

14339

İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ * FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

HAFİF SIKLET BİR UÇAĞIN
GENEL AERODİNAMİK DİZAYNI

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Müh. Caner ŞENTÜRK

Tezin Enstitüye Verildiği Tarih : 08 Mart 1991

Tezin Savunulduğu Tarih : 11 Mart 1991

Tez Danışmanı : Prof. Dr. Ahmet Nuri YÜKSEL

Diğer Jüri Üyeleri : Doç. Dr. Süleyman TOLUN

Doç. Dr. Veysel ATLI

Yükseköğretim Kurulu
Dokümantasyon Merkezi

MART 1991

ÖNSÖZ

Bu yüksek lisans tezinde iki kişilik, piston pervaneli, ev yapımı tipi bir uçağın dizaynı yapıлып; komple uçağın ve elemanlarının boyut ve ağırlıkları tayin edilmiştir.

Bu tez çalışması esnasında, konunun her safhasını adım adım birlikte müzakere ettiğimiz, değerli fikirleriyle bize yardımcı olan ve tezi yöneten Hocam Sayın Dekan Prof.Dr. Ahmet Nuri YÜKSEL'e teşekkür etmeyi bir borç bilirim. Ayrıca faydalandığım ingilizce referanslardaki teknik kelimelerin türkçe literatürdeki tam karşılıklarını bulabilmek amacıyla talep ettiğim "Askeri Havacılık Taktik ve Teknik Terimler Ansiklopedisi" ni bana ve arkadaşlarıma sağlayıp, ulaştırılmasında büyük ilgi ve hassasiyet gösteren Hv.Yer Kur.Alb.Ünal Yiğit'e (3. Hava İkmal Bakım Merkezi İkm. Grup Komutanı - Etimesgut) teşekkür ederim. Yine çalışmalarım sırasında yararlandığım "Multilingual Aeronautical Dictionary" isimli sözlüğü sağlamamda yardımlarından dolayı AGARD' a, M.S.B. Arge Daire Başkanlığı'na teşekkür ederim. Çalışmalarım esnasında her konuda yardımda bulunan aileme de teşekkür ederim.

İstanbul 1991

Caner ŞENTÜRK

İÇİNDEKİLER

NOTASYON LİSTESİ	v
ÖZET	vii
SUMMARY	viii
BÖLÜM 1. Giriş	1
1.1. Genel Karakteristikler	1
1.1.1. Gövde	1
1.1.2. Kanat	1
1.1.3. Güç Grubu	2
1.1.4. İniş Takımları	2
1.1.5. Ağırlıklar	2
1.1.6. İstenen Performanslar	2
BÖLÜM 2. DIŞ BOYUTLARIN TESBİTİ	3
2.1. Kanat Profili Seçimi	3
2.2. Reynolds Sayısının Hesaplanması	3
2.3. Kanat Alanının Tesbiti	5
2.3.1. Flaplardan dolayı Meydana Gelen İlave Taşı ma Katsayısının Hesaplanması	6
2.4. Açıklık Oranının tesbiti	11
2.5. Flaplı ve Flapsız Pist Uzunlukları	14
2.6. Kanat Aerodinamik Karakteristikleri	16
2.6.1. İnişte Flaplar Kapalı İken Sadece Yer Etki- si Altında Hücüm Açısının Bulunması	21
2.7. Kuyruk Yüzeylerinin Boyutlandırılması	22
2.8. Güç Grubu Seçimi	26
2.9. Kokpit Dizaynı	28
2.10. Burun Tekerlekli İniş Takımının Özellikleri	28
2.11. Amortisörün Davranışı	28
BÖLÜM 3. AĞIRLIK TAHMİNİ	32
3.1. Faydalı Ağırlığın Tesbiti	33
3.2. Yapı Ağırlığının Tahmini	34
3.3. Ana Parçaların Ağırlıklarının Hesabı	34
3.3.1. Kanat	34
3.3.2. Gövde	35
3.3.3. Yatay Kuyruk	36
3.3.4. Düşey Kuyruk	37
3.3.5. İniş Takımları	37
3.3.6. Kontrol Yüzeyleri	38

3.4. Diğer Parçaların Hesabı	38
3.4.1. Pervane Göbeği	39
3.4.2. Motor Kaportası	39
3.4.3. Motor Montajı	41
3.4.4. Yakıt Tankları	43
3.4.5. Donanım	45
3.5. Uçağın Dengesi	47
SONUÇLAR VE ÖNERİLER	54
KAYNAKLAR	56
EKLER	57
EK-A UÇAĞIN 3 GÖRÜNÜŞÜ	58
EK-B BİRİM SİSTEMİ DÖNÜŞÜM TABLOSU	59
ÖZGEÇMİŞ	60

NOTASYON LİSTESİ

C_L	: Kanat taşıma katsayısı
V_C	: Seyahat hızı
V_H	: Uçağın azami yatay hızı
W	: Ortalama uçak ağırlığı
S	: Kanat alanı
c	: Kanat veteri
ν	: Kinematik vizkozite
Re	: Reynolds sayısı
V_i	: İniş hızı
V_S	: Stöl hızı
C_{L_i}	: İniş hali taşıma katsayısı
C_{L_i}	: Dizayn taşıma katsayısı
ΔC_L	: İlave taşıma katsayısı
W_i	: İniş ağırlığı
k	: Taşıma eğrisi eğimi
c_f	: Flap veteri
β	: Flap açısı
t/c	: Profil kalınlık oranı
b_f	: Flap açıklığı
b	: Kanat açıklığı
C_u/C_k	: Sivrilme oranı
$C_{L_{max}}$	: Kanadın maksimum taşıma katsayısı
$C_{L_{maxf}}$	: Flaplı kanadın maksimum taşıma katsayısı
A	: Açıklık oranı
α_g	: Flaplar kapalı iken iniş için yer etkisiyle olan hücum açısı

S_H	: Yatay kuyruk alanı
S_V	: Düşey kuyruk alanı
l_H	: Yatay kuyruk yüzeyinin çeyrek veter noktası ile uçak ağırlık merkezi arasındaki mesafe
l_V	: Düşey kuyruk yüzeyinin çeyrek veter noktası ile uçak ağırlık merkezi arasındaki mesafe
α_i	: Tesbit açısı
g	: Yerçekimi ivmesi (32.17 ft/sn ²)
E	: Flap veterinin kanat veterine oranı
a_o	: Profil taşıma eğrisinin eğimi
ΔA	: Açıklık oranındaki artış
B	: Kanat ağırlığının fonksiyonu olarak değişen bir faktör.
A	: Yatay kuyruk ağırlığının fonksiyonu olarak değişen bir faktör.
d_G	: Ortalama aerodinamik veterin çeyrek noktası ile yer arasındaki uzaklık
a_G	: Yer etkileri altında taşıma eğrisi eğimi

ÖZET

Bu çalışmada iki kişilik, piston-pervane motorlu, belirlirli performans ve şartları yerine getirecek hafif siklet bir uçağın dizaynı yapılmıştır. omple uçağın ve elemanlarının boyut ve ağırlıkları tesbit edilerek, çeşitli elemanlar üzerindeki aerodinamik yüklerin hesaplanması ve yapısal mukavemet hesaplarına girilmesi için bir zemin teşkil edilmiştir.

Birinci bölümde dizaynı yapılacak olan uçağın misyonu ve diğer genel karakteristikleri belirlenmiş; başlangıçta arzu edilen performansları tesbit edilmiştir.

İkinci bölümde dış boyutların tesbit edilmesi ile uğraşılmış, kanat alanının tesbiti, açıklık oranının tesbiti, kuyruk yüzeylerinin boyutlandırılması dizaynı yapılan uçağınkine benzer özelliklere sahip uçakların istatistikî bilgilerinden de yararlanılarak yapılmıştır.

Üçüncü bölümde ise komple uçağın ve elemanlarının ağırlıkları tesbit edilmiştir. Bulunan ağırlıklardan faydalanılarak, uçağın ağırlık merkezi bulunmuştur. Ağırlık merkezinin en önde ve en arkada olabileceği konumlar, çeşitli şartlar göz önüne alınarak bulunmuştur.

Bu tez kapsamında yapılan hesaplardan yararlanılarak çeşitli uçuş şartlarında uçak elemanlarında oluşabilecek aerodinamik zorlamalar ve bu zorlamaların elemanlar boyunca dağılımları incelenebilir. Böylece yapısal mukavemet hesaplarına geçilebilir. Bu tezin kapsamı, üstte sözü edilen çalışmalara geçilebilmesi için gerekli bütün hesapları içermektedir.

GENERAL AERODYNAMIC DESIGN OF A LIGHT AIRPLANE

SUMMARY

This thesis has been devoted to light airplane design according to the method used by Pazmany. Dimensions and weights of the entire airplane and its parts have been assigned by utilizing some well-known aircrafts with similar characteristics to the proposed design.

The first step in the design of an airplane consists of defining the characteristics of the airplane and its use. In aeronautical engineering this is called 'mission definition'. The airplane to be designed is in the utility category. Airplanes in this category are intended for normal operations and limited acrobatic maneuvers. These airplanes are not suited for use in snap or inverted maneuvers. 'Limited acrobatic maneuvers' is interpreted to include steep turns, spin, stalls (except whip stalls), lazy eights and chandelles.

In the first chapter, the general characteristics and the desired performance of the airplane as well as its category have been assigned as follow:

- Specific use : Utility, sport, trainer.
- Appearance : Functional
- Fuselage : Semimonocoque, basic structural and skin material is aluminum alloy.
- Wing : Cantilever, detachable, carry-through spar, rectangular shape, low-wing, high lift devices are flaps, spar and skin material is aluminum alloy. Airfoil : NACA 632615, Area : 100 sq. ft
Aspect ratio : 7
Wing loading : 10 lbs/sq.ft.
- Empennage : Fin-Rudder configuration : conventional
stab-Elevator configuration : conventional or slab tail.
- Power plant : Type : opposed, air-cooled, 85-100 Hp.
Tank location : Wing tips
- Cockpit : Control type : stick
: Instruments : Nominal
Canopy type : Sliding bubble
- Landing gear : Tricycle, fixed.

- Weight : Empty : 700 lbs. Gross : 1200 lbs.
- Desired performance : Stalling speed : 50 mph.
Cruising speed : 110mph.
Maximum speed : 127mph.
Range : 400 miles
Service ceiling: 14000 ft.

As the type of construction of the fuselage, the semimonocoque construction has been selected. This kind of construction is widely used for airplanes of this size and characteristics. The fuselage built around four longerons does not require complicated assembly jigs, and also, it is an efficient structure to transmit the loads. The analysis is simple; each side of the fuselage can be considered a beam, while the box formed by the four sides carries the torsional and shear loads.

As the basic structural and skin material, the aluminum alloy was used. The uniformity in quality is better than plywood or spruce. A relatively thick skin on the leading edge allows the use of countersunk rivets, and also reduces the wrinkles. Both conditions are very desirable to obtain some laminarity in the flow, at last up to the maximum thickness of the airfoil. This is an ideal condition difficult to reach, but if obtained, will result in a general improvement in the performance.

With a 15% chord-thickness ratio airfoil, it is possible to build a cantilever wing with a weight comparable to a strut braced. It is not only the weight of the basic members that must be considered in the comparison, but also the extra fittings, bolts, turnbuckles etc., along with the added loss in aerodynamic efficiency due to the additional parasite and interference drag. So the cantilever wing has been selected for the airplane to be designed.

As the location of the wing, low-wing has been selected. The most dangerous parts of every flight probably are take-off, landing and flying the pattern. Visibility in a turn is greatly desired during these maneuvers. In a high wing aircraft, the visibility during these critical moments is reduced mostly toward the inside of the turn. These considerations alone will decide the choice between high wing and low wing, but there are many others that can be enumerated.

Aircraft accident investigations and simple reasoning indicate that the more structure between the occupants and the ground, in case of crash, the higher are dissipated in

Wing before starting with the passengers. From aerodynamic viewpoints, the fuselage cross-section area of a low wing airplane could be made smaller than of a high wing; the occupants could be seated over the wing.

In chapter 2, dimensions of the entire airplane as well as of its parts have been assigned by utilizing the characteristics of some well know aircrafts. Airfoil selection has been made according to structural considerations and aerodynamic considerations. Wing area of the aircraft has been determined in a subchapter by utilizing landing and stalling speeds of several well known airplanes and the criterion that the wing area is a function of the landing speed. In this subchapter, the lift increment due to plain flaps has been calculated. The flap does not affect the whole wing, therefore, the lift increment calculated has been reduced accordingly to the flap span.

Aspect ratio has been determined as 7 at the beginning of chapter 2. For light conventional airplanes a good compromise aspect ratio is about 7. A smaller aspect ratio will result in excessive induced Drag, penalizing mostly the climb and ceiling. On the other hand aspect ratios over 7 result in excessively reduced wing chords. From structural view point, the advantage of a small aspect ratio are double; first, because a larger chord will provide a proportionally larger depth for the wing spars, second, a shorter wing represents smaller bending moments, which in turn requires lighter spars.

Wing aerodynamic characteristics, power plant selection, empennage dimensioning and landing gear design have been made at the end of the chapter 2. The tail surfaces of an airplane to meet two basic requirements : stability and control. The design of tail surfaces, the determination of their size, position, angle of incidence is not an easy problem. The effects of factors such as slipstream, downwash, interference, center of gravity position, Reynolds Number complicate the problem of empennage dimensioning.

In chapter 3, the weight estimation was made according to the statistics obtained from some existent airplanes. Determination of useful load, structural weight estimation have been made by utilizing some criterions. The wing weight, the fuselage weight, the horizontal tail and vertical tail weight and the weight of landing gear, controls, major assemblies, spinner, engine cowling, fuel tanks, fuel lines, equipment, windshield and canopy, engine controls etc.. have been calculated.

At the end chapter 3, in the subchapter " Airplane balance, the center of gravity position was calculated by calculating the moment of each components with respect to reference lines. The maximum aft. C.G. position and the most forward C.G. position were calculated, too.

The calculation of the center of gravity position is one of the most important steps in the aircraft design. The aircraft designer should permanently keep track of the weight and balance of the airplane. This is so important that every aircraft factory has a "Weights Group" in its Engineering Department. "Weight Engineers" continuously check the weight of each component during the design. Each drawing should be signed by them before release. Sometimes the weight of parts or assemblies result higher than estimated, then a decision should be made to either redesign the part and try to make it lighter even if it results more complicated, or to leave the design as it is and take weight penalty. Parts located away from the C.G. are more critical than parts close to the C.G.

In the calculation of the C.G. position, the following procedure is applied:

- Draw a side view of the airplane at a convenient scale (1/10 is adequate). Indicate the center gravity of each component by a small circle. It requires some practice to estimate by "eye ball" the position of the center of gravity of some components. As a general guide the C.G. of wings lies at 40 % of Mean Aerodynamic chord. The center of gravity of vertical and Horizontal Tails can be located 50 % of the respective mean chord. The center of gravity of fuselage could be estimated at 40 % of the fuselage length measured between the firewall and the tail cone.
- Enter the weight of each component in the weight column
- Draw a vertical reference line at the spinner vertice and a horizontal reference line at ground level.
- Measure the horizontal and vertical distance of each component's center of gravity from the reference lines. Enter these values in the column of horizontal arm and vertical arm.
- Multiply the weight of each component by its horizontal distance and enter the result in the horizontal moment column.

