

$$e = f(\Lambda) = 1,1 - 0,016(\Lambda) \quad (3.23)$$

$$C_{L@L/D_{maks}} = \sqrt{(C_{Do} e \pi \Lambda)} \quad (3.24)$$

$$\Lambda = 25, e = 0.7, C_{L@L/D_{maks}} = 0.79 \quad (3.25)$$

$$C_{L_{ort}} = 0.7 \text{ ve } C_{L_{ort}} < C_{L@L/D_{maks}} \quad (3.26)$$

3.4 Kanat Alanı

Yukarıdaki denklem sebebiyle seyir uçuşu konfigürasyonunda $C_{L_{ort}}$ nın seçimi daha az keyfi hale gelmektedir. Eğilim daha fazla ortalama uçuş süratlerinin daha düşük $C_{L_{ort}}$ taşıma katsayısı gerektirdiği yönündedir. $C_{L_{ort}}$ nın seçimi hala kısmen keyfi olmaktadır. Daha önceki bölümde seçmiş olduğumuz kanat profilleri L/D_{maks} değerine yaklaşık 2° açıda ulaşmakta ve bu hücum açısında $C_L = 1.2$ değerini almaktaydı. Bütün bu verileri göz önünde bulundurarak $C_{L_{ort}} = 0.9$ seçip Şekil 3.11 den $b = 16m$ ve $\Lambda = 25$ değerlerini başlangıç hesaplarımız için seçebiliriz.

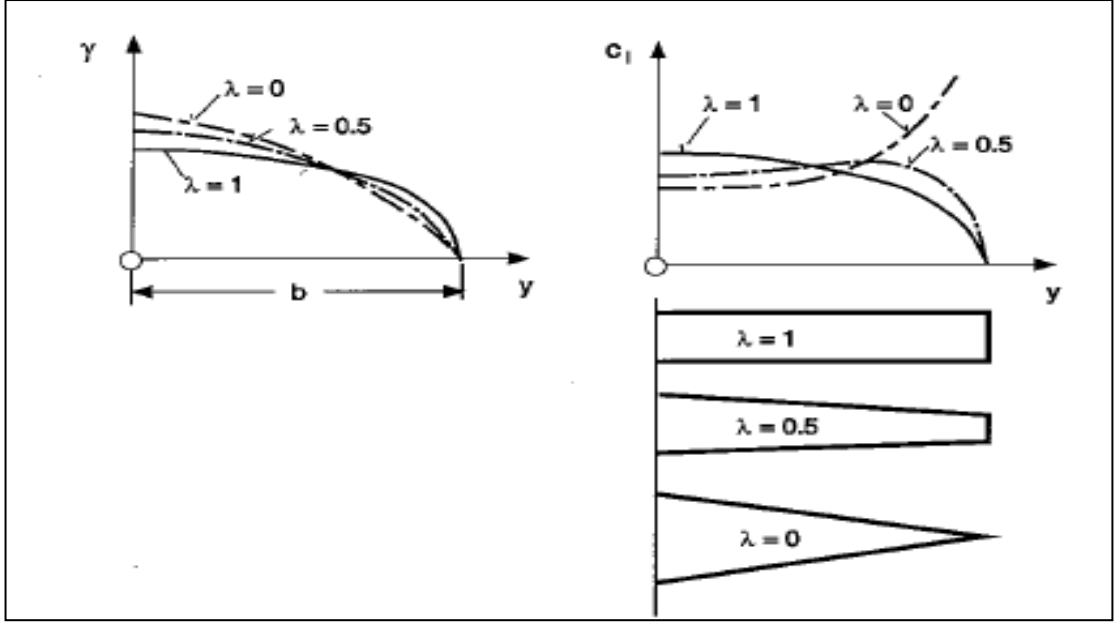
Bu durumda

$$\Lambda = b^2 / S \quad \text{denkleminden,} \quad (3.27)$$

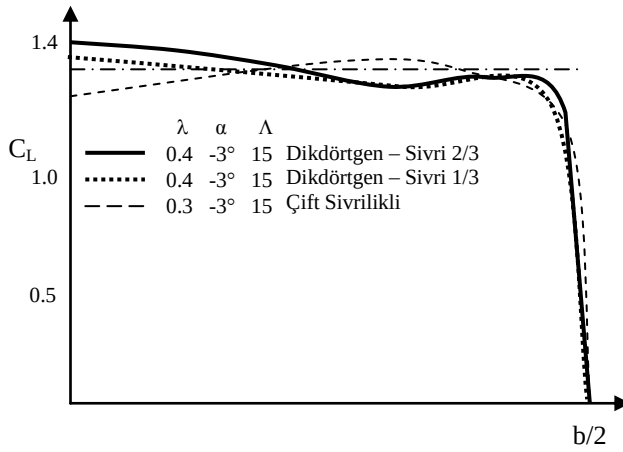
Gerekli olan toplam kanat alanı $S = 10.24 \text{ m}^2$ olarak hesaplanır.

3.5 Kanat Geometrisi

Daha önceki çalışmalar göstermiştir ki perdövites karakteristikleri açısından en iyi kanat planformu, kanat yarı açıklığının $2/3$ ünden başlayarak sivrilik oranı $\lambda = 0.4$ olacak şekilde uca doğru kanadın daralması ve bu daralan uç kısımda -3° lik bir burulma açısının bulunduğu durumdur.



Şekil 3.12: Farklı kanat sivrilik oranlarının kanat boyunca taşıma dağılımına etkileri



Şekil 3.13: Farklı kanat geometrileri için taşıma dağılımı

3.6 Kök ve Uç Veterleri

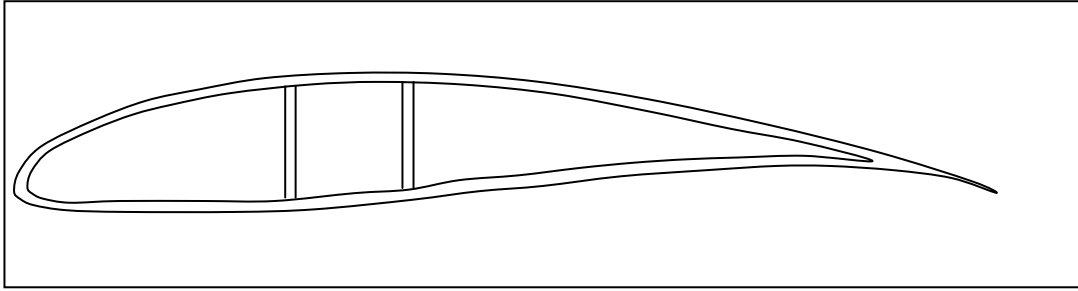
Kanat şekli tanımlandıktan ve kanat alanı da belli olduktan sonra kök ve uç veterleri iki bilinmeyenli iki denklemden aşağıdaki gibi hesaplanabilir:

$$\frac{2b}{3} c_R + \frac{b}{3} \frac{c_R + c_T}{2} = S \quad (3.28)$$

$$\lambda = \frac{c_T}{c_R} = 0.4 \quad (3.29)$$

$$c_R = 0.7111m$$

$$c_T = 0.2844m$$



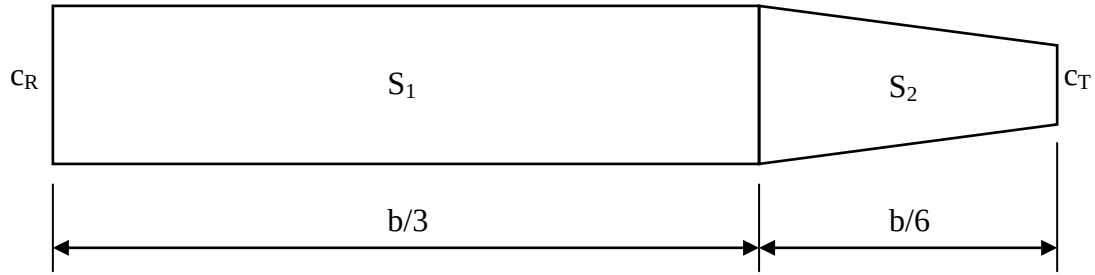
Şekil 3.14: Kanat yapısının kesiti

Kanadın kök kısmından uç kısmına kadar sinir yapıları yoktur. Kanadın alt ve üst yüzeylerinde oluşan basınç yükleri kalın kompozit kabuk yapı üzerinden kanadın içindeki kutu kirişe aktarılmaktadır.



Şekil 3.15: Varşova Politeknik Üniversitesi Havacılık Fakültesi atölyesinde PW-6 çift kişilik motorlu planör kalıpları üzerinde yapılan çalışmalar

Belirlenen geometri ve veter değerleri ile beraber Ortalama Aerodinamik Merkez (M.A.C.) Şekil 3.16 daki kanat için hesaplanabilir:



Şekil 3.16: Kanat geometrisi

$$\bar{C} = \frac{c_R S_1 + \frac{2S_2}{3} \left[c_R + c_T - \frac{c_R c_T}{c_R + c_T} \right]}{S_1 + S_2} \quad (3.30)$$

$$\bar{C} = 0.6637m \quad (3.31)$$

3.7 Sürükleme Poları

Çizelge 3.5 : Sürükleme polarını oluşturan öğeler

Kanat		Gövde		Kuyruk	
Kanat planform alanı	10,24 m ²	Kesit Alanı	0,55 m ²	Yüzey planform alanı	2,5 m ²
C _{Dkanat}	0,0055	C _{Dgövde}	0,008	C _{Dkuyruk}	0,006
ΔF Sürükleme	0,0563	-	0,044	-	0,015
Toplam sürükleme	0,01153				

Sürükleme hesaplamaları %5 lik bir girişim sürüklemesi öngörmektedir.

$$f = 1.05 \times 0.1153 = 0.1211$$

$$C_{D_0} = \frac{f}{S} = \frac{0.1211}{10.24} = 0.0118 \quad (3.32)$$

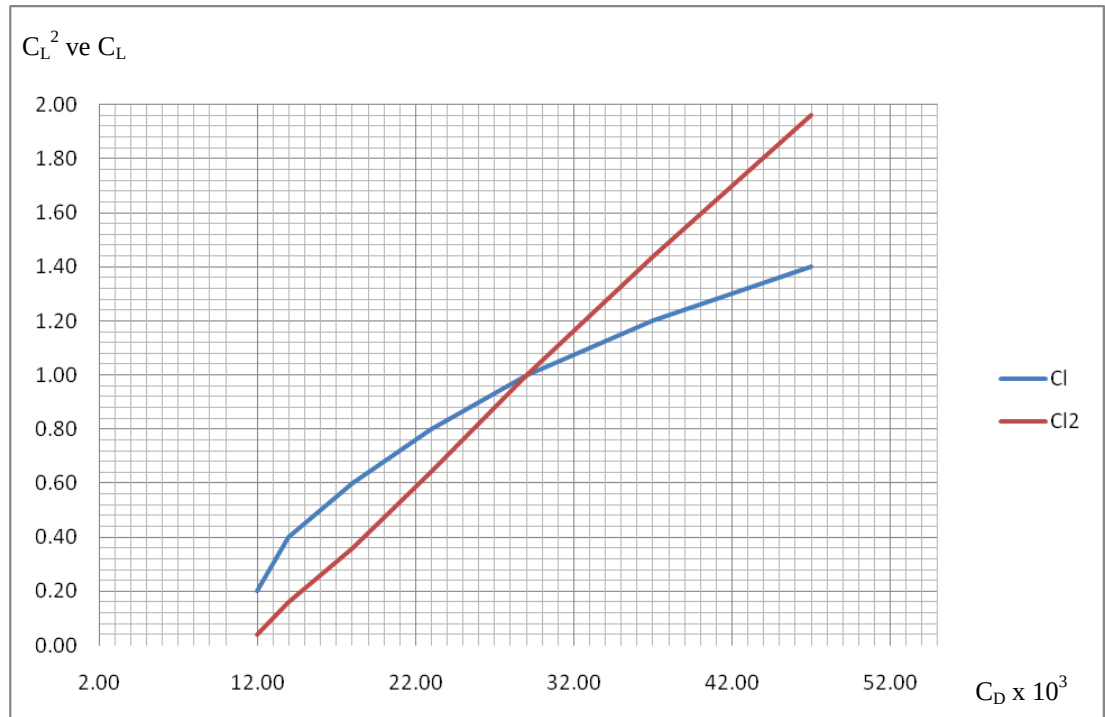
Formül 3.22 de yerine koyarsak;

$$e = 1.1 - 0.016(\Lambda); \Lambda=25; e = 0.7$$

Bu değerleri formül 3.13 e aktarırsak;

$$C_D = C_{D_0} + \frac{C_L^2}{e\pi\Lambda} \quad (3.33)$$

$$C_D = 0.0118 + 0.018189C_L^2 \quad (3.34)$$



Şekil 3.17: Sürüklenme poları

Aşağıdaki parametreler yukarıdaki sürüklenme polarından hesaplanabilirler.