- Multiply the weight of each component by its vertical distance and enter the result in the vertical moment column.
- Add weight column to obtain the sum of weights. Add horizontal moment column to obtain the sum of horizontal moments. Add vertical moment column to obtain the sum of vertical moments.
- Divide the sum of horizontal moments by the sum of weights to obtain the horizontal location of the center of gravity.
- Divide the sum of vertical moments by the sum of weights to obtain the vertical location of the center of gravity

For a new study, as a continue of this thesis aerodynamic loads on different component of the aircraft may be analysed. For this study first the V-n diagram which determines limit flight load factors and limit flight conditions must be drawn. Then aerodynamic loads, torsional moments spanwise distribution, chordwise loads-spanwise distribution, normal loads spanwise distribution at any flight condition (Symmetrical and unsymmetrical) may be calculated for each point of the V-n diagram. Flap extended and flap retracted conditions, unsymmetrical wing loads, loads due to down aileron and their distribution may be analysed. Rib loads and chordwise pressure distribution may be analysed for flap deflected and aileron deflected conditions.

For continue, loads on the fuselage, crash loads, inertia loads on aft. Fuselage, bubble canopy loads, control loads, control surface loads, ground loads may be analysed, too.

BÖLÜM 1. GİRİŞ

Bu proje çalışmasında, İstanbul-Antalya arasında sefer yapacak, 2 kişilik, piston pervaneli, genel maksatlı ev yapımı bir uçağın dizayn hesaplarının bir kısmını oluşturan dış boyut ve ağırlıkların tesbiti, Pazmany'nin uyguladığı metottan yararlanılarak yapılacaktır [1].

Dizaynı düşünülen uçağın başlangıçta arzu edilen genel karakteristikleri aşağıdaki gibi sıralanmıştır.

1.1. Genel Karakteristikler

Özel Kullanım : 2 kişilik seyahat uçağı

1.1.1. Gövde

Yapı tipi : Yarı monokok
Temel yapı malzemesi : Alüminyum alaşımı
Yüzey malzemesi : Alüminyum alaşımı

1.1.2. Kanat

Yapı tipi : Sökülebilir konsol kiriş yapı
Şekli : Dikdörtgen kanat
Yerleşim : Alttan kanat
Profil : Seçime bağlı
Açıklık oranı : Takriben 7
Alan : Takriben 100 ft²
Fazla taşıma tertibatları : Flaplar
Kanat yüklemesi : Takriben 10 lb/ft²

1.1.3. Güç Grubu

Tipi : Hava soğutmalı takriben
85-100 Hp civarında (Daha sonra hesaplara uygun motor gücü Jane's den seçilecektir).
Yakıt tankları : Kanat uçlarında

1.1.4. İniş Takımları

Tipi : Burun tekerlekli, sabit

1.1.5. Ağırlıklar

Boş ağırlık : Takriben 700 lb
Gros ağırlık : Takriben 1200 lb

1.1.6. İstenen Performanslar

Stol hızı : 50 mph.
Seyahat hızı : 110 mph.
Azami hız : 127 mph.
Menzil : İstanbul-Antalya arası, meydan üzerinde tur atma ve gerektiğinde yedek meydana gidebilmesi göz önüne alınarak toplam 400 mil.
Uçuş tavanı : 14000 ft.

BÖLÜM 2. DIŞ BOYUTLARIN TESBİTİ

Bu bölümde uçak dış boyutlarının tesbitinde kullanılacak olan aerodinamik karakteristikler hesaplanacak, bulunan bu değerler yardımıyla dış boyutlar tesbit edilecektir. Misyonu gerçekleştirecek güç grubu seçimi ile iniş takımlarının seçimi yapılacaktır.

2.1. Kanat Profili Seçimi

Kanat profili olarak NACA 63₂615 profili seçilmiştir. Seyahat hızı $V_c = 110$ mph. olarak kabul edilmişti. Buna göre taşıma denkleminde,

$$C_L = \frac{391}{V^2} \cdot \frac{W}{S} \quad (2.1)$$

$$C_L = \frac{391}{110^2} \cdot \frac{1200}{100}$$

$C_L = 0.388$ (Seyahat hali için) bulunur.

2.2. Reynolds Sayısının Hesaplanması

$$Re = V \cdot c \cdot 6380 \quad (2.2)$$

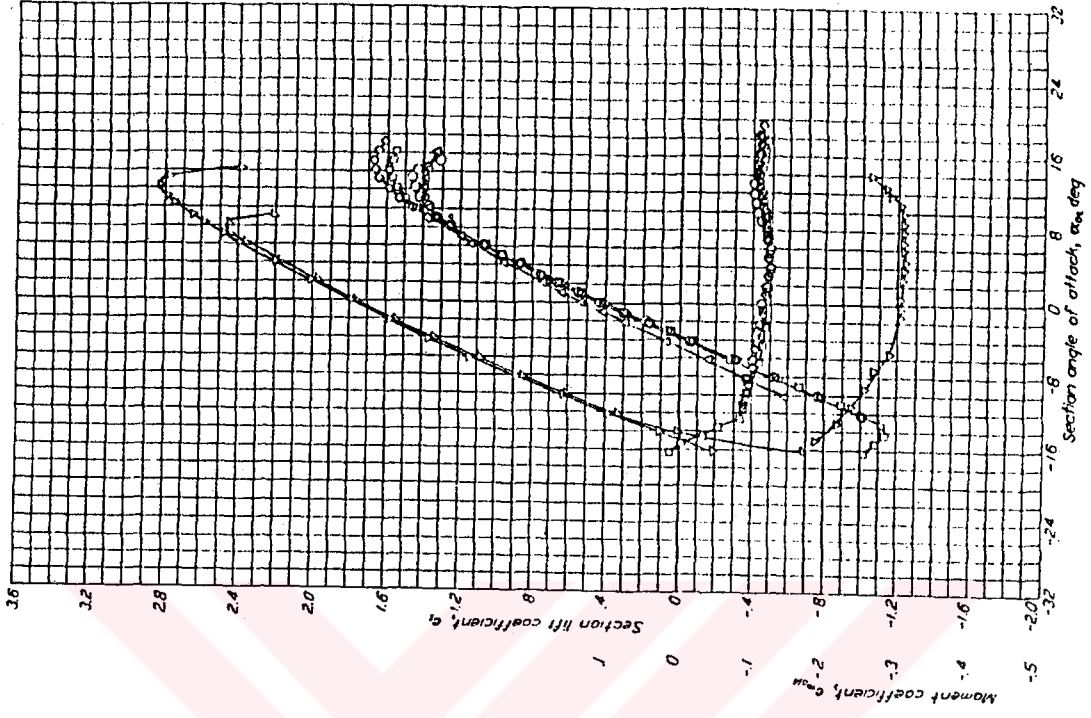
Burada 6380 sayısı boyutlu olup, kinematik viskozitenin tersidir. ($\frac{1}{\nu} = 6380 \text{ sn/ft}^2$)

Seyahat hızı $V = 110 \text{ mph} = 110 \cdot 1.466 \text{ ft/sn}$
buradan $V = 161.26 \text{ ft/sn}$ olarak bulunur.

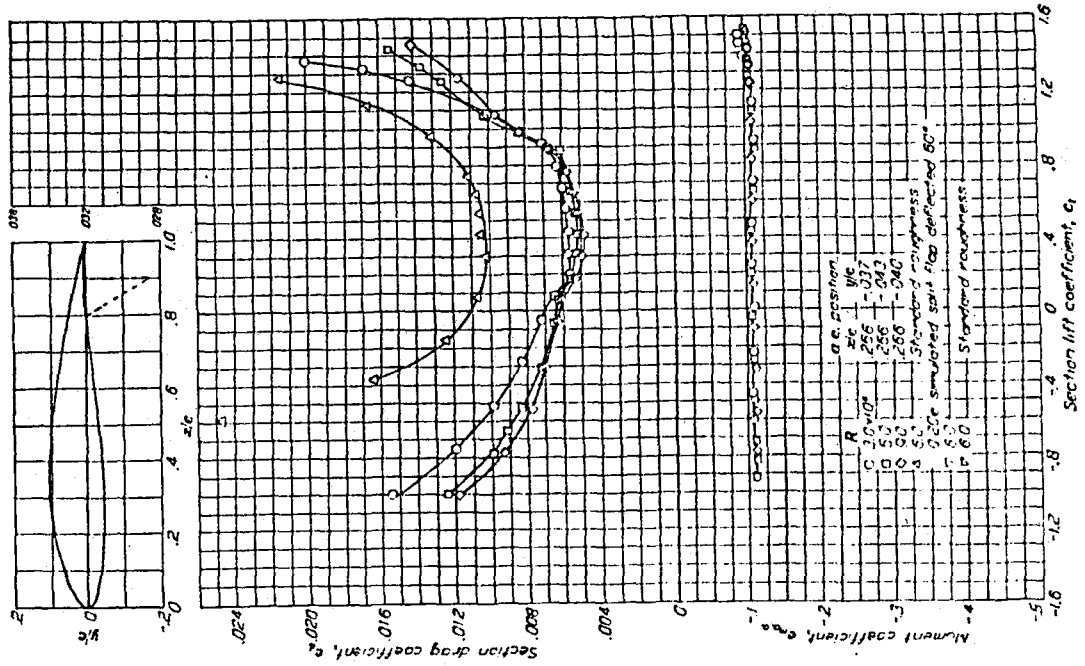
Kanat veteri $c = 50$ inç olarak seçilmiştir.

$$c = 50 \cdot \frac{1}{12} = 4.17 \text{ ft}$$

Buradan Reynolds sayısı,



Şekil : 2.2. NACA 63,615 profilinin hücum açısına bağlı olarak taşıma ve moment katsayıları değişimi.



Şekil : 2.1. NACA 63,615 profilinin taşıma ve sürükleme katsayıları değişimi

$$Re = 183.25 \cdot 4.17 \cdot 6380$$

$Re = 4300\ 000$ olarak bulunur.

Birçok data $Re = 3 \cdot 10^6 - 6 \cdot 10^6$ ve $9 \cdot 10^6$ değerleri için verilmiştir. Büyük Reynolds sayılarında, profil taşıma katsayısı C_L 'nin büyük olacağı; buna mukabil profil sürüklenme katsayısının ise küçüleceği aşıkardır. Bunun için belirli bir uçuş şartında $Re = 4300\ 000$ değeri yerine, sağladığı avantajlardan dolayı $Re = 6000\ 000$ (standart pürüzlülükte) almak daha uygundur.

2.3. Kanat Alanının Tesbiti

Kanat alanı iniş hızının bir fonksiyonudur. İniş hızı ise stol hızından % 15 daha büyük kabul edilmiştir. Buna göre iniş hızı,

$$V_i = 1.15 \cdot V_s \quad (2.3)$$

$$V_i = 1.15 \cdot 50$$

$$V_i = 57.5 \text{ mph. olarak bulunur.}$$

Deniz seviyesindeki taşıma denklemini yazarsak,

$$L=W = \frac{S \cdot V_i \cdot C_{Li}}{391} \quad (2.4)$$

buradan iniş hızı,

$$V_i = 19.77 \cdot \sqrt{\frac{(W/S)_i}{C_{Li}}} \quad (\text{mph}) \quad (2.5)$$

şeklinde bulunur.

İniş hızını azaltabilmek için, üsteki denklemden de görüldüğü gibi en makul çare C_L taşıma katsayısını arttırmaktır. Bunu yapmanın yolu da uygun profil seçimi ve fazla

taşıma tertibatlarıdır.

2.3.1. Flaplardan Dolayı Meydana Gelen İlave Taşıma Katsayısının Hesaplanması

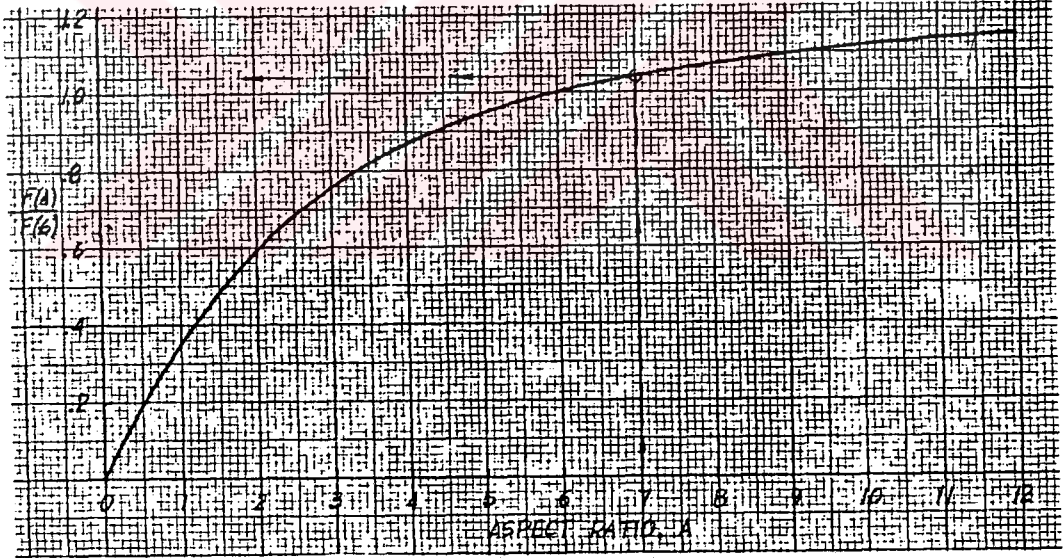
Basit düz flabın oluşturduğu ilave taşıma katsayısı ΔC_L , [2] nolu referansta aşağıdaki gibi verilmiştir.

$$\Delta C_L = k \cdot \lambda_1 \cdot \lambda_2 \quad (2.6)$$

Burada k taşıma eğrisi eğim faktörü olup, açıklık oranının bir fonksiyonudur.

$$k = \frac{F(A)}{F(6)}$$

$$\Delta C_L = \frac{F(A)}{F(6)} \cdot \lambda_1 \cdot \lambda_2$$

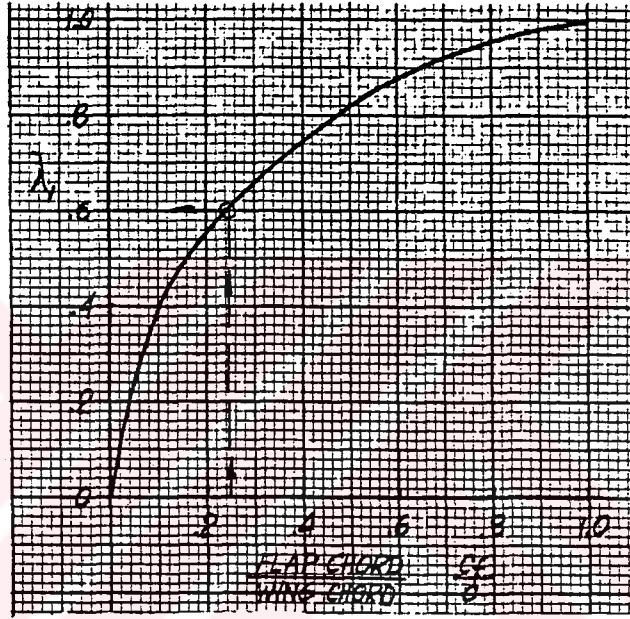


Şekil: 2.3. Açıklık Oranı ile Taşıma Eğrisi Eğiminin Değişimi

A=7 için Şekil 2.3' den $k = 1.04$ okunur.

λ_1 , flap veterinin kanat veterine oranının bir fonksiyonudur. $\lambda_1 = f(c_f/c)$

$\frac{c_f}{c} = \frac{\text{flap veteri}}{\text{kanat veteri}}$ oranı 0.25 olarak seçilmiştir. $\frac{c_f}{c}=0.25$ değerine tekabül eden λ_1 değeri Şekil 2.4' den $\lambda_1 = 0.6$ olarak okunmuştur.

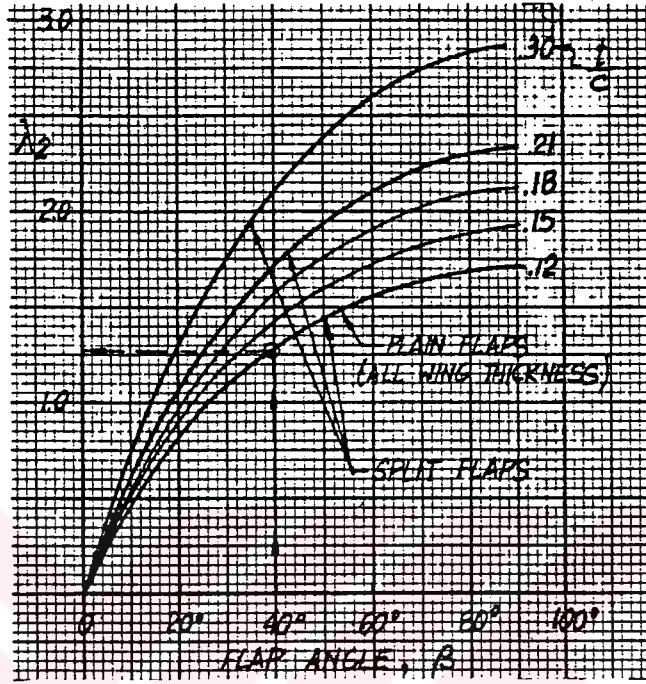


Şekil: 2.4. λ_1 Faktörünün Flap Veterinin Kanat Veterine Oranı ile Değişimi

λ_2 flap açısının ve kalınlık oranının bir fonksiyonu olup, değişimi Şekil 2.5' de gösterilmiştir.

$$\lambda_2 = f(\beta, t/c)$$

$\beta = 40^\circ$ flap açısı ve $\frac{t}{c} = 0.12$ kalınlık oranı için λ_2 Şekil 2.5' den $\lambda_2 = 1.27$ olarak okunur.



Şekil: 2.5. λ_2 Faktörünün Flap Açısı ile Değişimi

k , λ_1 ve λ_2 değerleri bulunduğundan sonra, flaplardan dolayı meydana gelen ilave taşıma katsayısı (2.6) denkleminde hesaplanır. Buna göre,

$$\Delta C_L = 1.04 \cdot 0.6 \cdot 1.27$$

$$\Delta C_L = 0.792$$

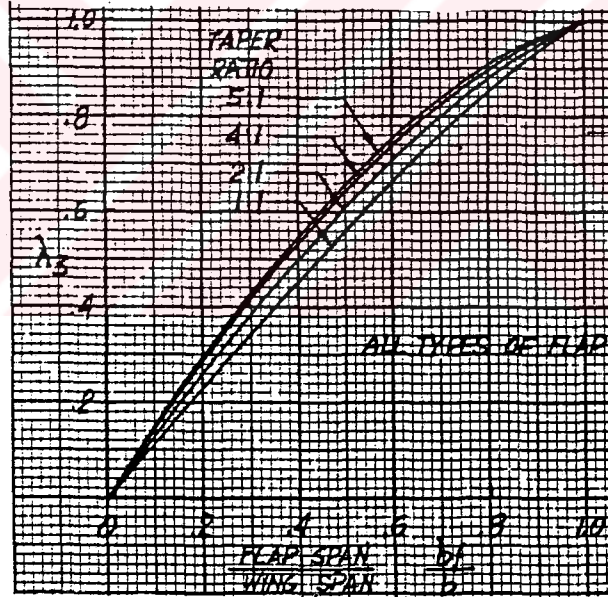
Bulunan bu ilave taşıma katsayısı değeri, flabın tüm açıklık boyunca olduğu kabul edilerek bulunmuştur. Gerçekte ise, flap açıklığı kanat açıklığının belirli bir yüzdesi olacağından; taşıma katsayısındaki artış, gerçek flap açıklığına göre azaltılmalıdır. [2] nolu referansta bu düzeltme (2.7) denklemi ile belirtilmiştir.

$$\Delta c'_L = \Delta c_L \cdot \lambda_3 \quad (2.7)$$

Yani taşıma katsayısındaki artış, λ_3 gibi bir düzeltme faktörüyle yeniden tanzim edilmelidir.

λ_3 flap açıklığının kanat açıklığına oranı ve sivrilme oranının bir fonksiyonu olup, değişimi Şekil 2.6' da verilmiştir.

$$\lambda_3 = f(b_f/b, \text{ sivrilme oranı})$$



Şekil: 2.6. λ_3 Faktörünün Flap Açıklığının Kanat Açıklığına Oranı İle Değişimi

$b_f/b = 0.6$ ve sivrilme oranı 1 seçilerek, bu değerlere bağlı λ_3 değeri Şekil 2.6' dan $\lambda_3 = 0.67$ olarak okunmuştur. λ_3 değeri okunduktan sonra (2.7) denkleminde $\Delta c'_L$ değeri,

$$\Delta C_L' = 0.792 \cdot 0.67 = 0.531$$

olarak bulunur. Burada $\Delta C_L'$, açıklığı kanat açıklığının % 60' ı olan flabın 40° açıldığında meydana getireceği ilave taşıma katsayısıdır.

Stol $V_s = 50 \text{ mph} = 73.2 \text{ ft/sn}$ için Reynolds sayısı (2.2) denkleminde aşağıdaki şekilde hesaplanır.

$$Re = 6380 \cdot 4.17 \cdot 73.2$$

$$Re = 1950 \ 000$$

Tablo: 2.1. Reynolds Sayısına Bağlı Maksimum Taşıma Katsayıları

Reynolds	C_{Lmax}
$9 \cdot 10^6$	1.66
$6 \cdot 10^6$	1.58
$3 \cdot 10^6$	1.46

Tablo 2.1' deki değerler 63_{2615} düz profili için (pürüzsüz) Şekil 2.1' den okunmuştur.

Standart pürüzlülükte $Re = 6000000$ için ise $C_{Lmax} = 1.38$ değeri bulunmuştur. Reynolds sayısının $Re = 1950 \ 000$ değeri için, C_{Lmax} Şekil 2.7' den $C_{Lmax} = 1.25$ okunmuştur.

Flaplı kanat için,

$$C_{Lmaxf} = C_{Lmax}(\text{flapsız düz kanat}) + \Delta C_{L(flap)}' \quad (2.8)$$

$$C_{Lmaxf} = 1.25 + 0.531$$

$$C_{Lmaxf} = 1.781$$

$$A = \frac{b^2}{S} \quad (2.10)$$

şeklindedir. Buradan $b = \sqrt{A \cdot S}$

$b = \sqrt{7 \cdot 105.4} = 27.2 \text{ ft} = 326.4 \text{ inç}$ olarak bulunur. Ortalama kanat veteri ise,

$$c = \frac{S}{b} = \frac{105.4}{27.2}$$

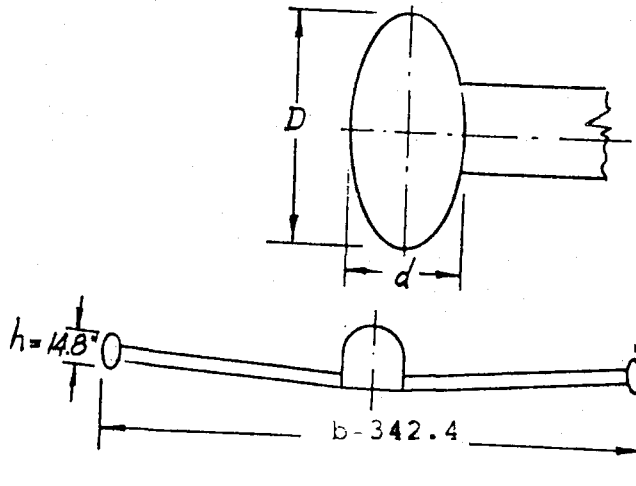
$c = 3.875 \text{ ft} = 46.5 \text{ inç}$ olarak bulunur.

Seçilen bu açıklık oranı değeri, kanat ucu tanklarının hesaba katılmamış haldeki değeridir. Kanat ucu tanklarını hesaba katarsak, açıklık oranının bir miktar daha artacağı aşikardır.

Açıklık oranı artımı için [3] nolu referansta aşağıdaki formül verilmiştir.

$$\Delta A_i \cong A \cdot 1.9 \cdot \frac{h}{b} \quad (2.11)$$

Burada h levhanın yüksekliğini, b ise kanat açıklığını göstermektedir.



Şekil: 2.8. Yakıt Tankının Görünüşü

$h = 14.8 \text{ inç} = 1.23 \text{ ft}$ seçilmiştir.

$b = 27.2 \text{ ft}$

Buradan,

$$\Delta A_i = 7 \cdot 1.9 \cdot \frac{1.23}{27.2}$$

$\Delta A_i = 0.600$ olarak bulunur.

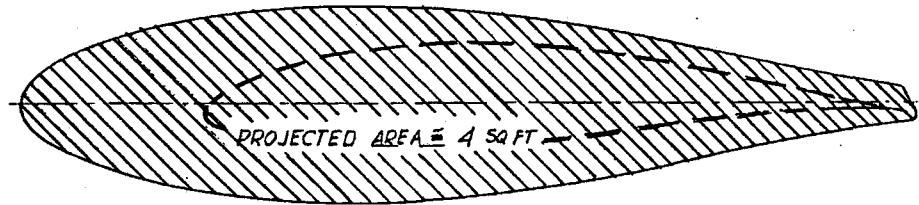
Bulunan bu değer, yakıt tanklarından dolayı meydana gelen ilave açıklık oranıdır.

Toplam açıklık oranı

$$A_i = A + \Delta A_i \quad (2.12)$$

$$A_i = 7 + 0.600 = 7.6$$

Hoerner tarafından verilen diğer denklemler, uç plakasının alanı esasına dayanarak yazılmıştır.



Şekil: 2.9. Yakıt Tankının İzdüşüm Alanı

$$\Delta A_i = A \cdot 1.1 \cdot \frac{S_{2E}}{S} \quad (2.13)$$

S_{2E} : 2 uç plakasının alanı olup, 8 ft^2 dir.

S : Kanat alanı

$$\Delta A_i = 7 \cdot 1.1 \cdot \frac{8}{105.4} = 0.584$$

Hoerner'in metoduna göre toplam açıklık oranı,

$$A_i = A + \Delta A_i$$

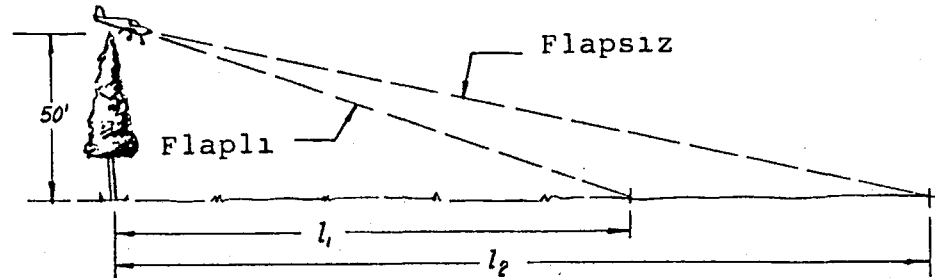
$$A_i = 7 + 0.584 = 7.584$$

Bu 2 metotdan bulunan açıklık oranlarının ortalamasını alırsak:

$$A_i \approx 7.592 \text{ alınabilir.}$$

Daha önce $A=7$ değeri için S kanat alanı hesaplanmıştı. Kanat ucu yakıt tanklarından dolayı açıklık oranının artmasına bağlı olarak, S kanat alanı bir miktar değişecektir. Fakat bu değişim ihmal edilebilir mertebede olduğundan, geriye dönülüp hesaplarda düzeltme yapılmasına gerek yoktur.

2.5. Flaplı ve Flapsız Pist Uzunlukları



Şekil: 2.10. Flaplı ve Flapsız Durumlardaki İniş Pist Uzunlukları

Flaplardan dolayı meydana gelen taşıma katsayısındaki artış $\Delta C'_L = 0.531$ olarak bulunmuştu . Burada kullanılan flap tipi, en basit tip olan düz flaplardır. Taşıma katsayısının artışından başka, flapların sağladığı diğer bir yarar ise daha büyük bir açı ile süzülmeyi sağlayan sürüklemadaki artıştır.

[4] nolu referanstan 50 ft yükseklikten itibaren, iniş mesafesini veren formül yazılabilir.

$$l = 160 \cdot \sqrt{\frac{W/S}{C_{Lmax}}} + \frac{510 \cdot W/S}{a \cdot C_{Lmax}} \quad (2.14)$$

burada l, ft cinsindendir.

$$W/S = \frac{1200}{105.4} = 11.39 \text{ lb/ft}^2$$

$$a = -7 \text{ ft/sn}^2$$

$$C_{Lmax} = 1.25 \text{ (flapsız kanat)}$$

$$C_{Lmax} = 1.781 \text{ (Flaplı kanat)}$$

Flapsız uçak için iniş mesafesi :

$$l_1 = 160 \cdot \sqrt{\frac{11.39}{1.25}} + \frac{510 \cdot 11.39}{7 \cdot 1.25}$$

$$l_1 \cong 1150 \text{ ft}$$

Flaplı uçak için iniş mesafesi :

$$l_2 = 160 \cdot \sqrt{\frac{11.39}{1.781}} + \frac{510 \cdot 11.39}{7 \cdot 1.781}$$

$$l_2 \cong 870 \text{ ft.}$$

2.6. Kanat Aerodinamik Karakteristikleri

Şekil 2.1 ve 2.2' de verilen eğriler NACA 63₂615 profili içindir. Yani sonsuz açıklık söz konusudur. Sonlu açıklıklı, gerçek kanat karakteristiklerinin saptanmasında doğrudan kullanılamaz. Açıklık oranına dayanan düzeltmeler yapılmalıdır.

Şekil 2.11' de verilen NACA 63₂615 profili için taşıma eğrisinin eğimi, aşağıdaki şekilde hesaplanabilir.

$$a_o = \frac{\Delta C_L}{\Delta \alpha_o} \quad (2.15)$$

$$a_o = \frac{1.05}{10} = 0.105 \text{ 1/derece}$$

$$a_o = 5.565 \text{ 1/radyan}$$

[5] nolu referanstan elde edilen (2.16) ile, sonlu açıklığa sahip kanat için taşıma eğrisi eğimi hesaplanabilir.