$$L/D_{maks} = \frac{1}{2} \sqrt{\frac{e\pi\Lambda}{C_{D_0}}} = 34.13 \quad (3.35)$$

$$\theta = \tan^{-1} \left(\frac{1}{L/D_{maks}} \right) = 1.678^\circ \quad (3.36)$$

$$C_{L@V_{Zmin}} = \sqrt{3C_{D_0} e\pi\Lambda} = 1.395 \quad (3.37)$$

$$C_{L@L/Dmaks} = \sqrt{C_{D_0} e \pi \Lambda} = 0.805 \quad (3.38)$$

3.8 Stabilite ve Kontrol

Stabilite ve kontrol için başlangıç yaklaşımı olarak kanat, kuyruk ve kanatçık yüzey alanları ile moment kollarını hesaplamamız gerekmektedir. Kanat basınç merkezi (aerodinamik merkez) ile kuyruk yüzeyi basınç merkezi arasındaki mesafe, L_{VT} ve L_{HT} taslak çizimlerden yaklaşım yolu ile hesaplanır. Kuyruk yüzey alanları S_{HT} ve S_{VT} bilinen kuyruk hacim katsayılarından hesaplanır. Kuyruk hacim katsayıları C_{HT} ve C_{VT} Standart Cirrus planörünün çizimlerinden yaklaşım yolu ile hesaplanmıştır. Kanatçık alanları da Cirrus planörü ile aynı seçilmiştir ve bu değerler aşağıdaki gibidir:

$$C_{HT} = 0.432 \quad , \quad L_{HT} = 3.640 \text{ m}$$

$$C_{VT} = 0.0304 \quad , \quad L_{VT} = 3.556 \text{ m}$$

$$\text{Kanatçık Alanı} = 3.1742 \text{ m}^2$$

$$S_{HT} = C_{HT} S(\text{mac})/L_{HT} = 1.05 \text{ m}^2 \quad (3.38)$$

$$S_{VT} = C_{VT} S(\text{mac})/L_{VT} = 1.31 \text{ m}^2 \quad (3.39)$$

3.9 Kanat Malzemeleri ve Özellikleri

Kanat poliüretan köpük üzerine cam elyaf takviyeli epoksi lamine kabuk kaplanarak imal edilecektir. Bu kaplamanın özellikleri aşağıdaki gibidir:

Dış Kabuk,

- 5 katman halinde 0.127mm kalınlığında ve kanat eksenine $\pm 45^\circ$ açı yapacak şekilde,
- Z-8-009 silane emdirilmiş 181 tipi cam elyaf,

İç Kabuk,

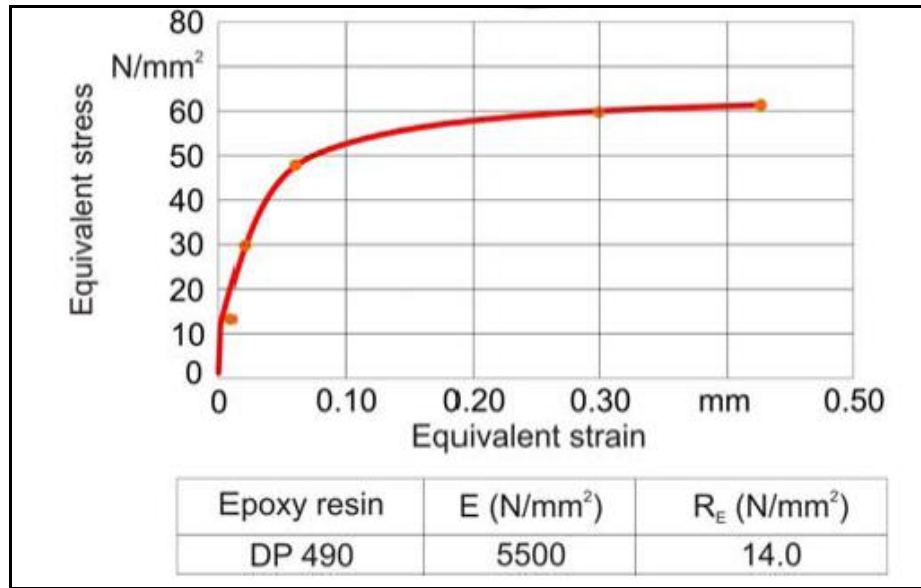
- 2 katman halinde 0.127mm kalınlığında ve kanat eksenine $\pm 45^\circ$ açı yapacak şekilde,
- Z-8-009 silane emdirilmiş 181 tipi cam elyaf,

Rijit Poliüretan Köpük

- CPR 9005-2 Upjohn Division of CPR
- $E_c = 10.000 \text{ kPa}$, $\sigma_{ult \text{ Ten}} = 240 \text{ kPa}$, $\sigma_{ult \text{ Comp}} = 3500 \text{ kPa}$
- $\Psi_{ult} = 140 \text{ kPa}$
- $\rho_c = 32 \text{ kg/m}^3$

Epoksi reçine ve cam elyaf ıslak yatırma prosedürü:

1. 5 birim Hycor CTBN, 84 birim CIBA 6005 ve 3 birim Methylon 75108 175°C de 1 saat karıştırılarak pişirilir,
2. Oda sıcaklığına soğutulur 16 birim CIBA RD-4 eklenir,
3. Kürlemek için 21 birim AEP eklenir,
4. Uygulamadan sonra çalışma sertliğine kürlemek için 50°C de 12 saat bekletilir.



Şekil 3.18: Epoksi reçine gerilim-birim uzama eğrisi

Cam elyaf hacimsel oranı %65, epoksi reçine hacimsel oranı %35, cam elyaf ağırlık oranı %81, epoksi reçine ağırlık oranı ise %19'dur.

Malzeme yoğunluğu ise $\rho_s = 2,05 \text{ g/cm}^3$ 'dir.

Kanadın ağırlığı verilen geometri ve malzeme yoğunluklarından tahmin edilebilir.

Kanat arada bir kutu kiriş oluşturan iki adet bağlantı levhasının ayırdığı iki düz lamine kabuk şeklinde düşünülebilir. Bu durumda kanadın ağırlığı :

$$W_{\text{kanat}} = [\rho_s(0.07 + 0.75\gamma) + 0.75\rho_c(1+\gamma)]S = 128 \text{ kg'dır.} \quad (3.39)$$

3.10 Kanat Ağırlık Merkezi

Kanat hücum kenarından $0.475c$ ve $0.383c$ (c = veter uzunluğu) mesafede iki adet kayma levhası ihtiva eden ince cidarlı bir yapı olarak tasarlanmıştır. Kanat ağırlık merkezi (C.G.) kanat kesitinden düz plaka yaklaşımı yapılarak hesaplanabilir.

Yatayda hücum kenarından 450 mm uzakta ya da yaklaşık $MAC/2$ kadar,

Dikeyde veter hattından 33 mm yukarıda.

3.11 Gövde, Kuyruk ve İstikamet Dümeni Ağırlık ve Ağırlık Merkezleri

Tecrübi çalışmalar gövde cidar kalınlığı olarak ideal ölçünün 3 mm olduğunu göstermiştir. Gövde tasarımında yapı 22 adet kesite ayrılarak değerlendirilmiştir. Çizelge 3.1 de görüleceği üzere her bir kesit ağırlık merkezleri hesaplanmış birer silindirik yapı olarak düşünülmüştür.

Yatayda $d_{\text{gövde}} = 3548 \text{ mm}$,

Dikeyde $e_{\text{gövde}} = 274 \text{ mm}$,

$W_{\text{gövde}} = 67,63 \text{ kg}$

Gövde cidar yoğunluğu 181 grade fiber + epoksi, $\rho_{\text{gövde}} = 2,05 \text{ g/cm}^3$,

Gövde çekirdek yoğunluğu CPR 9005-2 Uretan, $\rho_{\text{çekirdek}} = 32,11 \text{ kg/m}^3$ 'dir.

Çizelge 3.6: Gövde ağırlık ve ağırlık merkezi değerleri

İstasyon	Çevre	İstasyonlar Arası Mesafe	İstasyonlar Arası Yüzey Alanı	Moment Kolu d	Moment Kolu e	Ağırlık	d x W	e x W
No	cm	cm	cm ²	cm	cm	kg	kg-cm	kg-cm
1	0,0	22,86	1184,5	11,4	-3,0	0,729	8,337	-2,223
2	103,6	25,4	2283,9	35,1	-3,8	1,486	52,070	-5,660
3	76,2	25,4	2106,4	60,5	-4,8	1,370	82,810	-6,611
4	89,7	25,4	4319,3	85,9	-5,3	2,809	241,166	-14,984
5	98,0	25,4	2583,9	111,3	-5,6	1,681	186,965	-9,391
6	105,4	25,4	2741,9	136,7	-6,1	1,783	243,660	-10,870
7	110,5	25,4	2858,1	162,1	-6,1	1,860	301,373	-11,337
8	114,6	25,4	4345,2	187,5	3,3	2,826	529,717	9,331
9	227,6	25,4	5648,4	212,9	11,9	3,674	782,039	43,861
10	217,2	25,4	5312,9	238,3	10,9	3,455	823,163	37,736
11	201,2	25,4	4974,2	263,7	9,4	3,235	852,919	30,403
12	190,5	25,4	4587,1	289,1	9,4	2,983	862,321	28,037
13	170,7	25,4	4006,4	314,5	8,1	2,605	819,283	21,177
14	144,8	25,4	3387,1	339,9	5,8	2,203	748,573	12,868
15	121,9	25,4	2980,6	365,3	4,8	1,939	708,097	9,356
16	113,0	25,4	2693,5	390,7	4,3	1,752	684,333	7,564
17	99,1	25,4	2367,7	416,1	4,1	1,120	466,133	4,553
18	87,4	25,4	2103,2	441,5	3,8	1,368	603,921	5,212
19	78,2	25,4	1854,8	466,9	3,8	1,207	563,282	4,597
20	67,8	25,4	1621,3	492,3	3,8	1,055	519,130	4,018
21	59,9	34,544	1887,7	521,462	4,3	1,228	640,289	5,302
22	49,5	0	0	0	0	0	0	0
Yatay Dümen	-	-	10496,8	578,1	136,4	4,059	2346,637	553,666
İstikamet Dümeni	-	-	5070,3	616,712	67,6	1,960	1209,017	132,454
Dikey Satbilize	-	-	8035,5	572,008	66,0	15,678	8967,656	1035,342
Kokpit koltuk kalıbı	-	-	-	114,3	-10,2	2,722	311,073	-27,651
Kuyruk kızağı	-	-	-	584,2	-2,5	0,807	471,679	-2,051
Toplam						67,592	24025,644	1854,700

3.12 Kanopi Ağırlığı ve Ağırlık Merkezi

Malzeme: Saydam akrilik plastik

$$\rho_{\text{kanopi}} = 1.2 \text{ g/cm}^3 ; t_{\text{kanopi}} = 3 \text{ mm} ; W_{\text{kanopi}} = 0.36 \times 10^{-3} \times S_{\text{kanopi}}$$

Kanopi 8 adet kesite bölünerek her bir kesit sabit bir silindir olarak değerlendirilerek ağırlık merkezi hesabı yapılmıştır.