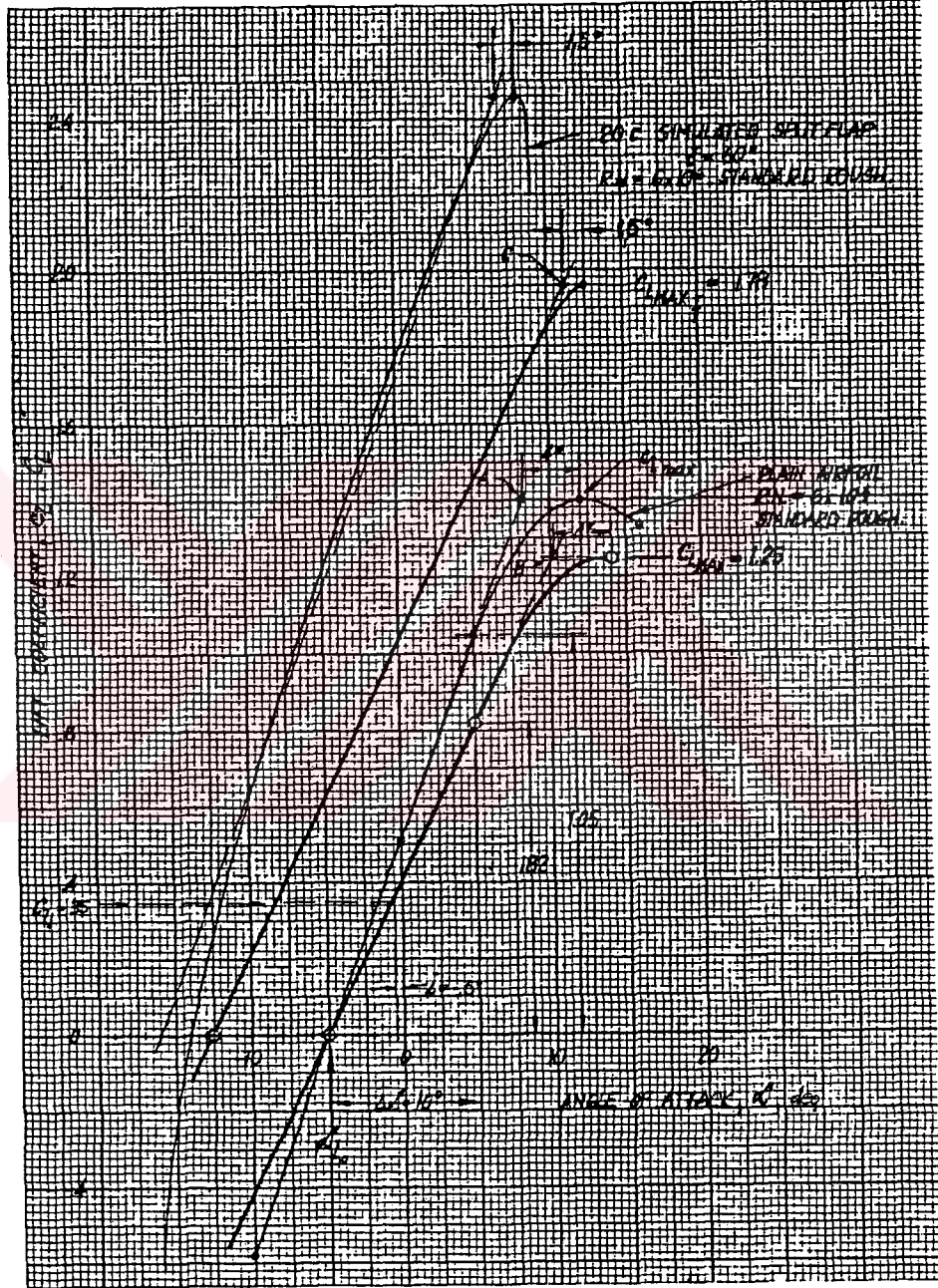
$$a = f \cdot \frac{a_o}{1 + \left(\frac{57.3 \cdot a_o}{\pi \cdot A} \right)} \quad (2.16)$$

Burada f, taşıma eğrisi eğim faktörü olup, [5] nolu referansta verilen Şekil 2.12' deki eğriler yardımıyla hesaplanabilir.

Sivrilik oranı $\frac{c_u}{c_k} = 1.0$ ve $A = 7.592$ değerleri için interpolasyonla $f = 0.986$ bulunur. Bulunan bu f değeri için (2.16) denkleminde,

$$a = 0.986 \cdot \frac{0.105}{1 + \left(\frac{57.3 \cdot 0.105}{\pi \cdot 7.592} \right)}$$

$a = 0.082 \text{ 1/derece}$ bulunur.



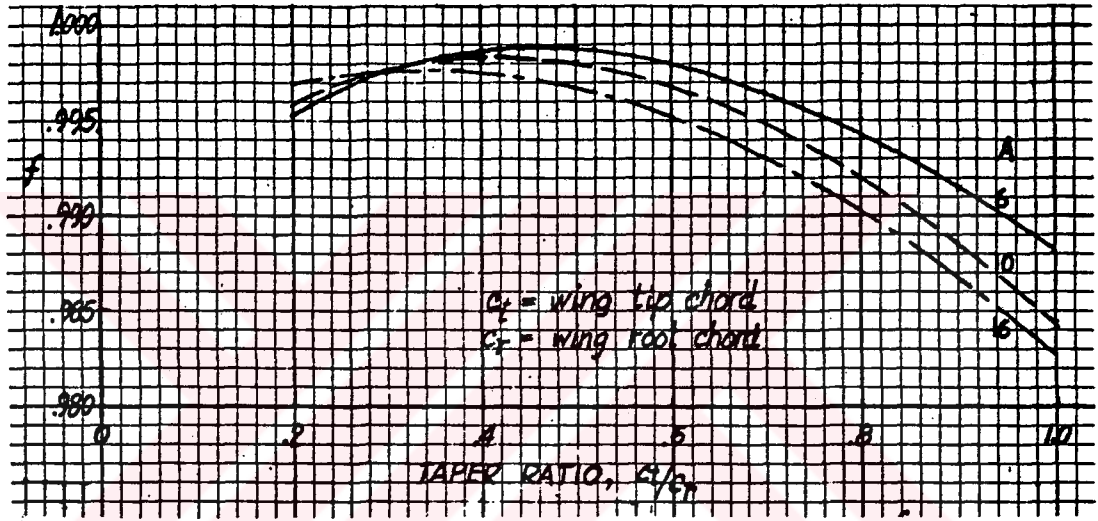
Şekil: 2.11. Kanat Aerodinamik Karakteristikleri

Böylece

$$\Delta C_L = a \cdot \Delta \alpha \quad (2.17)$$

$$\Delta C_L = 0.082 \cdot 10$$

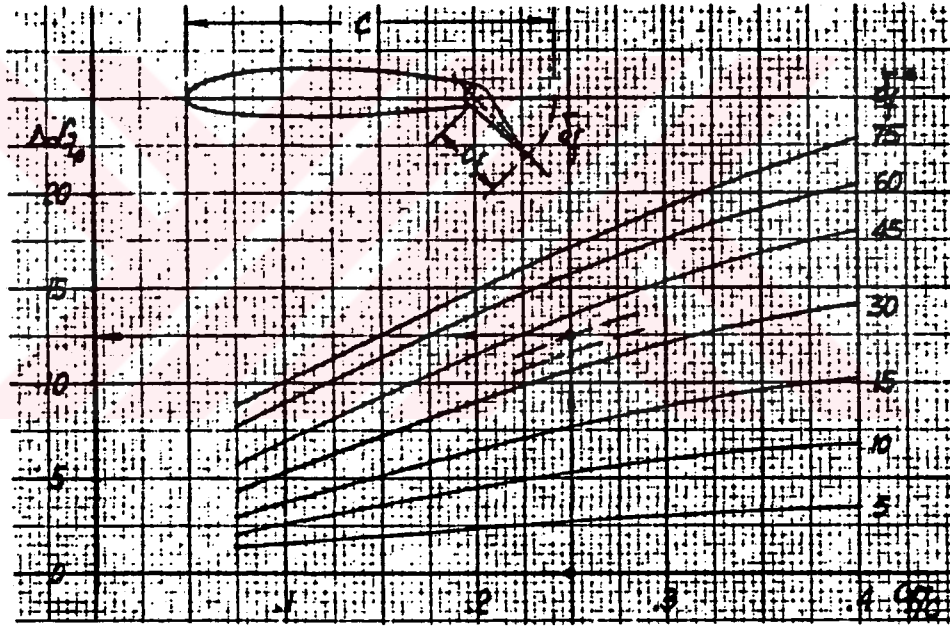
$$\Delta C_L = 0.82 \text{ olarak hesaplanabilir.}$$



Şekil: 2.12. Taşıma Eğrisi Eğim Faktörünün Sivrilme Oranı ile Değişimi

Bu değerler bulunduğuna göre kanadın taşıma eğrisi çizilebilir. $\Delta C_L = 0.82$ ve $\Delta \alpha = 10^\circ$ yardımıyla, taşıma eğrisinin doğrusal kısmı çizilebilir. Profil taşıma eğrisinin doğrusal kısmı $C_{L_{max}} = 1.38$ seviyesine çıkarılır. (A noktası) Bu noktaya karşılık gelen α açısı ile $C_{L_{max}} = 1.38$ değerine karşılık gelen açı arasındaki açı farkının $\Delta \alpha = 4^\circ$ olduğu Şekil 2.11' den görülmektedir. Bu açı farkı ($\Delta \alpha = 4^\circ$) korunarak ve $C_{L_{max}} = 1.25$ alınarak, düz kanat için taşıma eğrisi çizilir. Benzer yöntem, flaplı kanadın taşıma

eğrisinin çıkarılmasında da kullanılabilir. Bazı kolaylaştırıcı kabüller yapılabilir. Mesela, flaplı profilin taşıma eğrisi, flapsız profilin taşıma eğrisine paralel alınabilir. İlk önce flaplı profilin sıfır taşıma hücum açısı α_{10f} hesaplanmalıdır. Şekil 2.13' de sıfır taşıma hücum açısı değişimlerini ($\Delta\alpha_{10}$), flap veteri ve flap açısı (β)'nin fonksiyonu olarak veren bir dizi eğri verilmiştir.



Şekil: 2.13. Sıfır taşıma Hücum Açısının Flap Veteri ve Flap Açısı ile Değişimi

$\frac{C_f}{C} = 0.25$ ve $\beta = 40^\circ$ için Şekil 2.13' den $\Delta\alpha_{10} = -12.5^\circ$ okunur. Bulunan bu değer, flabın bütün açıklık boyunca olduğu kabul edilerek bulunmuştur. Fakat belli bir yüzdesinde flap bulunan kanat için, $\Delta\alpha'_{10}$ tekrar hesaplanacaktır.

$$\Delta \alpha'_{10} = \frac{b_f}{b} \cdot \Delta \alpha'_{10} \quad (2.18)$$

$$\frac{b_f}{b} = 0.6 \text{ için } \Delta \alpha'_{10} = 0.6 \cdot (-12.5) = -7.5^\circ$$

bulunur. Sonuçta kısmi flaba sahip kanat için, sıfır taşıma hücum açısı

$$\alpha_{1of} = \alpha_{10} + \Delta \alpha_{1of} \quad (2.19)$$

$$\alpha_{1of} = -5^\circ - 7.5^\circ = -12.5^\circ$$

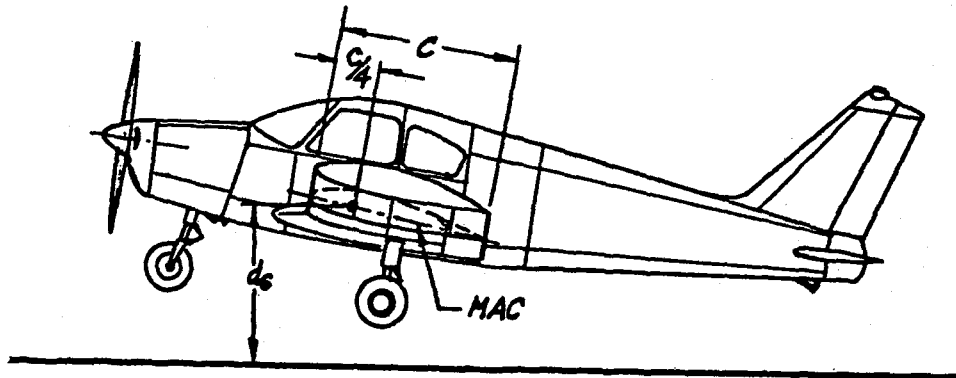
$\alpha_{1of} = -12.5^\circ$ flaplı kanadın sıfır taşıma hücum açısı, Şekil 2.11' de işaretlenir. $\alpha_{1of} = -12.5^\circ$ den geçen ve eğimi düz kanat ile aynı olan (düz kanadın doğrusal kısmına paralel) bir doğru çizilir. Bu doğru $C_{L_{max}} = 1.781$ e kadar uzanır. $C_{L_{max}} = 1.781$ değerine gelmeden, 1.5° lik bir $\Delta \alpha$ farkı okunur. Bu 1.5° lik değer de 63,615 profilinin, split flap hali için $C_{L_{max}}$ noktasından olan sapmasıdır.

$C_{L_{seyehat}} = 0.388$ değeri daha önceden bulunmuştu. Bu değere tekabül eden $\alpha_1 = -0.5^\circ$ değeri aynı zamanda kanadın tesbit açısıdır.

2.6.1. İnişte Flaplar Kapalı İken Sadece Yer Etkisi Altında
Hücum Açısının Bulunması



Şekil: 2.14. Taşıma Eğrisi Eğimi Üzerinde Yer Etkisi



Şekil: 2.15. Uçağın Yere Olan Uzaklığı

d_G : Ortalama aerodinamik veterin çeyrek veter noktası ile yer arasındaki uzaklık olup, 35 inç alınmıştır.

a_G : Yer etkileri altında taşıma eğrisi eğimi

a : Normal şartlardaki taşıma eğrisi eğimi

$$\frac{2 \cdot d_G}{b} = \frac{2 \cdot 35}{326.4} = 0.214$$

$A = 7.592$ ve $\frac{2 \cdot d_G}{b} = 0.214$ değerleri için şekil 2.14 den $\frac{a_G}{a} = 1.105$ okunur.

Hücum açısındaki değişiklik, (2.20) eşitliğinden yaklaşık olarak bulunur.

$$\Delta \alpha = \frac{C_L}{a} \cdot \left(\frac{1}{\frac{a_G}{a}} - 1 \right) \quad (2.20)$$

$C_L = 1.25$, $a = 0.082$ ve $\frac{a_G}{a} = 1.105$ değerleri için $\Delta \alpha = 1.44^\circ$ bulunur.

Flaplar kapalı, iniş için yer etkisi ile hücum açısı

$$\alpha_g = \alpha + \Delta \alpha \quad (2.21)$$

$$\alpha_g = 14.0 - 1.44$$

$$\alpha_g = 12.56^\circ \text{ bulunur.}$$

Burada α açısı, flaplar kapalı iken maximum C_L 'e teka-bül eden açıdır.

2.7. Kuyruk Yüzeylerinin Boyutlandırılması

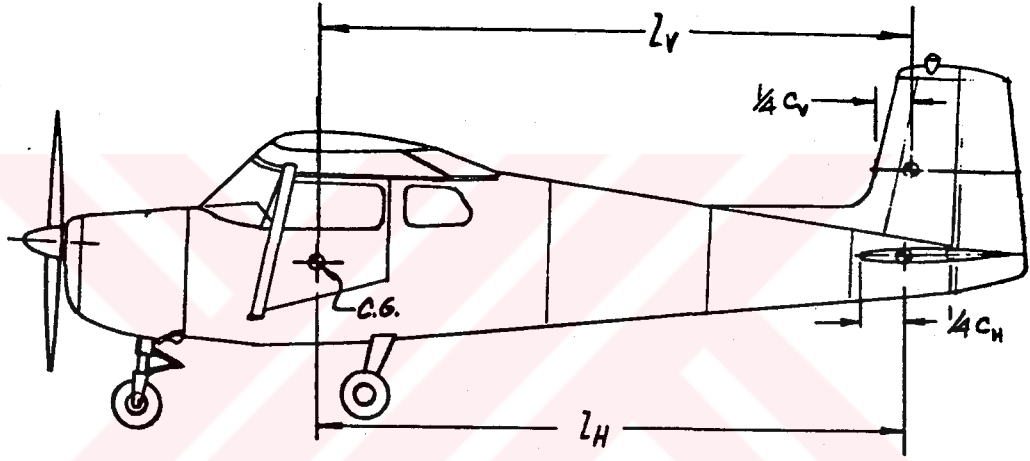
Uçağın kuyruk yüzeylerinin stabilite ve kontrol olmak üzere iki temel ihtiyacı karşılaması istenir. Bunu

gerçekleştirirken kuyruk yüzeylerinin alanları ile uçağın ağırlık merkezine olan uzaklıklarının çarpımı önemli rol oynar. Bunlar hacim boyutunda oldukları için,

$$S_H \cdot l_H = \text{Yatay kuyruk hacmi (ft}^3\text{)}$$

$$S_V \cdot l_V = \text{Düşey kuyruk hacmi (ft}^3\text{)}$$

şeklinde yazılabilir.



Şekil: 2.16. Kuyruk Uzunlukları

Boyutsuz katsayılarla çalışmak, mukayese için daha uygundur. Bu sebeple, kuyruk hacmini $S \cdot c$ gibi diğer bir hacme bölersek, kuyruk hacim katsayısı denilen boyutsuz bir ifade elde edilir.

$$\bar{V}_H = \frac{S_H \cdot l_H}{S \cdot c} \quad (2.22)$$

Burada $\bar{V}_H$ yatay kuyruk hacim katsayısıdır.

$$\bar{V}_V = \frac{S_V \cdot l_V}{S \cdot b} \quad (2.23)$$

Aynı şekilde $\bar{V}_V$ de, düşey kuyruk hacim katsayısıdır.