Çizelge 3.7: Kanopi ağırlık ve ağırlık merkezi değerleri

İstasyon	Çevre	İstasyonlar Arası Mesafe	İstasyonlar Arası Yüzey Alanı	Moment Kolu d	Moment Kolu e	Ağırlık	d x W	e x W
No	cm	cm	cm ²	cm	cm	kg	kg-cm	kg-cm
1	61,5	17,78	1260,0	38,1	18,8	0,482	18,360	9,058
2	80,3	25,4	2316,1	60,5	18,8	0,886	53,552	16,651
3	102,1	25,4	2703,2	85,9	22,4	1,034	88,764	23,110
4	110,7	25,4	2874,2	111,3	25,4	1,099	122,297	27,922
5	115,6	25,4	2922,6	136,7	27,9	1,118	152,748	31,231
6	114,6	25,4	2858,1	162,1	29,0	1,093	177,148	31,653
7	110,5	12,7	2693,5	181,4	42,7	1,030	186,833	43,961
8	101,6	0	0,0	0,0	0,0	0,000	0,000	0,000
Toplam						6,742	799,702	183,585

$$W_{\text{kanopi}} = 6,74 \text{ kg}$$

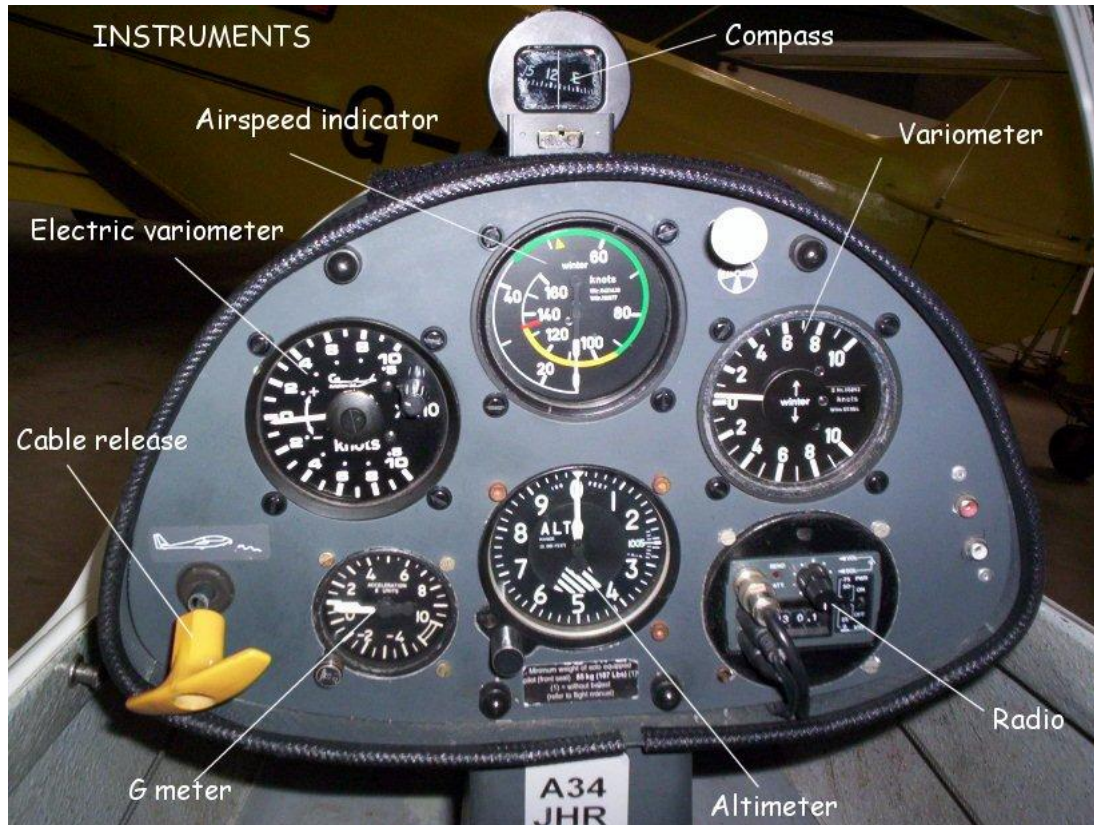
$$d_{\text{kanopi}} = 118,62 \text{ cm burundan,}$$

$$e_{\text{kanopi}} = 27,23 \text{ cm}$$

3.13 Gösterge Paneli Ağırlığı ve Ağırlık Merkezi

Çizelge 3.8: Kanopi ağırlık ve ağırlık merkezi değerleri

Komponent	Ağırlığı
-0 ± 10 Knot varyometre	1,15 kg
-0 ± 5 Knot varyometre	1,15 kg
Bir adet altimetre	1 kg
Bir adet sürat göstergesi	2 kg
Bir adet kayış-yatış göstergesi	2 kg
Bir adet telsiz	5 kg
Metal muhafaza	1,5 kg
Toplam ağırlık	W= 13,8 kg



Şekil 3.19: Bir planörün gösterge paneli görünüşü

3.14 İniş Takımı Ağırlığı ve Ağırlık Merkezi



Şekil 3.20: Tasarladığımız planöre benzer Don Quixote planörünün görünüşü

Tekerlek için $C_{D0} = 0,003$

Tahmini $W_{tekerlek} = 20$ kg

İniş takımı ağırlık merkezinin planör ağırlık merkezinden 30 cm önde olması tecrübi olarak öngörülmüştür.

3.15 Tüm Planör İçin Ağırlık Merkezi

Çizelge 3.9: Gövde ve diğer parçalar için ağırlık merkezi tablosu

Sıra	Tanım	Ağırlık	Moment Kolu d	Moment Kolu e	d x W	e x W
		kg	cm	cm	kg-cm	kg-cm
1	Gövde Yapısı	67,6	354,8	27,2	23997,90	1838,06
2	Kanopi	6,7	118,6	27,2	799,53	183,53
3	Kontrol Sistemi	6,8	304,8	0,0	2073,82	0,00
4	Gösterge Paneli	12,7	83,8	10,2	1064,56	129,04
5	Oksijen Tüpü	2,3	198,1	43,2	449,33	97,93
6	Pilot ve Paraşüt	120	152,4	2,5	17281,86	288,03
	Toplam	216,1				

$$d_1 = \frac{\sum W_d}{\sum W} = 218cm \quad (3.40)$$

$$e_1 = \frac{\sum W_e}{\sum W} = 3.91cm \quad (3.41)$$

$$W_{\text{Toplam}} = W_{\text{gövde}} + W_{\text{kanat}} + W_{\text{iniş takımı}} = 216 + 128 + 20 = 364 \text{ kg (tek pilot için)}$$

Çift pilot durumunda 120kg ilave pilot ve paraşüt ağırlığı geliyor.

Motor ve pervane için toplam 100kg, yakıt için de 32kg öngörmüştük.

$$W_{\text{Toplam}}(d_3 + MAC/4) = W_{\text{gövde}}d_1 + W_{\text{kanat}}(MAC/2 + d_3) + W_{\text{iniş takımı}}(d_3 + MAC/4 - 30)$$

$$d_3 \text{ ortalama } \cong 2150 \text{ mm}$$

$$e_3 = 118 \text{ mm.}$$

3.16 Hava Freni ve İniş Mesafesi

Hava frenlerinin detaylı yapısal tasarımı için aşağıdaki formülasyon havacılık otoriteleri tarafından öngörülmektedir.

$$W_{Sp} = 0,0052 V_{Sp}^2$$

$$W_{Sp} = \text{Limit yükleme, kg/m}^2$$

$$V_{Sp} = \text{Hava frenine müsaade edilen maksimum hava hızı, km/s}$$

Yükün kanat üzerinde lineer olarak dağıldığı kabulüne dayanmaktadır.

İniş için sürüklenme katsayılarındaki artış ve verimlilik faktörlerindeki değişim için yaklaşımlar kullanılacaktır.

$$\text{Hava Frenleri} \quad \Delta C_{D0} = 0,048, \quad \Delta K = 4,09$$

$$\text{İniş Takımı} \quad \Delta C_{D0} = 0,003, \quad \Delta K = 0$$

$$C_{D0} = 0,0628, \quad K = 0,784$$

$$\text{Sürüklenme Denklemimizn} \quad C_D = 0,0628 + 4,10934 C_L^2 \quad (3.42)$$

İniş mesafesi için nonlinear diferansiyel denklem

$$\frac{dV}{dt} = -g\mu - \frac{g\rho S}{2W} (C_D - \mu C_{Lg}) V^2 \quad (3.43)$$

$$a = -g\mu$$

$$b = \frac{g\rho S}{2W} (C_D - \mu C_{Lg})$$

Çözüm için sınır şartları $V=V_L$, $x=0$ da

$$\text{İniş mesafesi} = \frac{1}{2b} \ln \left(1 - \frac{b}{a} V_L^2 \right) \quad (3.44)$$

$W = mxg = \text{Hava aracının ağırlığı} = 464\text{kg} \times g \text{ (minimum)} / 616\text{kg} \times g \text{ (maksimum)}$

$S = \text{Kanat alanı} = 10,24 \text{ m}^2$

$V_L = \text{Teker koymadan önceki hava sürati} = 75 \text{ km/s}$

$\mu = \text{sürtünme katsayısı} = 0,12 \text{ (frensiz)}, 0,25 \text{ (frenli)}$

$C_{D0} = \text{Sıfır taşıma sürüklenme katsayısı} = 0,0118$

$\Lambda = AR = \text{Kanat açıklık oranı} = 25$

$K = \text{sabit} = 1/e\pi\Lambda = 4,10934$

$\rho = \text{hava yoğunluğu} = 1,225 \text{ kg/m}^3$

$g = \text{Yer çekimi ivmesi} = 9,81 \text{ m/sn}^2$

$C_{Lg} = \text{Yer etkisindeki taşıma katsayısı}$

İniş mesafesi yavaşlama ivmesinin maksimum olduğu durumda en kısa olacaktır. İniş mesafesi denkleminin diferansiyelini alıp sıfıra eşitlersek C_{Lg} hesaplanabilir.

$$\frac{d}{dC_{Lg}} (C_D + \mu C_{Lg}) = 0 \quad (3.45)$$

$$C_D = C_{D0} + K C_{Lg}^2$$

$$\frac{d}{dC_{Lg}} (C_{D0} + K C_{Lg}^2 + \mu C_{Lg}) = 0$$

$$b = \frac{g\rho S}{2W} (C_D - \mu C_{Lg}) = \frac{g\rho S}{2W} \left(C_{Do} - \frac{\mu^2}{4K} \right)$$

$$a = -g\mu = \text{frenli olarak } -8.05 = \text{frensiz } -3.864$$

$$b = \text{frenli olarak } -0.00105 = \text{frensiz } -0.000191$$

$$\text{Frensiz olarak iniş mesafesi} = 221\text{m}$$

$$\text{Frenli olarak iniş mesafesi} = 94\text{m}$$

3.17 Performans ve Hız Poları

$$\frac{C_L}{C_D} = \frac{\frac{2W}{\rho S C_{Do}}}{V^4 + \frac{4W^2}{C_{Do} \rho^2 S^2 \pi A e}} V^2 \quad (3.46)$$

$$V_z = \frac{V}{C_L / C_D} \quad (3.47)$$

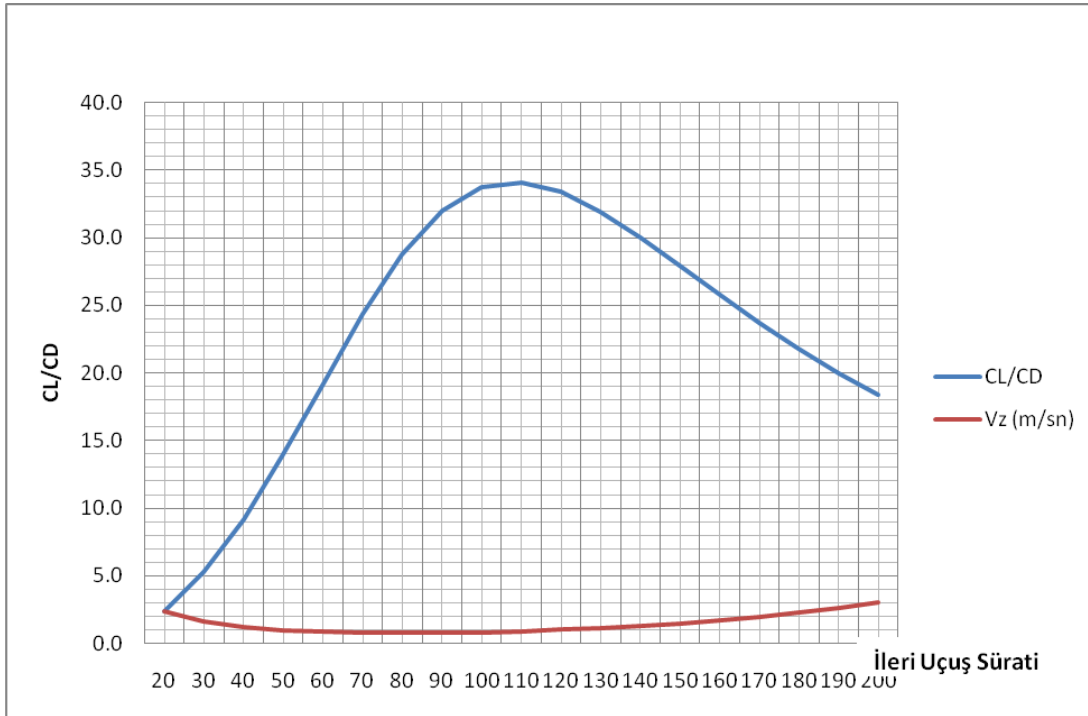
$$A = \Lambda \text{ ve } e = 0.7$$

$$\frac{C_L}{C_D} = \frac{\frac{2(464 \times 9.81)}{1.225 \times 10.24 \times 0.0118}}{V^4 + \frac{4(464 \times 9.81)^2}{0.0118 \times (1.225)^2 \times 10.24^2 \times \pi \times 25 \times 0.7}} V^2$$

$$\frac{C_L}{C_D} = \frac{61440.68}{V^4 + 810225.83} V^2$$

Çizelge 3.10: Hız ve süzülme oranı tablosu

V (km/s)	V(m/sn)	CL/CD	Vz (m/sn)
20	5.6	2.3	2.38
30	8.3	5.2	1.59
40	11.1	9.2	1.21
50	13.9	14.0	0.99
60	16.7	19.2	0.87
70	19.4	24.4	0.80
80	22.2	28.8	0.77
90	25.0	32.0	0.78
100	27.8	33.7	0.82
110	30.6	34.1	0.90
120	33.3	33.4	1.00
130	36.1	31.9	1.13
140	38.9	30.0	1.30
150	41.7	27.9	1.49
160	44.4	25.8	1.73
170	47.2	23.7	1.99
180	50.0	21.8	2.30
190	52.8	20.0	2.64
200	55.6	18.3	3.03



Şekil 3.21: Sürat Poları

$$V_{@V_{Z \min}} = \sqrt{\frac{2W}{\rho S \sqrt{3C_{D0}} \pi A e}} \quad (3.48)$$

$$V_{@V_{Z \min}} = \sqrt{\frac{2 \times 464 \times 9.81}{1.225 \times 10.24 \sqrt{3 \times 0.0118 \pi \times 25 \times 0.7}}} = 22.79 \text{ m/sn} = 82.07 \text{ km/s}$$

Kanat Yüklemesi

$$W = 464 \times 9.81 \text{ ve } W/S = 45.31 \text{ daN/m}^2$$

$$W = 584 \times 9.81 \text{ ve } W/S = 57.03 \text{ daN/m}^2$$

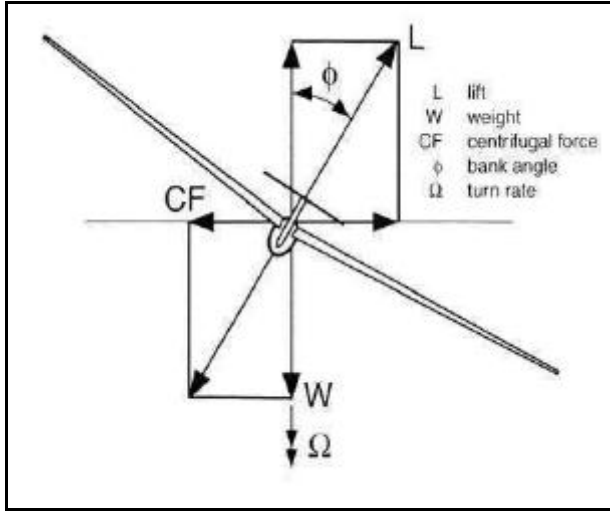
$$V_{Z \min} = \frac{4C_{D0}^{0.25}}{(3\pi A e)^{0.75}} \sqrt{\frac{2W}{\rho S}} \quad (3.49)$$

$$V_{Z \min} = \frac{4 \times 0.0118^{0.25}}{(3 \pi \times 25 \times 0.7)^{0.75}} \sqrt{\frac{2 \times 464 \times 9.81}{1.225 \times 10.24}} = 0.77 \text{ m/sn}$$

$$V_{@ \frac{L}{D_{maks}}} = \sqrt{\frac{2W}{\rho S \sqrt{\pi A C_{D0}} e}} \quad (3.50)$$

$$V_{@ \frac{L}{D_{maks}}} = \sqrt{\frac{2 \times 464}{1.225 \times 10.24 \sqrt{\pi \times 25 \times 0.0118 \times 0.7}}} = 30.00 \text{ m/sn} = 108 \text{ km/s}$$

3.18 Dönüş Uçuşu



Şekil 3.22: Dönüş Esnasında Planöre Etkiyen Kuvvetler

$$V_z = \frac{C_D^2}{C_L^{1.5}} \sqrt{\frac{2W}{\rho S}} \frac{1}{\cos \phi^{1.5}} \quad (3.51)$$

$$C_L = \frac{W}{S} \frac{2}{\rho g} \frac{1}{r \sin \phi}$$

$$V_{z_{\phi,r}} = \frac{C_{D_0} + \left(\frac{W}{S} \frac{2}{\rho g} \frac{1}{r \sin \phi} \right)^2 \frac{e\pi A}{C_L^{1.5}}}{\left(\frac{W}{S} \frac{2}{\rho g} \frac{1}{r \sin \phi} \right)^{1.5}} \sqrt{\frac{2W}{\rho S}} \frac{1}{\cos \phi^{1.5}} \quad (3.52)$$

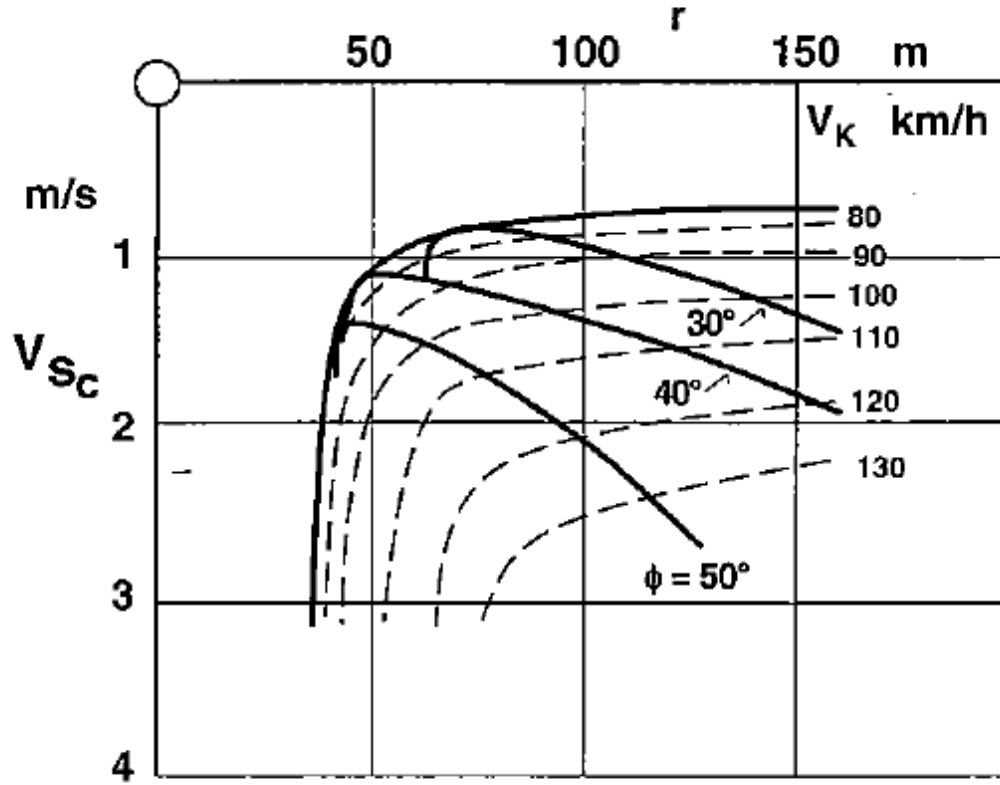
Termik içinde dönüş,

$$C_{L@V_{Z\min}} = \sqrt{3C_{D_0} e\pi A} \quad (3.53)$$

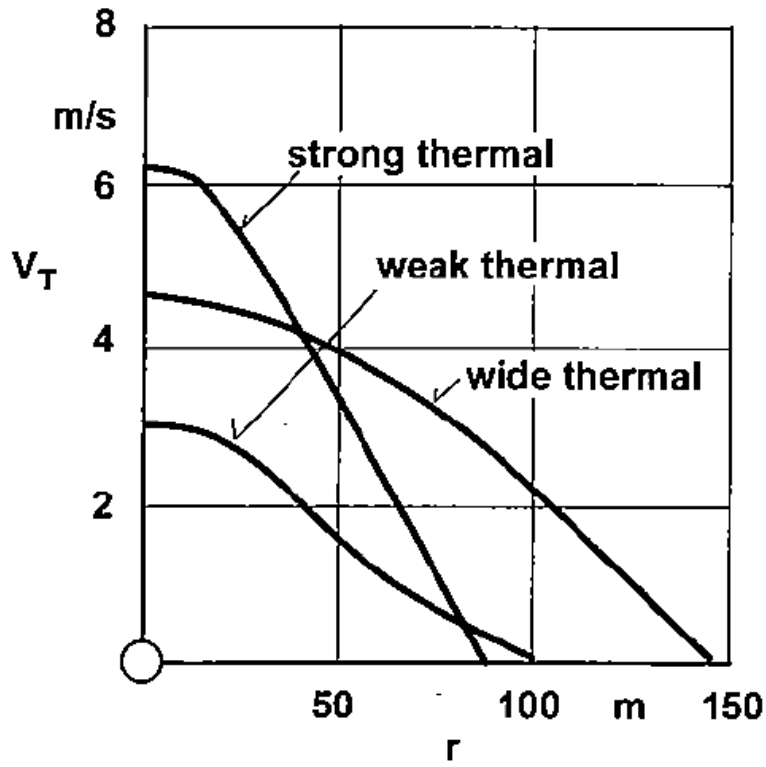
$$\sqrt{3C_{D_0} e\pi A} = \frac{W}{S} \frac{2}{\rho g} \frac{1}{r \sin \phi} \quad (3.54)$$

$$\phi = \sin^{-1} \left[\frac{W}{S} \frac{2}{\rho g} \frac{1}{r \sqrt{3C_{D_0} e\pi A}} \right] \quad (3.55)$$

$$V_{Z \min_{f(r)}} = \frac{4C_{Do}^{0.25}}{(3e\pi A)^{0.75}} \sqrt{\frac{2W}{\rho S}} \frac{1}{\left\langle \cos \left[\sin^{-1} \left(\frac{W}{S} \frac{2}{\rho g} \frac{1}{r \sqrt{3C_{Do} e \pi A}} \right) \right] \right\rangle^{1.5}} \quad (3.56)$$



Şekil 3.23: Farklı sürat ve yatış açılarında çöküş hızının dönüş yarıçapı ile olan değişimi.



Şekil 3.24: Standart termik modelleri

Performansın serbest uçuş ve termik içi dönüş uçuşu şeklinde tanımlandığı ilk iterasyon adımını tamamlamış olduk. Daha sonraki aşamada iki termik arası uçuş performansının incelenmesi yapılabilir, fakat yarışma maksatlı mesafe uçuşu bizim tasarım hedeflerimiz arasında olmadığı için bu konuya burada değinmeyeceğiz.

4. YÜKLEME ANALİZİ

4.1 Manevra Zarfı

Yükleme analizine başlamadan önce CS-22 Bölüm 22.301-22.375 de tariflenen yük limitlerine göz atmamız gerekiyor. Genel maksat sınıfı planörler için tariflenen manevra zarfının limitleri çizelge 4.1 de verilmiştir.

Çizelge 4.1: Manevra zarfı limitleri

n ₁	+5.3
n ₂	+4.0
n ₃	-1.5
n ₄	-2.65

Manevra zarfı limitlerini belirledikten sonra planörümüz için tasarım hızlarımızı hesaplayabiliriz.