Tablo:2.2. Bazı Uçakların Yatay Kuyruk Yüzeylerine Ait İstatistikî Bilgiler

YATAY KUYRUK İSTATİSTİKLERİ

Airplane	$S_W(ft^2)$	$\bar{c}(ft)$	$S_H(ft^2)$	$S_H/S_W(\%)$	$l_H(ft)$	l_H/c	$\bar{V}_H$
Piper J3	178.5	5.33	24.5	13.7	13.2	2.47	.340
Piper Cherokee	160.0	5.08	23.0	14.4	13.1	2.57	.371
Cessna 140	159.6	4.90	23.3	14.6	12.5	2.55	.374
Cessna 150	160.0	4.95	23.7	14.8	13.0	2.63	.390
Shin 2150-A	144.0	4.80	20.8	14.5	12.7	2.64	.392
Thorp T-18	86.0	4.17	14.2	16.5	10.4	2.50	.412
Luscombe Silvaire	140.0	4.17	21.7	15.5	11.8	2.84	.442
Nesmith Cougar	82.5	4.00	14.0	17.0	11.3	2.83	.480
Emeraude CP 301	118.0	4.33	24.0	20.3	12.1	2.79	.568
Cessna 170	175.0	4.92	34.2	19.5	14.6	2.97	.580
Navion	184.0	5.22	42.8	23.3	15.5	2.96	.692

S_W = Wing Area

l_H = Tail Length

$\bar{c}$ = Wing M.A.C.

$\bar{V}_H$ = Tail Volume Coefficient

S_H = Tail Area

KUYRUK HACİMLERİ

Typical Applications	Tail Volume $\bar{V}_H$	Stability Margin	Elevator Area (% of S_H)	Control Effectiveness
Split flaps Small $C_{l_{max}}$ Small C_{mac}	.300	Small	30	Very poor
			50	Poor
			* 100	Fair
Plain Flaps Moderate $C_{l_{max}}$ Moderate C_{mac}	.450	Average	30	Poor
			50	Fair
			* 100	Good
Slotted flaps High $C_{l_{max}}$ High C_{mac}	.700	Large	30	Fair
			50	Good
			* 100	Very good

Tablo 2.2.' de, iyi bilinen bazı uçaklardan yararlanarak, yatay ve düşey kuyruk hacim katsayıları seçilebilir. Buna göre :

$\bar{V}_H = 0.430$ ve $\frac{l_H}{C} = 2.75$ olarak tablo 2.2' den seçilmiştir. (2.22) denkleminde, yukarıdaki değerler ve $S=105.4$ ft^2 için, yatay kuyruk alanı, S_H :

$$S_H = \bar{V}_H \cdot \frac{S}{l_H/C} = 0.430 \cdot \frac{105.4}{2.75}$$

$$S_H = 16.48 \text{ ft}^2 \text{ olarak bulunur.}$$

İstatistiki bilgilere göre, bu tip uçakların yatay kuyruk açıklık oranı 3.5 ila 4.5 arasında değişir. Dizayn edeceğimiz uçak için küçük bir değer yeterlidir. Zira yüksek bir değer daha ağır konstrüksiyona sahip olacaktır. Buna göre $A= 3.5$ olarak seçersek:

$$b_H = \sqrt{S_H \cdot A} = \sqrt{16.48 \cdot 3.5}$$

$$b_H = 7.60 \text{ ft bulunur.}$$

Kuyruk veteri ise

$$c_H = \frac{S_H}{b_H} = \frac{16.48}{7.60}$$

$$c_H \cong 2.17 \text{ ft} \cong 26.04 \text{ inç olarak bulunur.}$$

Elevatör açısı da belirli bir limite sahiptir. 25° den daha büyük açılar kullanılmamalıdır. Bundan daha büyük değerlerdeki sapmalar, kuyruk kuvvetine önemli bir katkıda bulunmaz. Azami elevatör açısı sapmasını 20° ila -20° arasında almak boyutlandırma için iyi bir kabuldür. Sonuç olarak, elevatör sapması, uçağın stabilitesini pek değiştirmemesine karşın; düzeltme hızını değiştirir.

Tablo:2.3. Bazı Uçakların düşey Kuyruklarına Ait İstatistikî Bilgiler

UÇAK ADI	S (ft ²)	b (ft)	S _v (ft ²)	$\frac{S_v}{S}$ (%)	l _v (ft)	$\bar{V}_v$
Piper J3	178.5	35.2	10.2	5.7	13.4	.022
Shin 2150-A	144.0	30.0	9.5	6.1	11.0	.024
Bebe Jodel D-9	97.3	22.9	4.9	5.0	11.4	.025
Luscombe Silvaire	140.0	35.0	10.6	7.6	11.9	.026
Cessna 140	159.6	33.3	11.5	7.2	12.8	.028
Cessna 150	160.0	33.3	11.7	7.3	13.1	.029
Piper Cherokee	160.0	30.0	10.8	6.7	12.9	.029
Mooney Mark 20	167.0	35.0	12.9	7.7	13.2	.029
Bellanca 260	161.5	34.2	16.4	10.2	12.6	.037
Beechcraft D-50	277.0	45.3	27.0	9.7	18.0	.039
Ryan Navioh	184.0	33.4	14.6	7.9	16.9	.040
Taylorcraft Model 20	178.5	34.7	18.7	10.5	13.8	.042
Beechcraft T-34	177.6	32.8	16.9	9.5	14.5	.042
Midget Mustang	69.3	18.6	6.7	9.6	8.2	.042
Cessna T-37 A	184.0	33.8	18.7	10.2	14.5	.043
Cessna TL-19D	174.0	36.0	18.4	10.6	15.4	.045

Yatay kuyruk için elde edilen sonuçlar, düşey kuyruk için de uygulanabilir. Tablo (2.3) yardımıyla $\bar{V}_v=0.033$ ve $l_v=10.6$ ft olarak seçilirse, (2.23) denkleminde düşey kuyruk alanı S_v :

$$S_v = \bar{V}_v \cdot \frac{S \cdot b}{l_v} = 0.033 \cdot \frac{105.4 \cdot 27.2}{10.6}$$

$$S_v \approx 8.93 \text{ ft}^2 \text{ olarak bulunur.}$$

2.8. Güç Grubu Seçimi

İstatistiklerden yararlanarak, seyahat hızı ve yolcu sayısına göre, standart bir motor seçimi yapılır. Dizaynı düşünülen uçak için, Continental C90-12F motoru seçilmiştir.

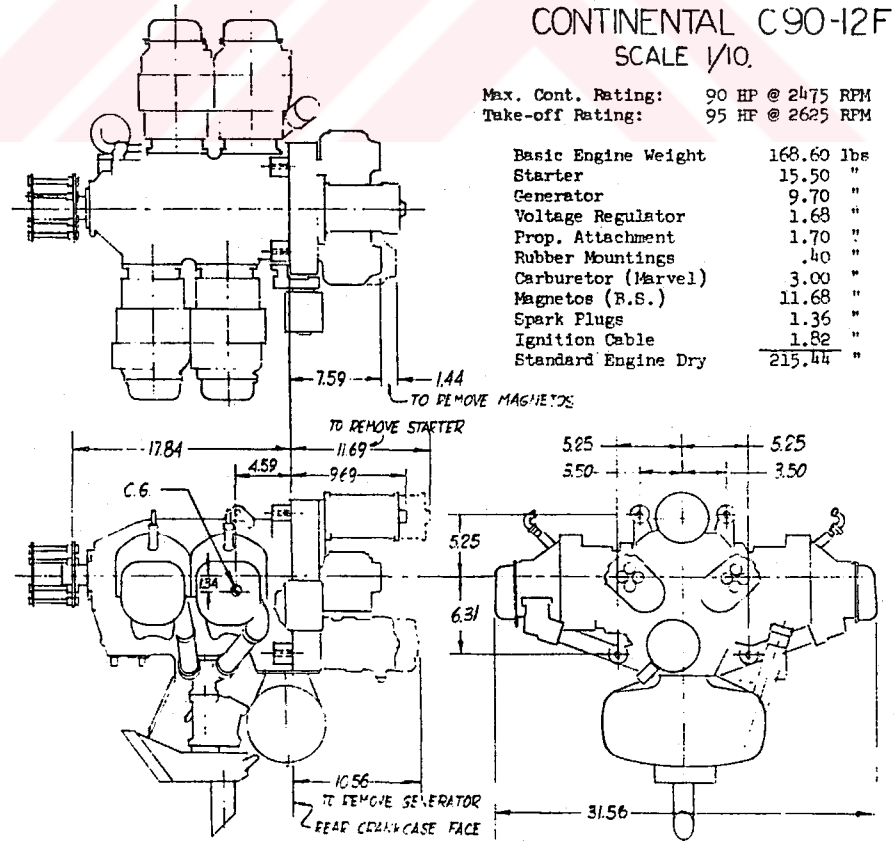
Bu motorun özellikleri:

Maksimum daimi güç	: 90 Hp (2475 d/d'da)
Kalkış gücü	: 95 Hp (2625 d/d' da)
Ana motor ağırlığı	: 168.60 lb
Starter	: 15.50 lb
Jeneratör	: 9.70 lb
Standart kuru motor	: 215.44 lb

şeklindedir.

Kanat ucu tanklarının herbiri 12.5 galon kapasiteye sahiptir. 24.5 civa manifold basıncında 2350 d/d olarak ön görülen dönme sayısı ile seyahat halinde C90-12F motorunun yakıt sarfiyatı saatte 5.9 galondur. Buradan havada kalış süresi t,

$$t = \frac{25}{5.9} = 4.25 \text{ saat olarak bulunur.}$$



Şekil: 2.17. Continental C90-12F Motorunun Görünüşleri

2.9. Kokpit Dizaynı

Kokpit, dış çizgilerin belirlemeye başlaması için en uygun yerdir. Uçak yolcuların etrafında dizayn edilmelidir. Kokpitin minimum genişliği 40 inç, tek ya da arka arkaya ikili konfigürasyonlar için 22 inç' tir.

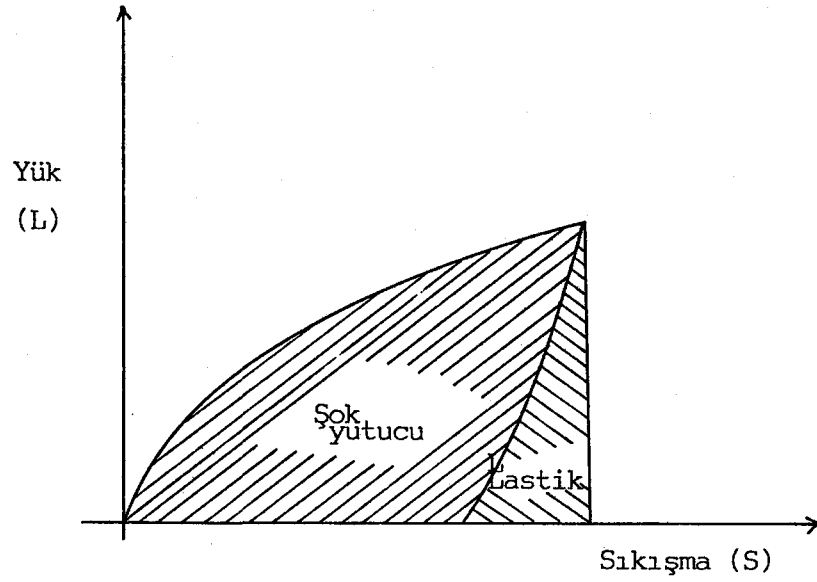
2.10. Burun Tekerlekli İniş Takımının Özellikleri

Dizaynı düşünülen uçak için, burun tekerlekli iniş takımı tipi, aşağıda belirtilen hususlar göz önüne alınarak seçilmiştir.

- 1- Kokpite giriş ve çıkışlar daha rahattır.
- 2- Yer rulesi boyunca, kabinden ilerisi daha rahat görülür.
- 3- Burun tekerlekli iniş takımı yerde oluşabilecek kararsızlığı ortadan kaldırır, daha iyi zemin kararlılığı verir ve frenleme sağlayarak iniş mesafesini azaltır. (Kuyruk tekerlekli iniş takımında kalkış anında uçağı ana iniş takımı taşıdığından, ufak darbeler kararsızlık yapar)
- 4- Küçük bir kanat tesbit açısı, daha hızlı bir ivmelenmeye yol açar, bu ise kalkış mesafesinde azalma demektir.
- 5- Pervane sebebiyle gelen taşların kuyruğa hasar verme ihtimali uygun bir taksi hareketi ile önlenebilir.

2.10.1. Amortisörün Davranışı

Amortisörün sıkışması yaklaşık bir metodla şöyle bulunabilir.



Şekil: 2.18. Şok Yutucuların Yük-Sıkışma Değişimi

Şekil 2.18' deki taralı alanla gösterilen iniş takımında depo edilen enerji şu şekilde ifade edilebilir.

$$D_E = \eta \cdot L \cdot S \quad (2.24)$$

Burada,

η : Amortisör toplam verimliliği

D_E : Depolanan enerji

L : Maksimum düşey yük

S : Toplam sıkışma ($S_{\text{lastik}} + S_{\text{amortisör}}$)

göstermektedir.

Tablo: 2.4. Çeşitli Şok Yutucu Tiplerinin Verimliliği

Şok yutucu tipi	η
Lastikler	0.47
Çelik yaylar	0.50
Kauçuk bilezikler	0.60
Oleo-pnömatik	0,75

Uçağın toplam kinetik enerjisi (düşeydeki) (2.25)
denklemleri ile bulunur.

$$K_E = \frac{W \cdot v_a^2}{2 \cdot g} \quad (2.25)$$

Uçağın bu düşey enerjisi, amortisör ve lastik tarafından yutulur. Bu yüzden

$$K_E = D_E$$

$$\frac{W \cdot v_a^2}{2 \cdot g} = \eta \cdot L \cdot S$$

Buradan

$$\eta \cdot S = \frac{W \cdot v_a^2}{L \cdot 2 \cdot g}$$

Buradan

$$\eta \cdot S = \frac{v_a^2}{(L/W) \cdot 2 \cdot g}$$

Tablo: 2.5. Değişik Statik Yükler Altında Kullanılan Lastiklerin Özellikleri

Statik yük	Lastik boyutu	Meyil oranı	Lastik dış çapı	Düz lastik yarıçapı	Max. lastik sıkışması
700	5.00-4	4	13.25	3.6	3.02
800	5.00-5	4	14.20	4.1	3.00
1100	6.00-6	4	17.50	4.5	4.25

[6] nolu referansın 2.43 nolu maddesine göre maksimum yaklaşma hızının 10 ft/sn' den fazla olmasına lüzum yoktur. $L/W=n$ ilişkisi, iniş takımı sınır yük katsayısıdır. Aynı referansın 3.243 nolu maddesine göre ise, standart uçaklar için normalde n katsayısı 3 olarak kullanılmaktadır. Buradan,

$$\eta \cdot S = \frac{10^2}{3 \cdot 2 \cdot 32.17}$$

$\eta_l \cdot S = 0.527 \text{ ft} = 6.32 \text{ inç}$ olarak bulunur.

$\eta_l \cdot S$ terimi bütün şok depolama sistemini temsil eder ki, bu lastik ve dikme diye iki kısma ayrılabilir . O halde

$$\eta_l \cdot S = \eta_{l1} \cdot S_1 + \eta_d \cdot S_d \quad (2.26)$$

yazılabilir.