İlk olarak Perdövites Sürati hesaplanır. Bu sürat planörün maksimum kalkış ağırlığında, flap varsa nötr pozisyonda ve hava frenleri kapalı durumda iken hesaplanır.

$$V_{s1} = \sqrt{\frac{m \cdot g}{\frac{1}{2} \rho S C_{Lmaks}}} \quad (4.1)$$

$$W_{maks} = 464 \text{ kg} + 120 \text{ kg (ikinci pilot ve paraşütü)} + 32 \text{ kg (yakıt tam dolu)}$$

$$W_{maks} = 616 \text{ kg}$$

$$C_{Lmaks} = 2,15$$

$$V_{s12} = \sqrt{\frac{616 \times 9.81}{\frac{1}{2} \times 1.225 \times 10.24 \times 2.15}} = 21.17 \text{ m/s} = 76.2 \text{ km/sa} \quad (\text{Çift Pilot})$$

$$V_{s11} = \sqrt{\frac{496 \times 9.81}{\frac{1}{2} \times 1.225 \times 10.24 \times 2.15}} = 18.99 \text{ m/s} = 68.38 \text{ km/sa} \quad (\text{Tek Pilot})$$

Ters uçuşta maksimum negatif taşıma katsayısı 0.6 olmakta ve bu durumda ters uçuştaki perdövites sürati $40.07 \text{ m/s} = 144.26 \text{ km/sa}$ olmakta.

Şu durumda tasarım manevra süratlerini hesaplayabiliriz.

$$V_a = V_{s1} \sqrt{n_1} \quad (4.2)$$

$$V_a = 21.17 \sqrt{5.3} = 48.74 \text{ m/s} \quad (\text{düz uçuş})$$

$$V_a = 40.07 \sqrt{2.65} = 65.23 \text{ m/s} \quad (\text{ters uçuş})$$

Tasarım dalış hızı ise:

$$V_D = 3.5 \left(\frac{W}{S} \right) + 200 \quad (4.3)$$

$$V_D = 3.5 \times 57.03 + 200 = 399.61 \text{ km/sa} = 111 \text{ m/s}$$

Diğer önemli bir süratte minimum oto-vinç çekme süratidir. Bu sürat aşağıdaki denklem ile tarif edilmektedir:

$$V_w = 1.2 V_{s1} = 1.2 \times 21.17 = 25.40 \text{ m/s} = 91.45 \text{ km/sa} \quad (4.4)$$

Planörü başka bir uçak ile römorkta çekmek için verilen sürat denklemi de aşağıdaki gibidir:

$$V_{TW} = 1.15 V_w = 1.15 \times 25.40 = 29.21 \text{ m/s} = 105.16 \text{ km/sa} \quad (4.5)$$

Bütün ana süratleri hesapladıktan sonra şimdi manevra zarfını belirleyen diğer süratleri de hesaplayabiliriz.

$$V_{s1} = \sqrt{\frac{n.m.g}{\frac{1}{2} \rho S C_{Lmaks}}} \quad (4.6)$$

Çizelge 4.2: Yük katsayılarına bağlı perdövites süratlerinin değişimi

Perdövites Sınırları (m/s)			
n (+ve)	n (-ve)	Vstall (+ve)	Vstall (-ve)
0,00	0,00	0,00	0,00
0,50	-0,50	14,97	28,34
1,00	-1,00	21,17	40,07
1,50	-1,50	25,93	49,08
2,00	-2,00	29,94	56,67
2,50	-2,50	33,47	63,36
3,00	-2,65	36,67	65,23
3,50	-	39,60	-
4,00	-	42,34	-
4,50	-	44,91	-
5,00	-	47,34	-
5,30	-	48,73	-

Yukarıdaki metodları kullanarak simetrik yükleme sınırlarını belirlemiş olduk. Şimdi hava aracının maruz kalacağı sağnak yükleri için manevra zarfını belirlememiz gerekiyor. CS-22 sağnak yükler altındaki hesaplar için aşağıdaki denklemi vermektedir.

$$n = 1 \pm \left[\frac{\left(\frac{k}{2} \right) \rho_0 U V a}{\frac{mg}{S}} \right] \quad (4.7)$$

U = sağnak hızı

a = radyan cinsinden taşıma eğrisi eğimi

k = sağnak yatışma faktörü

$$k = \frac{0.88\mu}{5.3 + \mu} \quad (4.8)$$

μ = boyutsuz planör kütle oranı

$$\mu = \frac{2 \left(\frac{m}{S} \right)}{\rho \cdot l m \cdot a} \quad (4.9)$$

lm = ortalama geometrik kanat veteri = 0,6637m

XFLR5 yazılımında yapılan analiz neticesinde tüm kanat için çıkan taşıma eğrisi eğimi = 5,901/radyan dır.

Denklemden yerine koyarsak:

$$\mu = \frac{2 \left(\frac{616}{10.24} \right)}{1.225 \times 0.6637 \times 5.901} = 25.077$$

$$k = \frac{0.88 \times 25.077}{5.3 + 25.077} = 0.726$$

Yukarıda elde ettiğimiz değerleri (4.7) denkleminde yerine koyarak aşağıdaki sağanak zarfını hesaplayabiliriz. CS-22 de sağanak hızları için şu değerler verilmektedir.

$U_{maks} @ V_a = 15 \text{ m/s}$; ve

$U_{maks} @ V_D = 7,5 \text{ m/s}$

$$n @ V_D = 1 \pm \left[\frac{\left(\frac{0.726}{2} \right) \times 1.225 \times 7.5 \times 11 \times 5.901}{\frac{616 \times 9.81}{10.24}} \right] = 1 \pm 3.702$$

$$n @ V_a = 1 \pm \left[\frac{\left(\frac{0.726}{2} \right) \times 1.225 \times 15 \times 48.74 \times 5.901}{\frac{616 \times 9.81}{10.24}} \right] = 1 \pm 3.251$$

Çizelge 4.3: Sağnak Hızları Altında Yük Katsayılarının Değişimi

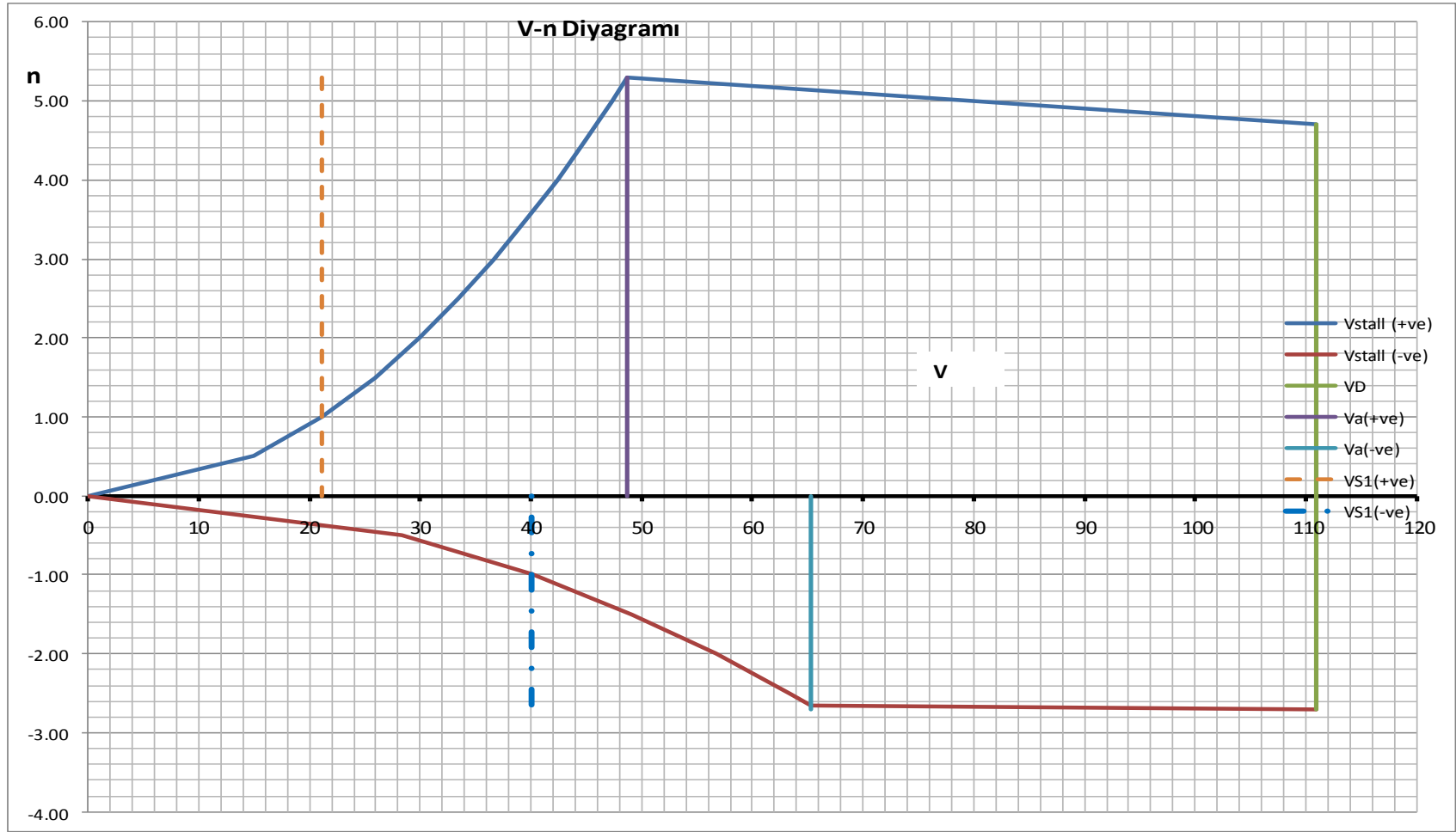
Sağnak Yük Analizi (m = 616 kg)		
$n = 1 \pm 3,702 @ V_D$	4,702	-2,702
$n = 1 \pm 3,251 @ V_a$	4,251	-2,251

Çizelgeye göre maksimum ağırlıkta pozitif yük katsayısı 5,3g olarak kalmakta fakat alt limit CS-22 de öngörülen -2,65g nin altına inmekte ve -2,7g olmaktadır. Buna göre manevra zarfımızı yeniden düzenlememiz gerekir.

Son olarak hesaplayacağımız hız V_{NE} = asla aşılması gereken hız, güvenlik maksadıyla V_D den belli bir oranda düşürülerek tarif edilmektedir. Buna göre:

$$V_{DF} = \text{Maksimum flaplı hız} = 0,9V_D = 0,9 \times 111 = 99,9 \text{ m/s}$$

$$V_{NE} = \text{Asla aşılması gereken hız} = 0,9V_{DF} = 0,9 \times 99,9 = 89,91 \text{ m/s} = 324 \text{ km/sa}$$