Maksimum lastik sıkışması, düz lastik yarıçapının nominal çaptan çıkartılmasıyla elde edilir. Dizayn edilecek uçak için, 5.00-5 kategorisindeki lastikler ve oleo-pnömatik şok yutucusu seçilirse, amortisör dikme sıkışması (2.26) denkleminde,

$$S_d = \frac{\eta_l \cdot S - \eta_{l1} \cdot S_1}{\eta_d} = \frac{6.32 - (0.47 \cdot 3.00)}{0.75}$$

$S_d = 6.5 \text{ inç}$ olarak bulunur.

BÖLÜM 3. AĞIRLIK TAHMİNİ

Faydalı yük ve gros ağırlık arasındaki ilişki, uçağa bağlı olarak değişir. Yük katsayısı, motor, açıklık oranı, yapı tipi vs.. gibi çok sayıda faktör olduğundan, bir tahmin yapmak oldukça zordur. Bu sebeple, tüm tabloya dayanarak ortalama bir değer hesaplama yerine, dizaynı düşünülen uçağınkine benzer karakteristiklere sahip 2 yada 3 tane uçak seçip, ortalama değeri bu birkaç uçak arasından hesaplamak uygundur.

Tablo: 3.1. 2 Kişilik Uçaklar

Designation	Gross Weight	Empty Weight	Useful Load	Useful L. Gross W.	Max HP	Wing Area	Lbs/ Sq. ft.
Druine Turbi D-5	1090	610	480	.440	45	139.0	7.85
Jodel D-111	1144	616	528	.462	75	136.6	8.38
Taylorcraft	1200	750	450	.375	65	185.0	6.50
Wittman Tailwind	1250	700	550	.440	115	83.5	15.00
Thorp Sky Scooter	1250	720	530	.425	90	104.0	12.00
Böelkow Junior	1270	750	520	.410	100	94.0	13.50
Nesmith Cougar	1316	624	692	.526	85	82.5	16.00
Piel Emeraude 301 A	1345	758	587	.437	90	116.7	11.50
Aeronca Super Chief	1350	820	530	.393	85	180.0	7.50
Job 5	1350	944	376	.278	90	129.0	10.50
PZL-102 Kos	1390	890	500	.360	90	119.0	11.70
Silvaire 8-F	1400	870	530	.378	90	140.0	10.00
Aircoupe Forney	1400	890	510	.364	90	142.6	9.83
Champion Traveler 7 EC	1450	929	521	.359	95	170.2	8.55
Cessna 150	1500	946	554	.370	100	160.0	9.40
Cessna 140-A	1500	907	593	.396	85	154.0	9.75
Victa Air Tourer	1500	750	750	.500	90	120.0	12.50
Piper PA-18 "95"	1500	800	700	.467	90	178.5	8.40
Kiebitz LF2	1505	990	515	.343	90	158.9	9.50
Stits Sky Coupe	1525	1000	525	.345	100	125.0	12.20
Putzer Elster B	1540	1012	528	.343	90	188.0	8.20
Piper Colt	1650	940	710	.430	108	147.0	11.20
M.S. 880-B - Rallye	1698	1000	698	.412	100	132.0	12.88
Temco Swift	1710	1185	525	.307	125	132.0	13.00
Shinn 2150-A	1817	1125	692	.381	150	144.0	12.12
Zlin Z 326	1984	1404	580	.298	210	166.0	12.00

Dizaynı yapılacak uçağınkine benzer özellikler taşıyan bazı uçaklar tablo 3.1' den seçilirse, faydalı ağırlığın gros

ağırlığına oranının ortalaması hesaplanabilir.

Tablo:3.2. Dizaynı Yapılan Uçağa Benzer 2 Kişilik Uçaklar

UÇAK İSMİ	Faydalı ağırlık Gros ağırlık
Victa Air Tourer	0.500
Thorop sky Scooter	0.425
Piel Emeraude 301	0.437
M.S.880-B-Rallye	0.412
Toplamı	1.774

$$\text{ortalaması} = \frac{1.774}{4} = 0.4435$$

3.1. Faydalı Ağırlığın Tesbiti

Pilot ve yolcu 170 lb (Her biri)
 Yakıt 6 lb/galon (U.S.A)
 Yağlama yağı 7.5 lb/galon

Bu değerler [6]. referansın 3.1 nolu kısmından alınmıştır. Dizaynı yapılacak uçak için :

Pilot ve yolcu 2 . 170 = 340 lb.
 Yakıt 25 . 6 = 150 lb.
 Yağlama yağı 1 . 7.5 = 7.5 lb.
 Bagaj 40 lb
 Toplam =537.5 lb

Tahminigros ağırlık

$$W_g = \frac{537.5}{0.4435} = 1212 \text{ lb}$$

Tahmini boş ağırlık

$$W_b = 1212 - 537.5$$

$$W_b \cong 674 \text{ lb}$$

3.2. Yapı Ağırlığının Tahmini

Yapı ağırlığı, boş ağırlıktan motor kuru ağırlığının çıkartılmasıyla elde edilir. Buna göre yapı ağırlığı,

$$W_{\text{yapı}} = 674 - 216$$

$$W_{\text{yapı}} = 458 \text{ lb}$$

3.3. Ana Parçaların Ağırlıklarının Hesabı

3.3.1. Kanat

Kanat ağırlığı B faktörünün bir fonksiyonudur ve değişimi Şekil 3.1' de gösterilmiştir. Burada B faktörü ise (3.1) denkleminde verilmiştir.

$$B = \frac{W_g \cdot n_{\text{nihai}} \cdot S \cdot [(1.9 \cdot A) - 4]}{1 + (0.11 \cdot \%t/c)} \quad (3.1)$$

Genel maksatlı uçaklar için yük katsayısı $n=4.4$ olup, bunu emniyet faktörü 1.5 ile çarparsak nihai yük katsayısı elde edilir.

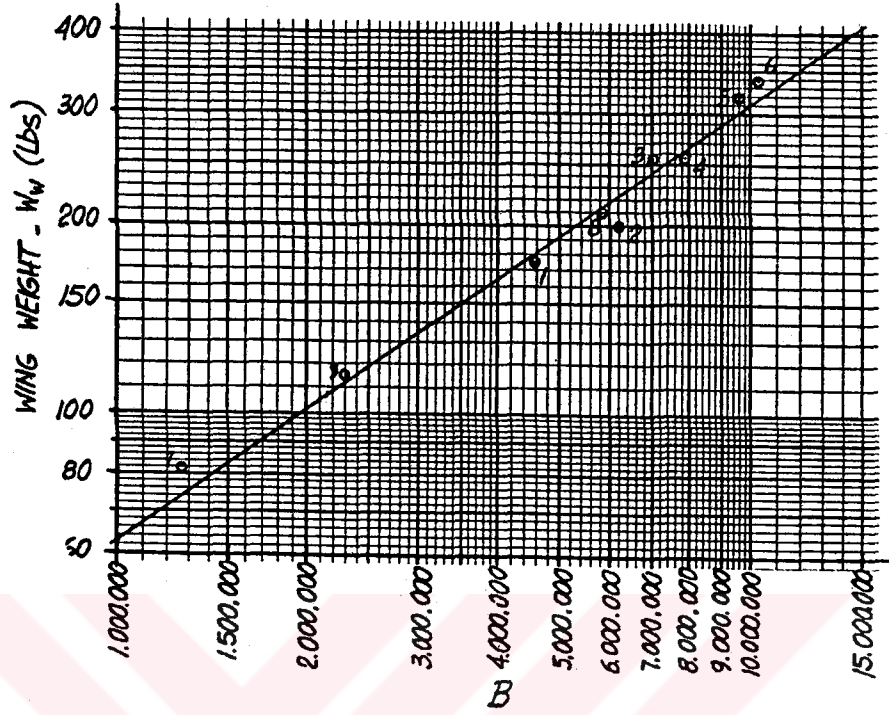
$$n_{\text{nihai}} = 1.5 \cdot 4.4 = 6.6$$

(3.1) denkleminde geçen A açıklık oranı, yakıt tankları hariç durumundaki açıklık oranıdır. t/c kalınlık oranı ise seçilen NACA 63₂615 profilinin bir özelliğidir. Buradan

$$B = \frac{1212 \cdot 6.6 \cdot 105.4 \cdot [(1.9 \cdot 7) - 4]}{1 + (0.11 \cdot 15)}$$

$B \approx 3000000$ olarak bulunur.

Bu B faktörü için Şekil 3.1' den kanat ağırlığı $W_{\text{kanat}} = 135 \text{ lb}$ olarak okunur.

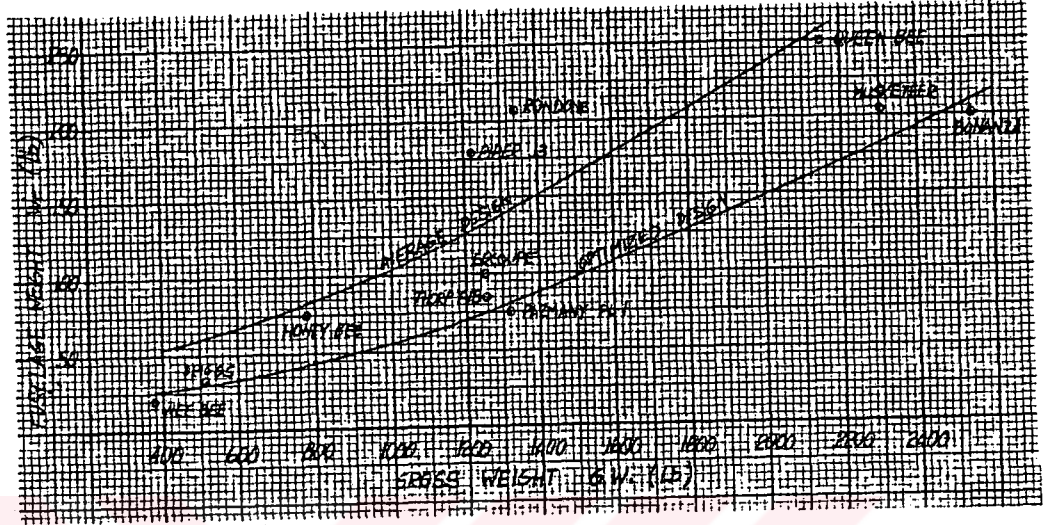


Şekil: 3.1. B Faktörü ile Kanat Ağırlığının Değişimi

3.3.2. Gövde

Şekil 3.2'de istatistikiverilere dayanarak iki eğri gösterilmiştir. Altındaki eğri hafif metal saç yapı gibi optimize dizaynları temsil eder. Üstteki eğri ise kaynaklanmış çelik boru, bez, ahşap yapılar ya da düz kenarlı ağır saç metaller gibi daha konservatif yapıları gösterir.

Gövde ağırlığı gros ağırlığının bir fonksiyonu olup, Şekil 3.2' den $W_g = 1212$ lb değeri için $W_{gövde} \approx 72$ lb olarak okunur.



Şekil: 3.2 Gövde ile Gros Ağırlığının Değişimi

3.3.3. Yatay Kuyruk

Yatay kuyruk Şekil 3.3' de gösterildiği gibi bir A faktörünün fonksiyonudur. A ise (3.2) denklemi ile verilmiştir.

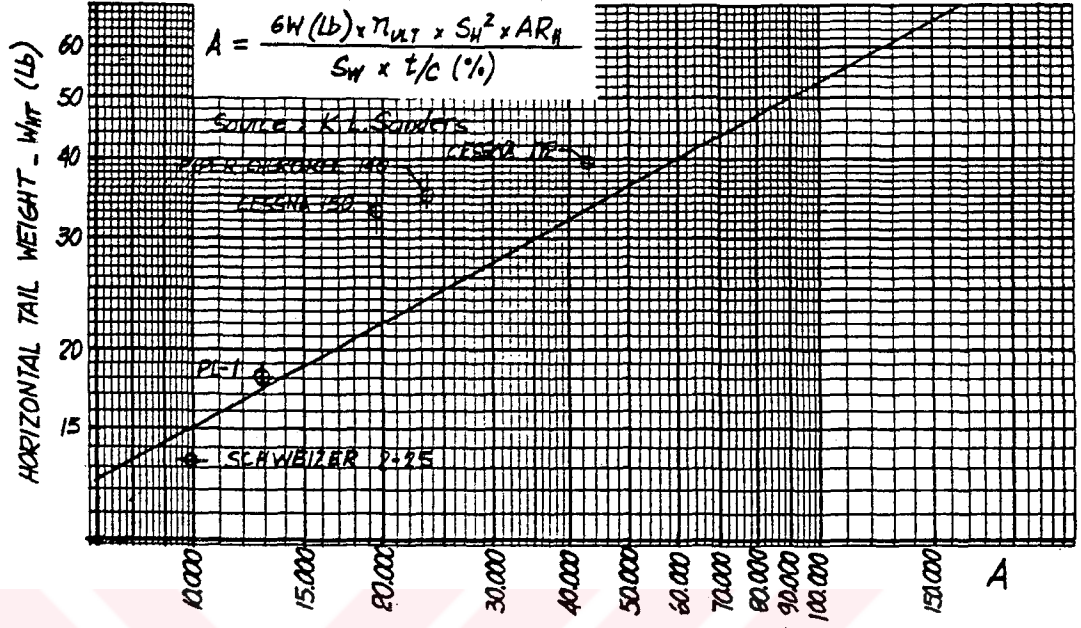
$$A = \frac{W_g \cdot n_{\text{nihai}} \cdot S_H^2 \cdot A_H}{S \cdot t/c (\%)} \quad (3.2)$$

Buradan

$$A = \frac{1212 \cdot 6.6 \cdot 16.48^2 \cdot 3.5}{105.4 \cdot 9}$$

$A \approx 8015$ olarak bulunur.

(3.2) denkleminde kullanılan t/c oranı, yatay kuyruk yüzeyine ait profilin kalınlık oranı olup, t/c= 9' dur. Hesaplanan $A \approx 8015$ değeri için Şekil 3.3' den yatay kuyruk ağırlığı $W_{y.k} = 14$ lb olarak bulunur.



Şekil: 3.3. Yatay Kuyruk Ağırlığı İle A Faktörünün Değişimi

3.3.4. Düşey Kuyruk

Düşey kuyruk ağırlığı, yatay kuyruk ağırlığına bağlı olarak şöyle bulunur:

Yatay kuyruk ağırlığı	14 lb
Yatay kuyruk alanı	16,48 ft ²
Birim alana gelen ağırlık	$\frac{14.00}{16.48} = 0.85 \frac{\text{lb}}{\text{ft}^2}$
Düşey Kuyruk alanı	8.93 ft ²
Düşey kuyruk ağırlığı	8.93 . 0.85 = 7.59 lb

$$W_{D.K} = 7.59 \text{ lb}$$

3.3.5. İniş Takımları

İniş takımlarının ağırlığı burun tekerlekli tiplerde, gros ağırlığın % 5.5'u olarak kabul edilir.

Buna göre

$$W_{iT} = 1212 \cdot \frac{5.5}{100} = 67 \text{ lb}$$

Bu ağırlık iniş takımlarının toplam ağırlığıdır. Bu ağırlığın % 70'ini ana, % 30' unuda burun iniş takımlarının oluşturduğu kabul edilir. Buna göre,

$$\text{Ana iniş takımı} : 0.7 \cdot 67 \approx 47 \text{ lb}$$

$$\text{Burun iniş takımı} : 0.3 \cdot 67 \approx 20 \text{ lb}$$

3.3.6. Kontrol Yüzeyleri

Hafif uçaklarda kontrol yüzeylerinin, gros ağırlığın % 2.5' unu oluşturduğu kabul edilir.

$$1212 \cdot \frac{2.5}{100} \approx 30.3 \text{ lb}$$

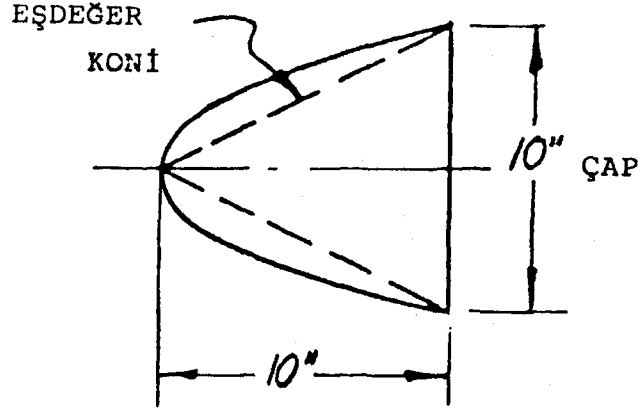
Özet olarak ana parçaların ağırlıkları toplu olarak şu şekilde yazılabilir.