Şekil 4.1: V-n diyagramı



Şekil 4.2.a: Planör imalatı sonrası tasarım yük katsayılarına uygun statik test



Şekil 4.2.b: Planör imalatı sonrası tasarım yük katsayılarına uygun statik test



Şekil 4.2.c: Planör imalatı sonrası tasarım yük katsayılarına uygun statik test



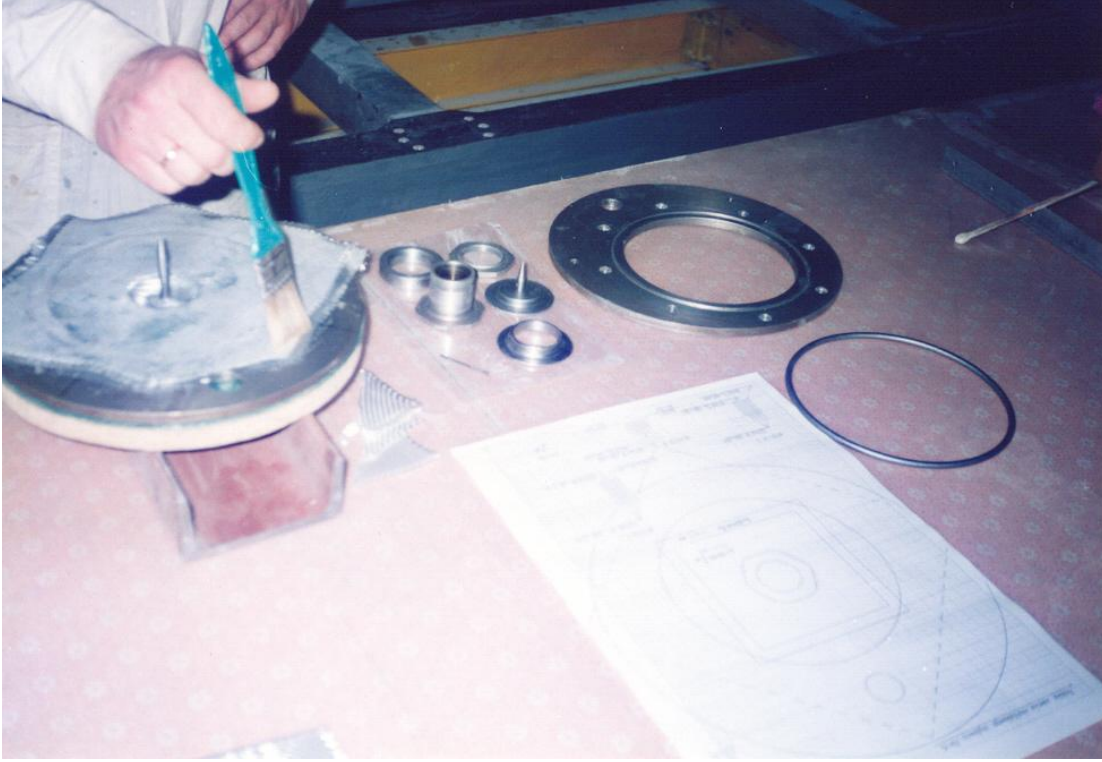
Şekil 4.3: Varşova Politeknik Üniversitesi Havacılık Fakültesi planör imalat atölyesinde kullanılan vakumlu fiber hazırlama sistemi



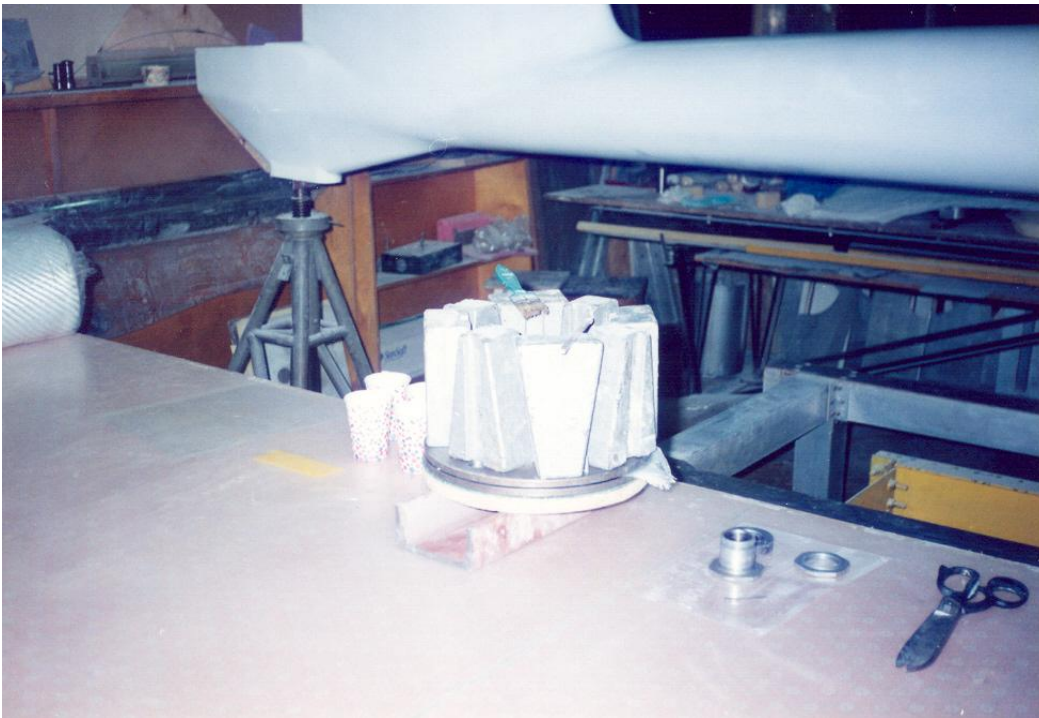
Şekil 4.4.a: Varşova Politeknik Üniversitesi Havacılık Fakültesi planör imalat atölyesinde PW-6 motorlu planörü üzerinde çalışma (Temmuz 1997)



Şekil 4.4.b: Varşova Politeknik Üniversitesi Havacılık Fakültesi planör imalat atölyesinde pw-6 motorlu planörü üzerinde çalışma (Temmuz 1997)



Şekil 4.5.a: Varşova Politeknik Üniversitesi Havacılık Fakültesi planör imalat atölyesinde metal-kompozit parça birleştirme tekniği uygulaması (Temmuz 1997)



Şekil 4.5.b: Varşova Politeknik Üniversitesi Havacılık Fakültesi planör imalat atölyesinde metal-kompozit parça birleştirme tekniği uygulaması (Temmuz 1997)

5. MOTOR HESAPLAMALARI

5.1 Gerekli Motor Gücünün Hesaplanması

Düşük tırmanma açıları için verilen denklem;

$$HP_{req} = \frac{\rho C_{Do} S}{348} V_{mph}^3 + \frac{4W^2}{1610\pi e \Lambda \rho S} \frac{1}{V_{mph}} \quad (5.1)$$

5.2 Mevcut Motor Gücü

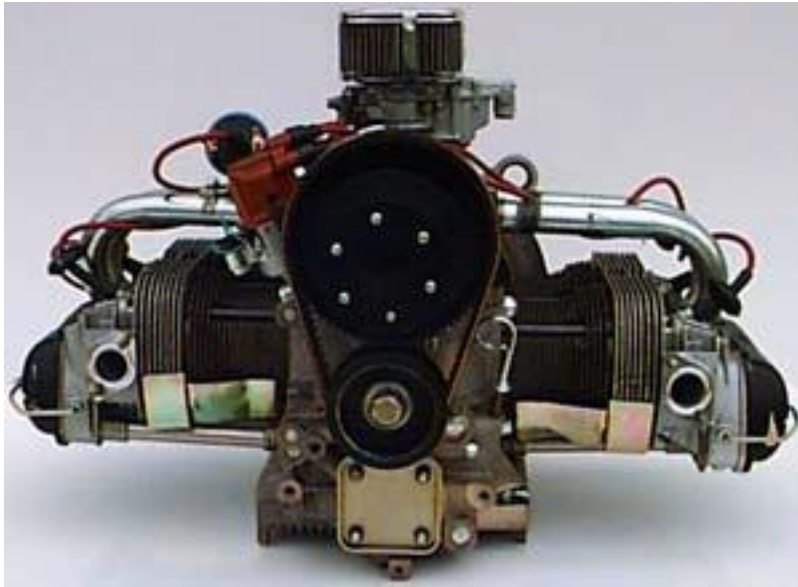
Bu proje için elimizde hazır bulunan 1968 model VW Type III hava soğutmalı motorunu kullanacağız. Bu motor tipi hava soğutmalı olduğu, 1940 lardan 1980 lerin sonlarına kadar milyonlarca adet üretildiği ve çok geniş bir yedek parça tedarikçisi olduğu için deneysel havacılar arasında oldukça yaygındır. Ayrıca motoru temin etmenin ve üzerinde performans arttırıcı revizyon çalışmaları yapmanın maliyetleride oldukça düşüktür. Deneysel havacılığın yaygın olduğu ülkelerde sadece eski VW motorlarını alıp havacılık uygulamaları için modifiye edip satan firmalar vardır. Bizde bu firmalardan biri olan ABD merkezli Great Plains firmasından bu motorun nasıl bir uçak motoruna dönüştürüleceği ile ilgili eğitim kitap ve DVD lerini temin ettik.

Motorumuzun temel özellikleri:

- Yaklaşık ağırlığı 100kg (pervane dahil)
- Gücü 54 Hp
- Nominal devri 3000-3500 dev/dak
- Yakıt tipi Normal / Süper benzin
- Redüksiyon 1,82 (1650 d/d @ 3500 dev/dak)
- Silindir adedi 4
- Silindir hacmi 1600 cm³



Şekil 5.1: Motorumuzun revizyondan önceki görünümü



Şekil 5.2: Motorumuzun revizyondan sonraki görünümü



Şekil 5.3: Bir VW motorunun uçak motoruna dönüştürüldükten sonra bir uçağa takılmış hali

Motoru belirledikten sonra sıra uygun bir pervane seçmeye geliyor. Hesaplama metodu pervanenin çalışacağı düşünülen hava hızının doğru bir şekilde tahmin edilmesiyle başlıyor. Elde edilebilecek çekiş gücünü hesaplamak ancak pervanenin verimini bilmekle mümkün olur. THP_{mevcut} ile $THP_{gerekli}$ eğrilerinin kesim noktası bize gerçek hava hızımızı verir. Eğer bu maksimum hava hızı ilk başta tahminde bulunduğumuz hava hızıyla eşleşmiyorsa pervaneyi yanlış seçmişiz demektir. Tasarımda kullanılan hava hızı ile pervanenin çekiş gücü eğrisinin verdiği hava hızı eşleşene kadar ikinci, üçüncü, ya da ne kadar iterasyon gerekli ise yapılır. Bu pervane performansı ve mevcut çekiş gücü hesaplama yöntemi tasarımcının hava aracını normal seyir uçuşu esnasında maksimum verimlilikte uçurduğu varsayımına dayanır. Fakat motorlu planörlerde durum biraz farklıdır. Zira motorlu planörler motoru sadece tırmanma ya da acil durumlardan kurtulma maksadıyla kullanırlar, diğer zamanlarda motor kapalı konumdadır.

Motorun, pervanenin ve motor beşiğinin yaratacağı ilave sürüklenme planörün performansını olumsuz yönde etkilediğinden bazı tasarımcılar gövde içine alınabilen motor ve pervane tasarımları yapmaktadırlar. Bizim projemizde maliyet unsuru performanstan önde olduğu için biz bu yolu tercih etmiyoruz. Bizim durumumuzda motor ve pervane kombinasyonu tırmanma uçuşunda maksimum verimliliği sağlamak üzere tasarlanacaktır.

Benzer kategorideki motorlu planörlerden elde edilen tecrübelerle göre deniz seviyesinde maksimum tırmanma oranıyla elde edilen sürat yaklaşık 110 km/sa, en yüksek sürat ise 165 km/sa civarlarında olmaktadır. Pervane düz uçuş şartlarında maksimum verimlilik için değil, tırmanma uçuşuna göre tasarlanmalıdır. Bu durumda 110 km/sa hızda maksimum verimliliğe sahip pervaneyi seçmemiz gerekir.

$$V_{tasarım} = 110 \text{ km/sa} = 68,5 \text{ mph}$$

$$C_s = \frac{0.638 V_{mph}^{\frac{2}{5}}}{N_{rpm}^{\frac{1}{5}} HP^{\frac{1}{5}}} = \frac{0.638 (68.5)^{\frac{2}{5}}}{(1650)^{\frac{1}{5}} (54)^{\frac{1}{5}}} = 1.02 \quad (5.2)$$