Kanat	135 lb
Gövde	72 lb
Yatay kuyruk	14 lb
Düşey kuyruk	7.59 lb
İniş Takımları	67 lb
Kontrol Yüzeyleri	30.3 lb
TOPLAM	325.89 lb

3.4. Diğer Parçaların Hesabı

Uçağın bazı parçalarına ait ağırlıkları hakkında yeterli bilgi olmadığı zaman basit bir çizim yapıp; ağırlığı analitik olarak bulmak tek çözümdür. Herbir parçanın hacmi hesaplanıp, malzemenin özgül ağırlığı ile çarpılmalıdır.

3.4.1. Pervane Göbeği



$$\text{Koni yüzey alanı} = \frac{\pi \cdot d \cdot h}{2} = \frac{\pi \cdot 10 \cdot 10}{2} = 157 \text{ inç}^2$$

$$\text{Destek Levhası} = \frac{\pi \cdot d^2}{4} = \frac{\pi \cdot 10^2}{4} = 79 \text{ inç}^2$$

$$\text{Toplam yüzey} = 157 + 79 = 236 \text{ inç}^2$$

0.064 inçlik duralüminyum saçın hacmi:

$$236 \cdot 0.0064 \approx 15.1 \text{ inç}^3$$

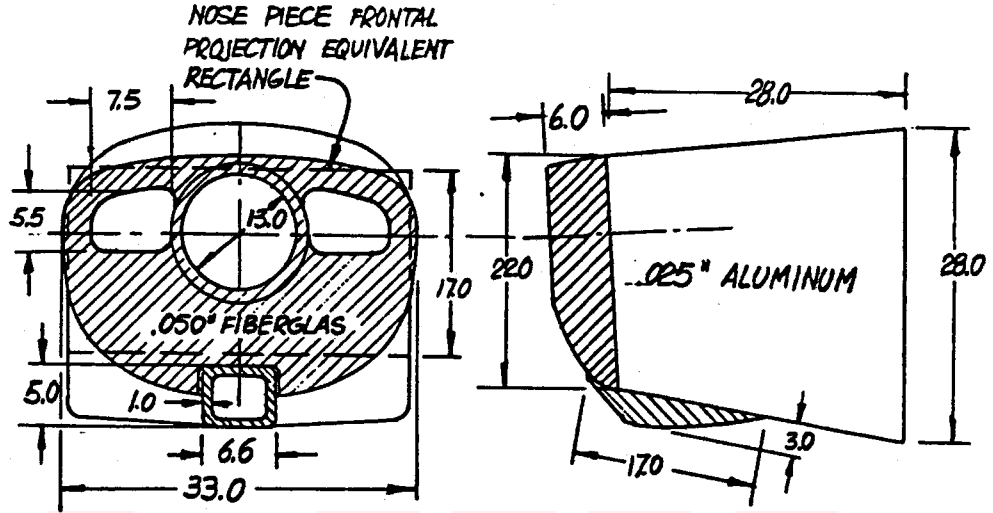
Duralüminyumun yoğunluğu : 0.100 lb/inç³

$$\text{Pervane göbeği ağırlığı} = 15.1 \cdot 0.100 = 1.51 \text{ lb}$$

3.4.2. Motor Kaportası

İzdüşüm alanlarına dayanılarak ağırlıklar hesaplanacaktır. Burun kısmı 0.050 inç kalınlığındaki fiberglastan yapılmıştır.

$$\text{Fiberglasın yoğunluğu} = 0.07 \text{ lb/inç}^3$$



Şekil: 3.4. Motor Kaportası

$$\begin{aligned}
 \text{Ön izdüşüm alanı} &= 17 \cdot 33 = 561 \text{ inç}^2 \\
 \text{Üst ve Alt} &= 33 \cdot 6.2 = 396 \text{ inç}^2 \\
 \text{Kenarlar} &= 22 \cdot 6.2 = 264 \text{ inç}^2 \\
 \text{TOPLAM} &= 1221 \text{ inç}^2
 \end{aligned}$$

$$\text{Pervane Deliği} = \frac{3.14 \cdot 13^2}{4} = 133 \text{ inç}^2$$

$$2 \text{ soğutma deliği} = 7.5 \cdot 5.5 \cdot 2 = 82 \text{ inç}^2$$

$$\text{Toplam delik alanı} = 133 + 82 = 215 \text{ inç}^2$$

$$\text{Delikler hariç toplam alan ise } 1221 - 215 = 1006 \text{ inç}^2$$

$$\text{Hacim} = 1006 \cdot 0.05 \approx 50 \text{ inç}^3$$

$$\text{Ağırlık} = 50 \cdot 0.07 \approx 3.5 \text{ lb}$$

3.4.2.1. Karbüratör Alışığı

Karbüratör alışığı 0.030 inç kalınlığındaki fiberglastan yapılmıştır.

$$\text{Ön izdüşüm alanı} = (5 \cdot 6.6) - (3 \cdot 4.6) = 19 \text{ inç}^2$$

$$\text{Alt} = 17 \cdot 6.6 \approx 112 \text{ inç}^2$$

$$\begin{aligned}
 \text{Yanlar} &= \frac{17.3.2}{2} = 51 \text{ inç}^2 \\
 \text{Toplam} &= 182 \text{ inç}^2 \\
 \text{Hacim} &= 182 \cdot 0.030 = 5.5 \text{ inç}^3 \\
 \text{Ağırlık} &= 5.5 \cdot 0.07 = 0.4 \text{ lb}
 \end{aligned}$$

3.4.2.2. Kaporta

Kaporta 0.025 inç kalınlığındaki alüminyum saçtan yapılmıştır. Alüminyum yoğunluğu 0.10 lb/inç³ tür.

$$\begin{aligned}
 \text{Üst ve Alt} &\dots\dots\dots 33 \cdot 28 \cdot 2 = 1848 \text{ inç}^2 \\
 \text{Yan izdüşüm} &\dots\dots\dots \frac{22 + 28}{2} \cdot 28.2 = 1400 \text{ inç}^2 \\
 \text{TOPLAM} &\dots\dots\dots = 3248 \text{ inç}^2
 \end{aligned}$$

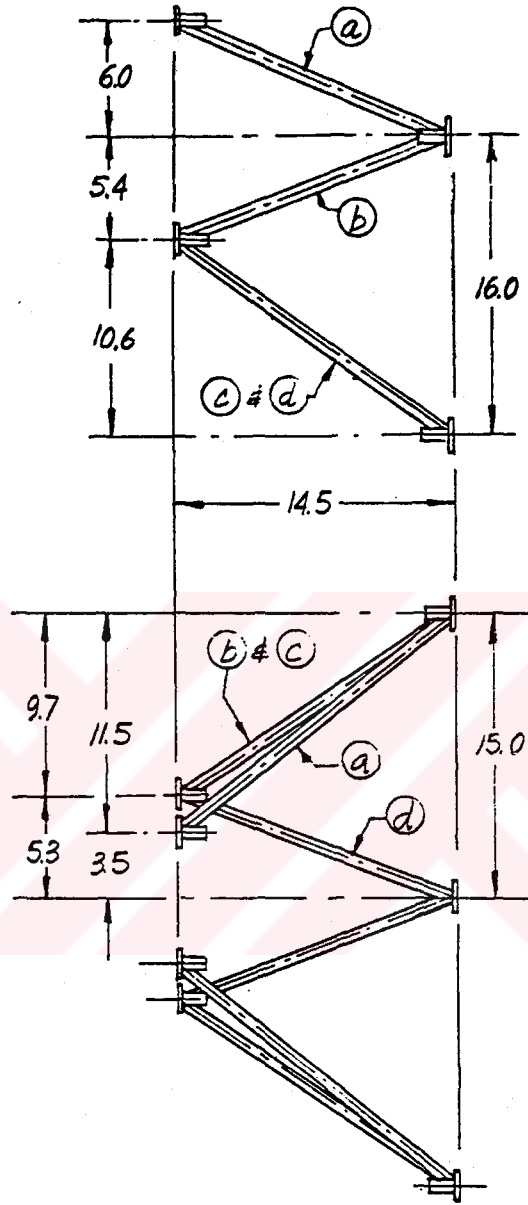
$$\begin{aligned}
 \text{Hacim} &= 3248 \cdot 0.025 = 81.2 \text{ inç}^3 \\
 \text{Ağırlık} &= 81.2 \cdot 0.10 = 8.12 \text{ lb}
 \end{aligned}$$

Sonuçta

$$\begin{aligned}
 \text{Ön kısım} &: 3.5 \text{ lb} \\
 \text{Karbüratör alığı} &: 0.40 \text{ lb} \\
 \text{Kaporta} &: 8.12 \text{ lb} \\
 \text{TOPLAM} &: 12.02 \text{ lb}
 \end{aligned}$$

3.4.3. Motor Montajı

Motor montajının yapıldığı boruların geometrisi Şekil 3.5' de gösterilmiştir. Sözkonusu borular 3/4"çap x 0.035" boyutlarındadır. Boruların uzunlukları üç düzleme izdüşülerek analitik olarak hesaplanmıştır.



Şekil: 3.5. Motor Montajının Yapıldığı Boruların Geometrisi

3.4.3.1. Boruların Uzunluk Hesapları

$$\begin{aligned} \text{A borusu } l_A &= \sqrt{(14.5)^2 + (6)^2 + (11.5)^2} \\ l_A &= 19.4 \text{ inç} \end{aligned}$$

$$\text{B borusu } l_B = \sqrt{(14.5)^2 + (5.4)^2 + (9.7)^2}$$

$$l_B = 17.7 \text{ inç}$$

$$\text{C borusu } l_C = \sqrt{(14.5)^2 + (10.6)^2 + (9.7)^2}$$

$$l_C = 20.7 \text{ inç}$$

$$\text{D borusu } l_D = \sqrt{(14.5)^2 + (10.6)^2 + (5.3)^2}$$

$$l_D = 19.0 \text{ inç}$$

Sonuç olarak

$$2 \text{ tane a borusu} = 19.4 \cdot 2 = 38.8 \text{ inç}$$

$$2 \text{ tane b borusu} = 17.7 \cdot 2 = 35.4 \text{ inç}$$

$$2 \text{ tane c borusu} = 20.7 \cdot 2 = 41.4 \text{ inç}$$

$$2 \text{ tane d borusu} = 19.0 \cdot 2 = 38.0 \text{ inç}$$

$$+ \frac{\quad}{153.6 \text{ inç}}$$

$$3/4 \text{ " x0.035" borusu; alanı} = 0.0786 \text{ inç}^2$$

$$\text{Hacim} = 0.0786 \cdot 153.6 = 12.1 \text{ inç}^3$$

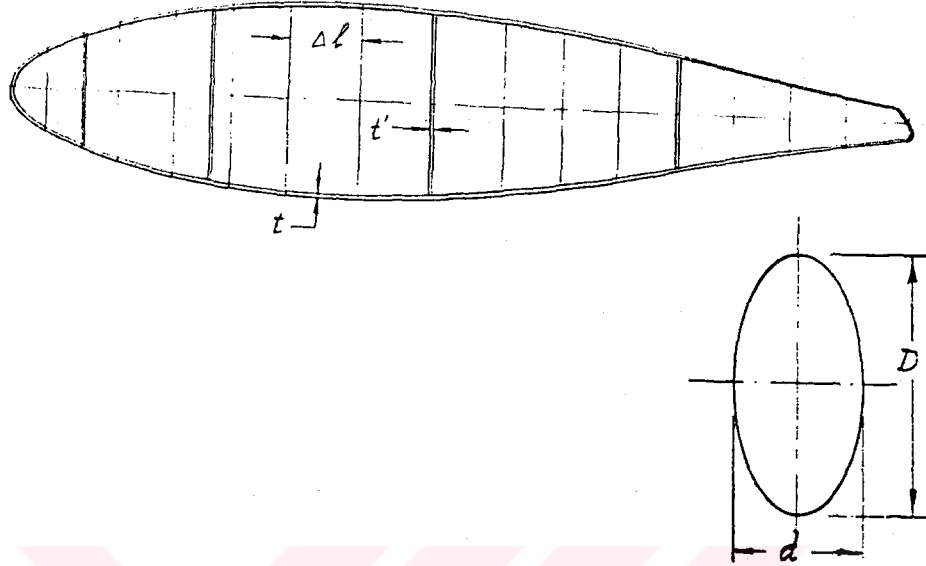
$$\text{Çeliğin özgül ağırlığı} = 0.283 \text{ lb/inç}^3$$

$$\text{Boruların ağırlığı} = 0.283 \cdot 12.1 = 3.43 \text{ lb}$$

$$\text{Toplam motor montaj ağırlığı} = 3.43 + 1 = 4.43 \text{ lb}$$

3.4.4. Yakıt tankları

Doldurma deliği ve çıkışı olan Alüminyum yakıt tankının ağırlığı her bir galon için 0.75 lb alınabilir. Dizaynı yapılacak uçak, kanat ucu fiberglas tanklara sahiptir.



Şekil: 3.6. Yakıt tankı

$$D=2.d \begin{cases} \text{Elipsin çevresi} &= (\pi/2) \times (d+D) = 4.72 \cdot d \\ \text{Elipsin alanı} &= (\pi/4) \times D \cdot d = 1.58 \cdot d^2 \end{cases}$$

$$\text{Fiberglasın ağırlığı} = 0.07 \text{ lb/inç}^3$$

Tank gösterildiği gibi sektörlere ayrılır ve herbir sektörün hacmi hesaplanır.

$$\Delta V_{\text{bölme}} = \text{çevre} \times \Delta l \times \text{kalınlık}$$

Toplam hacim, tüm sektör hacimlerinin toplamı olacaktır.

$$V = \Delta V_1 + \Delta V_2 + \dots + \Delta V_{10} = 77 \text{ inç}^3$$

Aradaki bölmelerin hacimleri :

$$\begin{aligned} V &= \text{Elips alanı} \times t^1 = 1.58 \cdot d^2 \cdot t^1 \\ &= 17 \text{ inç}^3 \end{aligned}$$

$$\text{Fiberglasın toplam ağırlığı} = (77 + 17) \cdot 0.07 = 6.58 \text{ lb}$$

Bazı elemanların toplam ağırlıkları 2.0 lb olarak tahmin

edilmiştir.

Sonuçta

Bütün tankın ağırlığı = $6.58 + 2.0 = 8.58$ lb

2 tankın toplam ağırlığı = $2 \cdot 8.58 = 17.16$ lb

Yakıt Boruları:

$3/8"$ x 0.035 Alüminyum boruların uzunlukları $\approx 380"$

Boru Kesit alanı = 0.0374 inç²

Boru hacmi = $0.0374 \cdot 380 = 14.2$ inç³

Boru ağırlığı = $14.2 \cdot 0.100 = 1.42$ lb

Boru sabitleştiriciler ≈ 0.50 lb.

Yakıt borularının toplam ağırlığı = $1.42 + 0.50$
 ≈ 2.0 lb

3.4.5. Donanım

Bu ağırlıklar ya tartılarak ya da kataloglara bakılarak bulunur.