Aşağıdaki grafiklerden $\eta = 0,72$; $\beta_{@.75R} = 10^\circ$

$$V/ND = 0,44$$

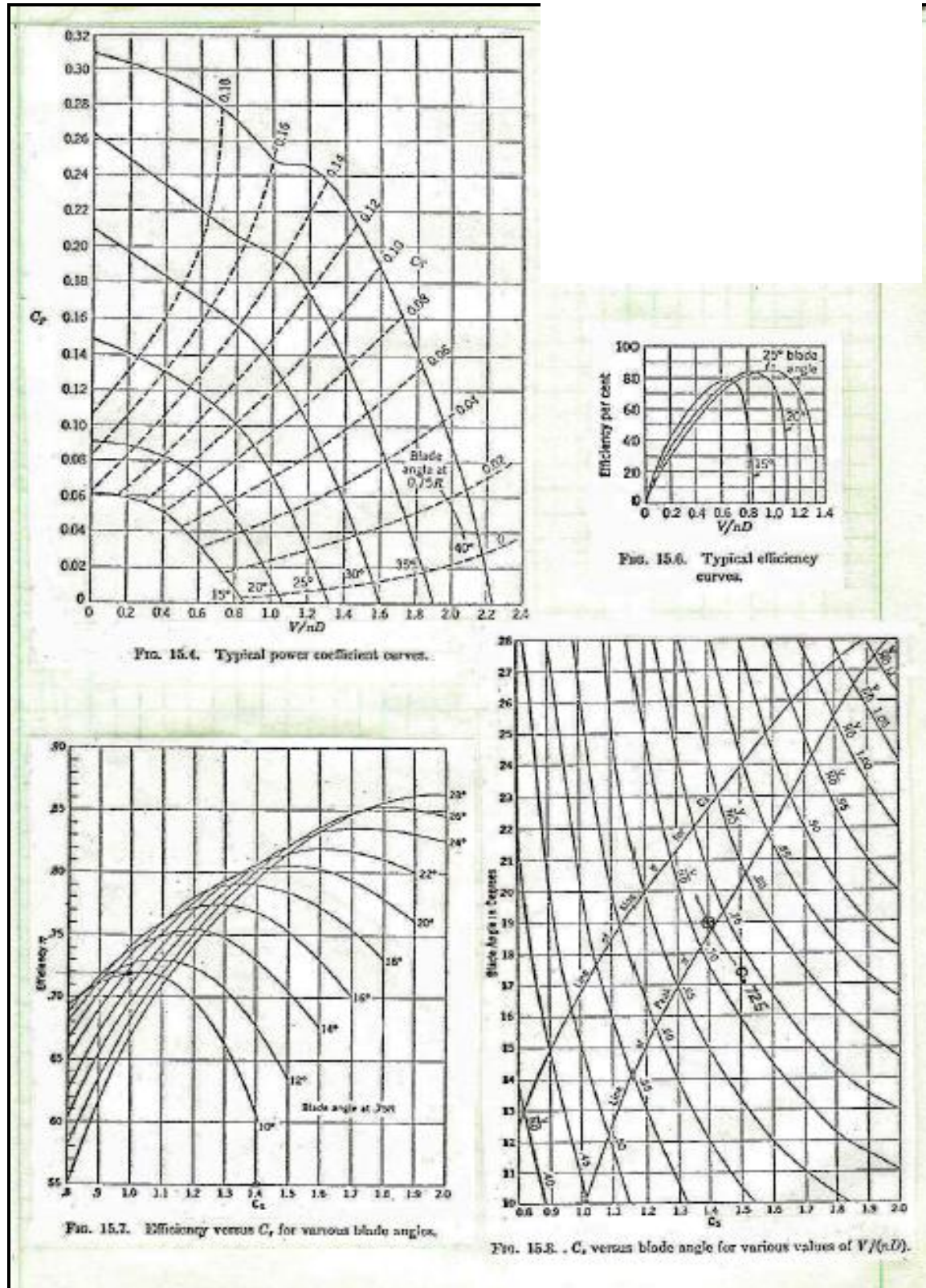
$$D = \frac{V_{FT/sec}}{N_{rev/sec} \cdot 0,44} = \frac{100}{27.5 \times 0,44} = 8.26 Feet = 2.5m \text{ Pervane çapı} \quad (5.3)$$

Daha sonra üç ayrı irtifa için mevcut çekiş gücü hesaplanır. Bu irtifalar

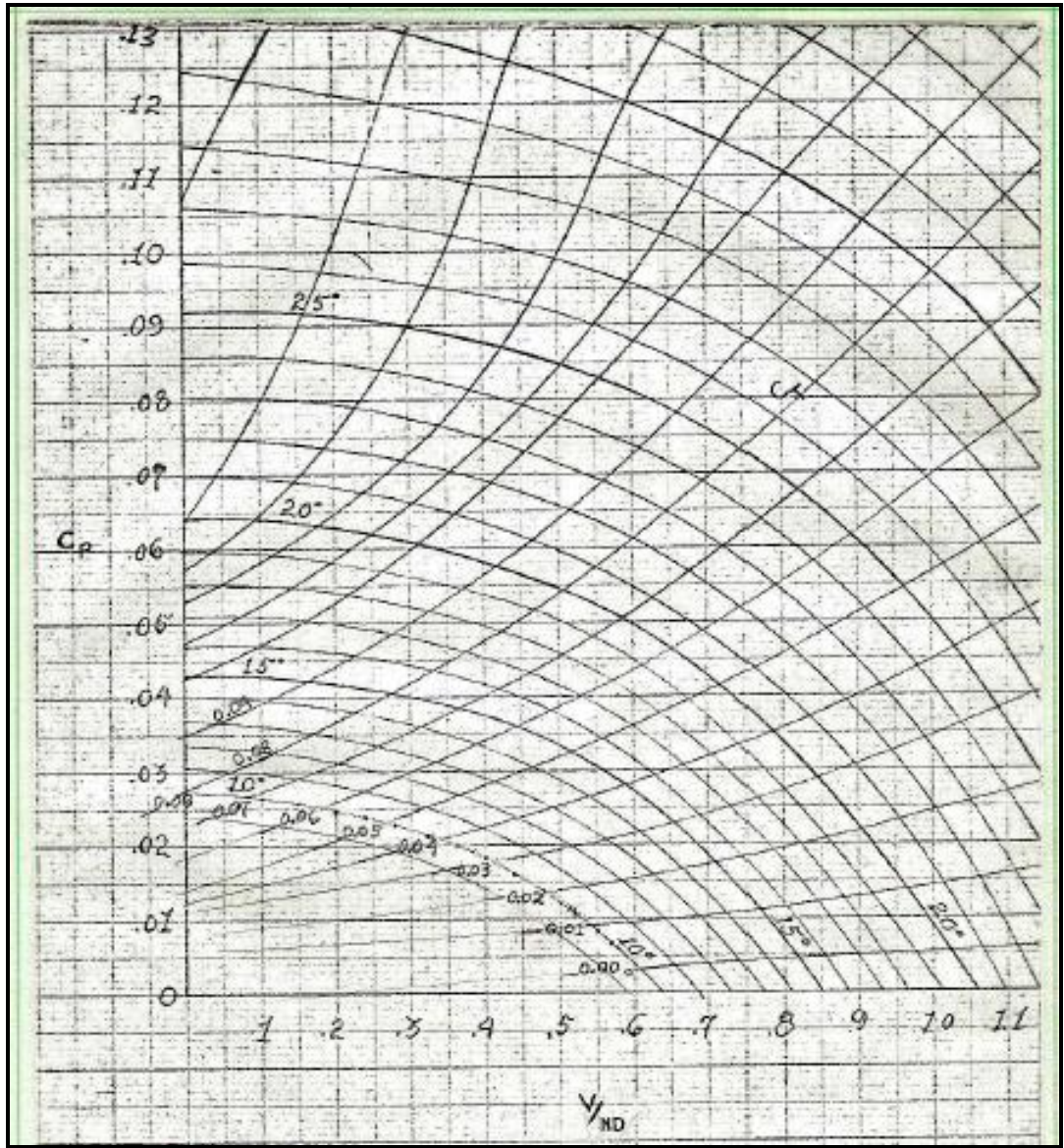
1. Deniz seviyesi
2. 1000 m
3. 1500 m

Çizelge 5.1 aşağıdaki işlem sırası takip edilerek hazırlanır:

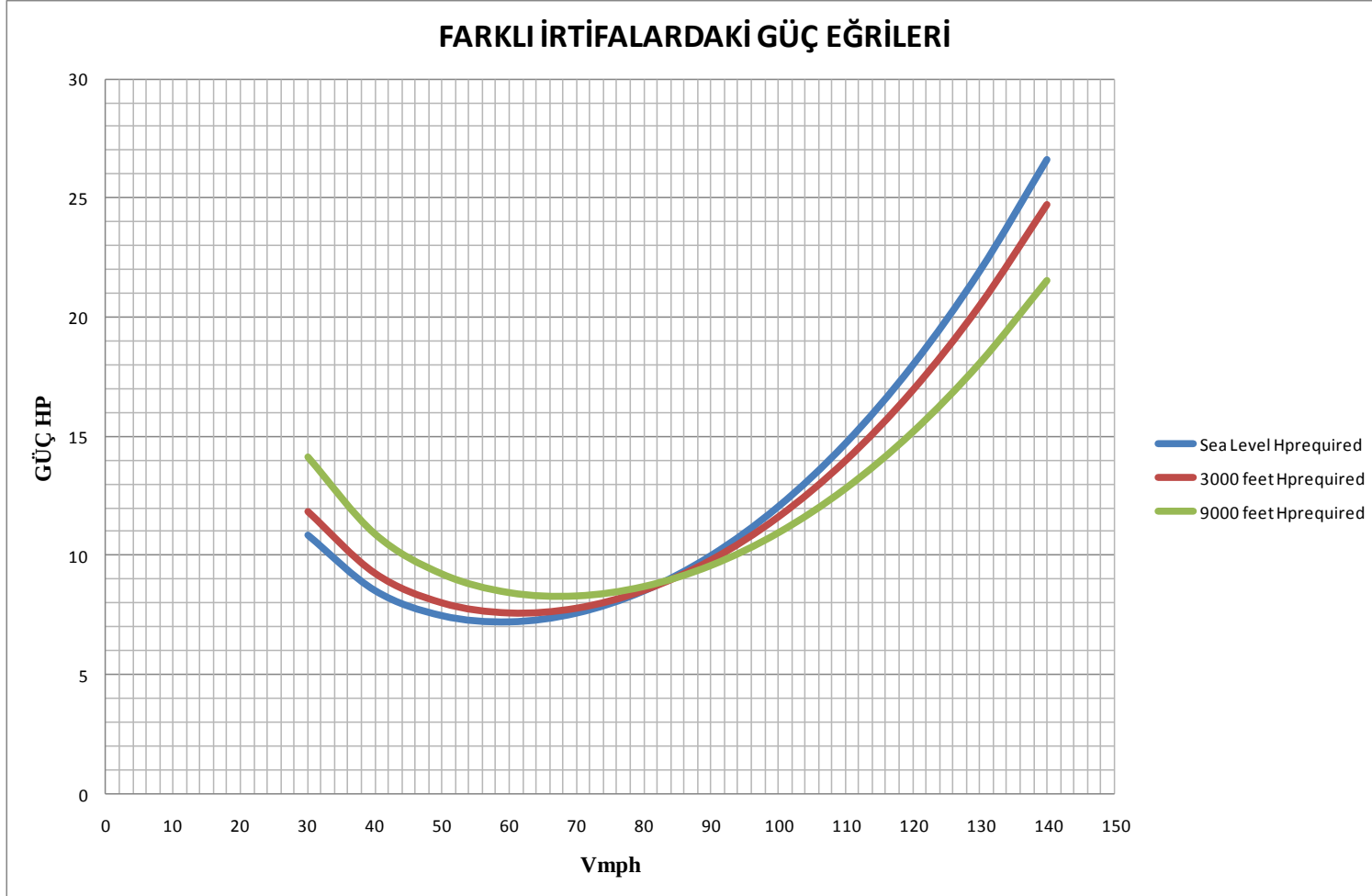
- V/ND seçilir
- V/ND ye bağlı eğri üzerinde C_T ve C_P değerleri bulunur
- C_{Po}/C_{Pn} hesaplanır
- $\frac{N}{N_0} = \sqrt{C_{Po}/C_{Pn}}$
- $RPM = N_0 \sqrt{C_{Po}/C_{Pn}}$
- $BHP = BHP_0 \sqrt{C_{Po}/C_{Pn}}$
- C_T/C_P
- $\eta = C_T/C_P \cdot V/ND$
- $THP = \eta BHP$
- $V_{mph} = \frac{V}{ND} RPM \frac{D}{8}$



Şekil 5.4: Pervane tasarımında kullanılan grafikler



Şekil 5.5: C_p - V/ND grafiği



Şekil 5.6: Farklı irtifalarda ihtiyaç duyulan güç eğrileri

5.3 Statik Çekiş Gücü

Statik çekiş gücünü hesaplamak için türetilen denklem aşağıdaki gibidir:

$$T_{statik} = \left\{ \frac{\sqrt{AG}}{21.4} \left[731HP - 2.53AB\overline{C_{Do}} \frac{\bar{b}}{D} \frac{(\pi\eta D)^3}{10^4} \right] \right\}^{2/3} \quad (5.4)$$

$G = \rho/\rho_0 = 1.0$ Deniz seviyesinde

$A = \text{Pervane disk alanı} = \pi(2.5/2)^2 = 4.91 \text{ m}^2 = 52.85 \text{ FT}^2$

$\bar{b} = \text{ortalama pervane pali veteri} = 0.5 \text{ FT} = 0.1524 \text{ m}$

$D = \text{pervane çapı} = 2.5 \text{ m} = 8.2 \text{ FT}$

$\eta = \text{dev/s} = 27.5/\text{s}$

$HP = \text{Beygir gücü} = 54 \text{ HP}$

$B = \text{Pal sayısı} = 2$

$\overline{C_{Do}} = 0.020$ (Testlerde elde edilmiştir).

$T_{statik} = 447 \text{ lbs} = 203 \text{ kg}$

5.4 Kalkış Mesafesi

$$\text{Kalkış mesafesi} = -\frac{1}{2B} \ln \left(1 - \frac{B}{A} V_{To}^2 \right) \quad (5.5)$$

$$A = g \left(\frac{T_{statik}}{W} - \mu \right)$$

$$B = \frac{g}{W} \left\{ \frac{\rho S}{2} \left(C_{Do} - \frac{\mu^2}{4K} \right) + a \right\}$$

$W = \text{Planörün ağırlığı} = 616 \text{ kg} = 1358 \text{ lbs}$

$S = \text{Kanat alanı} = 10.24 \text{ m}^2 = 110 \text{ FT}^2$

$V_{To} = \text{Kalkış sürati} = 1.15 \times V_{S1} = 21.17 \text{ m/s} = 71.19 \text{ FT/sec}$

$C_{Do} = \text{Sıfır taşıma sürüklenme katsayısı} = 0.0118$

$$K = 1/e\pi\Lambda = 0.018189$$

$$\mu = \text{Yer sürtünme katsayısı} = 0.025$$

$$T_{\text{statik}} = 447 \text{ lbs}$$

$$a = \text{sabit} = 0.00644$$

$$A = 6.73$$

$$B = 0.0001627$$

$$\text{Kalkış Mesafesi} = 675 \text{ FT} = 205\text{m}$$

6. SONUÇLAR VE PERFORMANS

Şu ana kadar yapmış olduğumuz hesaplamaların sonuçlarını bir arada değerlendirecek olursak:

Çizelge 6.1: Hesaplanan sonuçlar tablosu

$S = 10.24 \text{ m}^2$	$C_{L \text{ seyir}} = 0.8$	$V_{TW} = 105 \text{ km/sa}$
$AR = \Lambda = 25$	$C_{L @L/Dmaks} = 0.805$	$V_{pervane} = 110 \text{ km/sa}$
$C_{Do \text{ kanat}} = 0.0055$	$V_{zmin} = 0.77 \text{ m/s}$	$\eta_{pervane} = 0.72$
$MAC = 0.6637 \text{ m}$	$V_{@Vzmin} = 82 \text{ km/sa}$	$\beta_{@0.75R} = 10^\circ$
$C_{Do} = 0.0118$	$L/D_{maks} = 34.13$	$D_{pervane} = 2,5 \text{ m}$
$K = 0.018189$	$V_{@L/Dmaks} = 108 \text{ km/sa}$	Statik Çekiş Gücü = 447 kg
$\theta = 1.678^\circ$	$V_{stall} = 76 \text{ km/sa}$	Kalkış Mesafesi = 205 m
$C_{L @ Vzmin} = 1.395$	$V_D = 399 \text{ km/sa}$	$V_{seyir} = 90 \text{ km/sa}$
Maksimum Kalkış Ağırlığı = $W_{maks} = 616 \text{ kg}$		
Maksimum Kanat Yüklemesi = 59.01 daN/m^2		
Minimum Kalkış Ağırlığı = $W_{min} = 464 \text{ kg}$		
Minimum Kanat Yüklemesi = 44.45 daN/m^2		
İniş Mesafesi = 221 m (frensiz) = 94 m (frenli)		
$V_{NE} = 324 \text{ km/sa}$ (emniyet açısından bu sürati 200 km/sa ile sınırlandırıyoruz)		

KAYNAKLAR

- EASA CS-22**, 2003, *Certification Specifications for Sailplanes and Powered Sailplanes*
- Thomas F.**, 1999, *Fundamentals of Sailplane Design 3rd Edition*, College Park Press, Maryland, USA
- Powell D.**, 2007, *Conceptual Design Study of a High Performance Sailplane Wing*, MSc Thesis, School of Engineering, Cranfield University, Netherlands
- Ronald D. Kriz**, 1973, *A Standard Class Sailplane Design*, Aeronautical Engineering Design Course AERO444 Notes, California Polytechnic State University, USA
- Stelio F.**, 1946, *The Glider*, Lialante Milano, Italy
- Boermans L.M.M., Nicolosi F.**, 1997, *Sailplane Fuselage and Wing-Fuselage Junction Design*, Ostiv, S.Auban, France
- Krzystof K.**, 2006, *Aerodynamic Design and Cross-Country Flight Performance Analysis of Diana-2 Sailplane*, Ostiv, Eskilstuna, Sweden,
- Vassili V. T., Royston J., Tim W. and Marc F.**, 2005, *Weight and Manufacturability Optimization of Composite Aircraft Components Based on a Genetic Algorithm*, 6th World Congresses of Structural and Multidisciplinary Optimization, Rio de Janeiro, Brazil
- Michael S. S., Mark D. M. and Dan M. S.**, 1995, *Natural-Laminar-Flow Airfoil for General Aviation Applications*, Journal of Aircraft, Vol. 32, No. 4, sf. 710
- Gürhan Ç.**, 1995, *İnsansız Hava Aracı Tasarımı, Yüksek Lisans Tezi*, İTÜ Fen Bilimleri Enstitüsü, İstanbul
- Boermans L.M.M.**, 2006, *Research on Sailplane Aerodynamics at Delft University of Technology*, Delft, Netherlands
- The Gliding Federation of Australia**, 1998, *Powered Sailplanes, A Manual for Pilots Converting to Powered Sailplanes from Gliders, Ultralights and General Aviation Light Aircraft*, Issue 1, Australia
- Daniel P. R.**, 2003, *Simplified Aircraft Design For Homebuilders*, Published by Design Dimension Press, Los Angeles, CA, USA,
- Daniel P. R.**, 2002, *Enhancing Aircraft Conceptual Design Using Multidisciplinary Optimization*, Ph.D. Thesis, Department of Aeronautics Kungliga Tekniska Högskolan Royal Institute of Technology, Stockholm, Sweden

Url-1 <<http://planorucusokulu.thk.org.tr/>>, alındığı tarih 29.06.2009.

Url-2 <<http://www.sailplanedirectory.com/>>, alındığı tarih 10.05.2009.

Url-3 < <http://web.mit.edu>>, alındığı tarih 29.08.2009.

Url-4 < <http://www.schio.it/piuma> >, alındığı tarih 10.05.2009.

Url-5 < <http://jarek24.w.interia.pl> >, alındığı tarih 10.05.2009.

Url-6 < <http://www.alexander-schleicher.de> >, alındığı tarih 10.05.2009.

EKLER

EK A.1 : FX 63-137 %13.7 smoothed profil koordinatları

EK A.2 : FX 61-168 profil koordinatları

EK A.1

Sıra No	x	y	Sıra No	x	y
1	1.000000	0.000000	35	0.000000	0.002411
2	0.995720	0.002261	36	0.001070	-0.002958
3	0.982960	0.008222	37	0.004280	-0.007021
4	0.961940	0.016421	38	0.009610	-0.010156
5	0.933010	0.025814	39	0.017040	-0.012751
6	0.896680	0.036153	40	0.026530	-0.015034
7	0.853550	0.047568	41	0.038060	-0.017064
8	0.804380	0.060006	42	0.051560	-0.018791
9	0.750000	0.073047	44	0.084270	-0.021230
10	0.691340	0.085959	45	0.103320	-0.021987
11	0.629410	0.097879	46	0.124080	-0.022482
12	0.565260	0.107990	47	0.146450	-0.022718
13	0.500000	0.115624	48	0.170330	-0.022668
14	0.434740	0.120314	49	0.195620	-0.022297
15	0.370590	0.121797	50	0.222210	-0.021567
16	0.339280	0.121303	51	0.250000	-0.020431
17	0.308660	0.119983	52	0.278860	-0.018838
18	0.278860	0.117849	53	0.308660	-0.016752
19	0.250000	0.114919	54	0.339280	-0.014179
20	0.222210	0.111224	55	0.370590	-0.011176
21	0.195620	0.106801	56	0.434740	-0.004210
22	0.170330	0.101685	57	0.500000	0.003409
23	0.146450	0.095912	58	0.565260	0.010919
24	0.124080	0.089547	59	0.629410	0.017605
25	0.103320	0.082700	60	0.691340	0.022871
26	0.084270	0.075518	61	0.750000	0.026291
27	0.066990	0.068116	62	0.804380	0.027582
28	0.051560	0.060520	63	0.853550	0.026608
29	0.038060	0.052636	64	0.896680	0.023429
30	0.026530	0.044302	65	0.933010	0.018408
31	0.017040	0.035484	66	0.961940	0.012286
32	0.009610	0.026362	67	0.982960	0.006230
33	0.004280	0.017421	68	0.995720	0.001696
34	0.001070	0.009265	69	1.000000	0.000000

EK A.2

Sıra No	x	y	Sıra No	x	y	Sıra No	x	y
1	1.00000	0.00000	34	0.22221	0.10413	67	0.30861	-0.05363
2	0.99891	0.00099	35	0.19558	0.09966	68	0.33933	-0.05407
3	0.99571	0.00266	36	0.17037	0.09442	69	0.37056	-0.05413
4	0.99034	0.00484	37	0.14643	0.08861	70	0.40243	-0.05358
5	0.98291	0.00741	38	0.12403	0.08219	71	0.43469	-0.05238
6	0.97344	0.01047	39	0.10330	0.07538	72	0.46733	-0.05045
7	0.96192	0.01382	40	0.08422	0.06808	73	0.49997	-0.04784
8	0.94848	0.01741	41	0.06694	0.06049	74	0.53274	-0.04457
9	0.93299	0.02121	42	0.05158	0.05256	75	0.56525	-0.04058
10	0.91571	0.02525	43	0.03802	0.04453	76	0.59750	-0.03576
11	0.89644	0.02953	44	0.02650	0.03643	77	0.62938	-0.03019
12	0.87590	0.03403	45	0.01702	0.02861	78	0.66074	-0.02418
13	0.85350	0.03878	46	0.00960	0.02107	79	0.69133	-0.01817
14	0.82970	0.04375	47	0.00422	0.01377	80	0.72115	-0.01262
15	0.80435	0.04896	48	0.00102	0.00668	81	0.74995	-0.00770
16	0.77773	0.05437	49	0.00000	0.00000	82	0.77773	-0.00345
17	0.74995	0.05999	50	0.00102	-0.00219	83	0.80435	0.00014
18	0.72115	0.06571	51	0.00422	-0.00552	84	0.82970	0.00308
19	0.69133	0.07154	52	0.00960	-0.00901	85	0.85350	0.00537
20	0.66074	0.07738	53	0.01702	-0.01258	86	0.87590	0.00701
21	0.62938	0.08325	54	0.02650	-0.01630	87	0.89644	0.00805
22	0.59750	0.08904	55	0.03802	-0.01996	88	0.91571	0.00851
23	0.56525	0.09474	56	0.05158	-0.02366	89	0.93299	0.00844
24	0.53274	0.10007	57	0.06694	-0.02728	90	0.94848	0.00788
25	0.49997	0.10482	58	0.08422	-0.03087	91	0.96192	0.00691
26	0.46733	0.10864	59	0.10330	-0.03433	92	0.97344	0.00561
27	0.43469	0.11146	60	0.12403	-0.03771	93	0.98291	0.00412
28	0.40243	0.11316	61	0.14643	-0.04090	94	0.99034	0.00281
29	0.37056	0.11393	62	0.17037	-0.04389	95	0.99571	0.00150
30	0.33933	0.11373	63	0.19558	-0.04673	96	0.99891	0.00040
31	0.30861	0.11269	64	0.22221	-0.04919	97	1.00000	0.00000
32	0.27891	0.11069	65	0.24998	-0.05120			
33	0.24998	0.10786	66	0.27891	-0.05267			