Pervane - Metal - 66 inç çapında 19.50 lb

Motor bölmeleri 1.00 lb

Egzost boruları, kabin ve karbüratör

ısıtıcıları 9.00 lb

Akü ve kutusu 23+1.25 24.25 lb

Aletler :

Hava hızı göstergesi 1.00 lb

Altimetre 1.00 lb

Manyetik Pusula 1.00 lb

Yağ basınç göstergesi ve borular 1.00 lb

Yağ sıcaklık göstergesi 0.50 lb

Takometre ve kablo 1.00 lb

Dönüş ve bank göstergesi 1.50 lb

Tirmanış göstergesi	1.00 lb
Manifold basınç göstergesi	0.80 lb
Saat	0.70 lb
Ampermetre	0.40 lb
Toplam	<u>9.90 lb</u>

Koltuk kemerleri	2.00 lb
Döşeme	2.00 lb
Kokpit ışıkları (2)	0.30 lb
İniş ışığı	1.00 lb
Pozisyon ışıkları	0.70 lb
Döner işaret lambası	1.00 lb
Fren silindirleri (2 adet scott 4408)	1.00 lb
Radyo ve güç kaynağı	6.00 lb
Ses önleyici	2.00 lb
Toplam	<u>= 80.65 lb</u>

Ön cam ve Kanopi:

Ön cam	6 lb
Kanopi	14 lb
	<u>20 lb</u>

Motor Kontrolleri:

Ağırlık 3 lb alınacaktır.

Sonuçta yapısal ağırlık şu şekilde bulunabilir:

Ana parçalar	325.89 lb
Pervane göbeği	1.50 lb
Motor kaportası	12.00 lb
Motor montajı	4.50 lb
Yakıt tankları	17.2 lb
Yakıt boruları	2.0 lb
Donanım	80.7 lb
Ön cam ve kanopi	20.0 lb
Motor kontrolleri	3.0 lb
Toplam	<u>= 466.79 lb.</u>

Bu sonuç başlangıçta alınan 458 lb'lik değere çok yakındır.

3.5. Uçağın Dengesi

Bazı parçaların ağırlığı tahmin edilenden daha yüksek olabilir. Bu halde dizayn yeni baştan yapılır veya bazı dezavantajlara sahip olsa bile daha hafif yapılmaya çalışılır ve yahut yapı öylece bırakılıp, fazla ağırlığa katlanılmak zorunda kalınır.

Ağırlık merkezinin yeri, herbir parçanın referans düzlemine göre momentlerinin hesaplanması ile bulunur. Bu amaçla Tablo 3.3 oluşturulacaktır. Tablo 3.3'ün oluşturulmasında izlenen yol şu şekilde belirtilebilir:

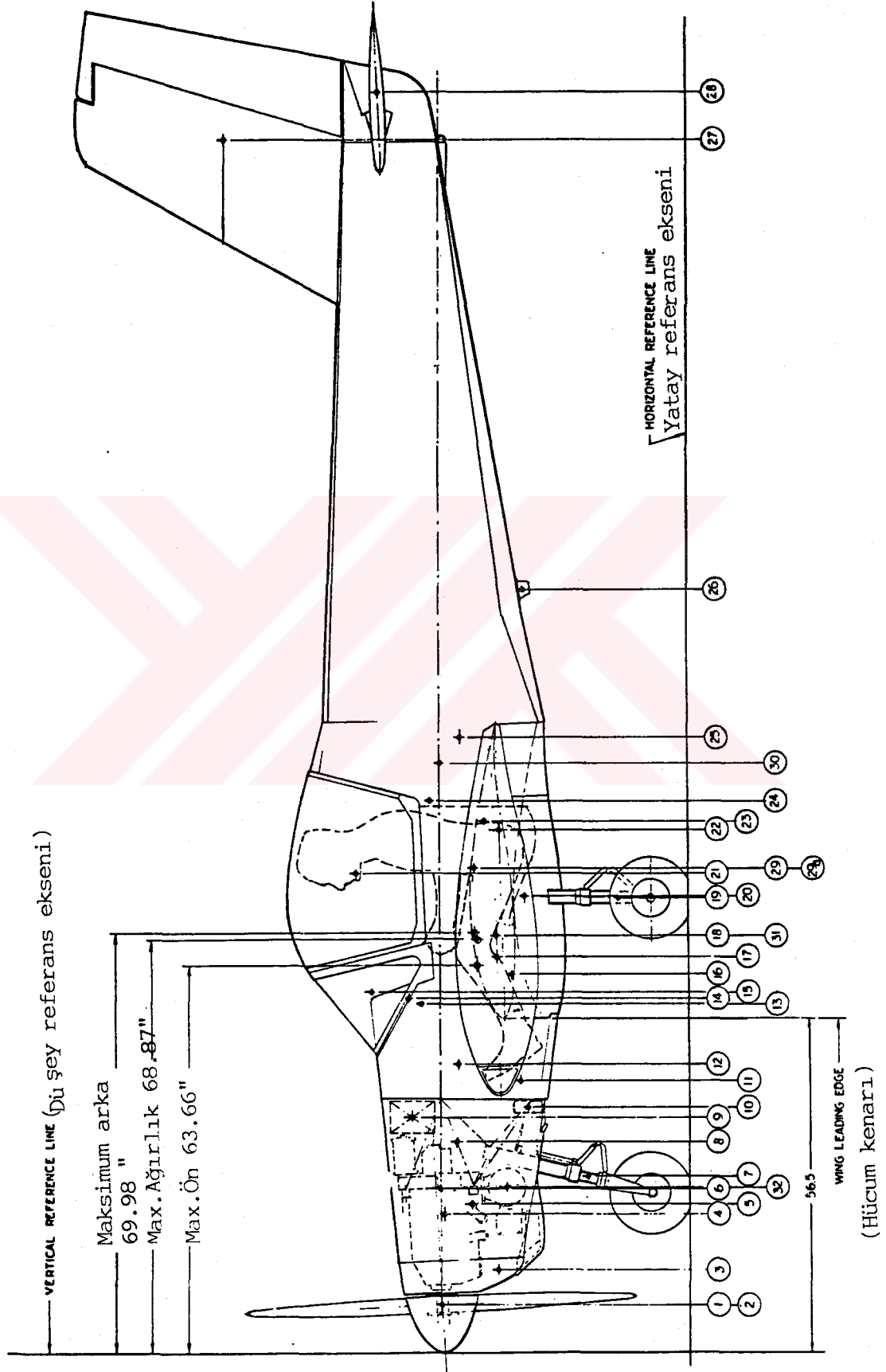
1- Uçağın yandan görünüşü uygun bir ölçek ile çizilip, herbir parçanın ağırlık merkezi işaretlenir. Kanadın ağırlık merkezi ortalama aerodinamik veterin % 40' ında alınabilir. Düşey ve yatay kuyruk yüzeyleri ağırlık merkezleri, ortalama veterin % 50 sine yerleştirilebilir. Gövdenin ağırlık merkezi, motor yangın bölmesi ile kuyruk konisi arasında ölçülen gövde uzunluğunun % 40'ında alınabilir.

2- Herbir parçanın ağırlığı ayrı ayrı belirtilir.

3- Referans eksenleri, orijini pervane göbeği tepesi olmak üzere yatay ve düşeydir.

4- Herbir parçanın referans eksenlerine uzaklıkları (moment kolları) ölçülüp, tablo halinde listelenir. Tablo 3.3' de bu uzaklıklar ④ ve ⑥ sütunlarda listelenmiştir.

5- Bundan sonra ③ sütundaki ağırlıklar ile onlara ait moment kolları çarpılıp, sonuçları yazılır. Tablo 3.3' de bulunan sonuçlar ⑤ ve ⑦ sütunlara yazılmıştır.



Şekil : 3.7. Uçak Parçalarının Ağırlık Merkezlerinin Uçak Üzerindeki Konumları

Tablo: 3.3. Temel Denge

1	2	3	4	5	6	7
Parça	Parça Adı	Ağırlık	Yatay Uzunluk	Yatay Moment	Düşey Uzunluk	Düşey Moment
1	Pervane göbeği	1.51	8.0	12	42.0	63
2	Pervane	19.50	8.0	156	42.0	820
3	iniş ışığı	1.00	14.0	14	32.0	32
4	Motor ve bölmeleri	216.44	23.5	5080	41.5	8980
5	Egzost borusu ve ısıtılı	9.0	25.0	225	37.0	333
6	Motor kaportası	12.02	28.0	336	42.0	504
7	Burun iniş takımı	20.0	30.0	600	17.0	340
8	Motor sehpası	4.43	36.0	159	39.0	173
9	Akü ve kutusu	24.25	40.0	970	47.0	1140
10	Yedek yakıt pompası	1.00	41.5	41	27.0	27
11	Fren silindiri	1.00	46.0	46	28.0	28
12	Motor kontrolleri	3.00	49.0	147	39.0	117
13	Radio ve güç kaynağı	6.00	59.0	354	45.0	270
14	Aletler	9.90	60.0	594	47.0	465
15	Ön cam	6.00	61.0	366	53.5	321
16	Ses önleyici	2.00	64.0	128	30.0	60
17	Yakıt boruları	2.00	67.0	134	32.0	64
18	Yakıt tankları	17.16	70.5	1210	32.0	548
19	Ana iniş takımı	47.00	77.0	3619	12.0	564
20	Kanat	135.00	77.5	10463	27.5	3713
21	Kanopi	14.00	81.0	1134	56.0	785
22	Kemerler ve döşeme	4.00	88.5	354	32.0	128
23	Kumandalar	30.30	90.0	2727	34.5	1045
24	Kokpit ve konum ışığı	1.00	93.5	94	43.5	43
25	Gövde	72.00	104.0	7488	38.0	2736
26	Döner işaret lambası	1.00	129.0	129	27.5	28
27	Düşey kuyruk	7.59	205.0	1556	78.0	592
28	Yatay kuyruk	14.00	213.5	2989	52.0	729

Σ=682.11 lb

Σ=41125 lb.inç

Σ=24648 lb.inç

Ağırlık merkezinin yataydaki yeri:

$$x = \frac{41125}{682.11} = 60.29 \text{ inç}$$

Ağırlık merkezinin düşeydeki yeri:

$$y = \frac{24648}{682.11} = 36.13 \text{ inç}$$

Ağırlık merkezinin en geride olduğu yer, stabilite için en kritik yerdir. Bu yüzden öncelikle bu nokta bulunur. Ağırlık merkezinin en geri noktası için şu kabuller göz önüne alınır.

- Motor tankı yağsız
- Bagaj fazlası yük
- 2 tane ağır yolcu
- Uçak tırmanışta ve yakıtın yarısı arkadadır.

Bu şartlara göre hesap yapılırsa, tablo 3.4 hazırlanabilir.

Tablo: 3.4. Ağırlık merkezinin En Arka Yeri

Parça	Açıklama	Ağırlık	Yatay Uzunluk	Yatay Moment	Düşey Uzunluk	Düşey Moment
29	Uçak	682.11	60.29	41125	36.13	24648
29.a	Pilot	170	82	13940	36	6120
30	Yolcu	170	82	13940	36	6120
31	Bagaj	60	100	6000	42	2520
	Tankın Gerisinde 12 galon yakıt	72	80	5760	32	2302

$$\Sigma = 1154.11 \text{ lb.}$$

$$\Sigma = 80765 \text{ lb.inç}$$

$$\Sigma = 41710 \text{ lb.inç}$$

Buna göre,

Ağırlık merkezinin yataydaki yeri:

$$x = \frac{80765}{1154.11} = 69.98 \text{ inç}$$

Ağırlık merkezinin düşeydeki yeri:

$$y = \frac{41710}{1154.11} = 36.14 \text{ inç}$$

Kanadın hücum kenarı, referans yatay eksenden 56.5 inç uzaktadır. Bu yüzden kanat hücum kenarı ile ağırlık merkezi arasındaki yatay mesafe,

$$d = 69.98 - 56.5 = 13.48 \text{ inç}$$

olup, kanat veterinin yüzdesi cinsinden;

$$d(\%) = \frac{13.48}{46.5} \cdot 100 = 28.99$$

şeklindedir. Genelde ağırlık merkezinin, ortalama aerodinamik veterinin % 30'undan geride olmaması istendiğinden, bulunan bu değer uygundur.

Sıra ağırlık merkezinin en önde olabileceği yerin hesabına gelmiştir. Bu durum elevatör boyutlandırmasında önemli rol oynar. Hesaplar aşağıdaki kabullere dayanarak yapılmıştır:

- Bagaj, yolcu ve yakıt yoktur.
- Pilot hafif siklettedir.
- Motor tanklarında maksimum yağ vardır.

Bu şartlara bağlı hesaplar yapılırsa, tablo 3.5 hazırlanabilir.

Tablo: 3.5. Ağırlık merkezinin En Ön Yeri

Parça	Açıklama	Ağırlık	Yatay Uzunluk	Yatay Moment	Düşey Uzunluk	Düşey Moment
29	Uçak	682.11	60.29	41125	36.13	24648
32	Pilot	140	82	11480	36	5040
32	Yağ(1 galon)	7.5	28	210	31	233

$$\Sigma = 829.61 \text{ lb.}$$

$$\Sigma = 52815$$

$$\Sigma = 29921$$

$$\text{lb.inç}$$

$$\text{lb.inç}$$

Buna göre,

Ağırlık merkezinin yataydaki yeri:

$$x = \frac{52815}{829.61} = 63.66 \text{ inç}$$

Ağırlık merkezinin düşeydeki yeri:

$$y = \frac{29921}{829.61} = 36.06 \text{ inç}$$

olarak bulunur. kanat veterinin yüzdesi cinsinden,

$$d = 63.66 - 56.5 = 7.16 \text{ inç}$$

$$d(\%) = \frac{7.16 \cdot 100}{46.5} = 15.4$$

olarak hesaplanır.

Ağırlık merkezinin en ön pozisyonunun, ortalama aerodinamik veterin % 15' inin önünde olmaması ön dizaynın amaçlarındandır.

Daha sonra normal şartlarda uçağın gross ağırlığı için ağırlık merkezi hesaplanır. Bu değerin daha önce hesaplanan iki uç değerin arasına düşmesi gerekir. Bu değerin hesaplanabilmesi için Tablo 3.6 hazırlanmıştır.

Tablo: 3.6. Ağırlık merkezinin Max-Ağırlıktaki Yeri

Parça	Açıklama	Ağırlık	Yatay Uzunluk	Yatay Moment	Düşey Uzunluk	Düşey Moment
29	Uçak	682.11	60.29	41125	36.13	24648
29	Pilot	170	82	13940	36	6120
29.a	Yolcu	170	82	13940	36	6120
30	Bagaj	40	100	4000	42	1680
31	Yakıt (25 galon)	150	70.5	10775	32	4800
32	Yağ (1galon)	7.5	28	210	31	233

$$\Sigma = 1219.6 \text{ lb.}$$

$$\Sigma = 83990$$

$$\Sigma = 43601$$

$$\text{lb.inç}$$

$$\text{lb.inç}$$

buna göre,

Ağırlık merkezinin yataydaki yeri:

$$x = \frac{83990}{1219.6} = 68.87 \text{ inç}$$

Ağırlık merkezinin düşeydeki yeri:

$$y = \frac{43601}{1219.6} = 35.75 \text{ inç}$$

Kanat veterinin yüzdesi cinsinden (d) değeri,

$$d = 68.87 - 56.5 = 12.37 \text{ inç}$$

$$d(\%) = \frac{68.87 \cdot 100}{46.5} = 26.60$$

Görülüyorki, gerçek normal haldeki ağırlık merkezi, ön ve arka limitler arasındadır.

SONUÇLAR VE ÖNERİLER

Bu tez çalışmasında, Pazmany'nin iki kişilik, hafif, pervaneli uçaklar için geliştirmiş olduğu dizayn metodu takip edilerek, belirli performans ve şartları yerine getirebilecek kısa menzilli bir uçağın ön dizayn hesapları yapılmıştır. Komple uçağın ve çeşitli elemanlarının ağırlıkları ve dış boyutları tayin edilmiştir.

Şüphesiz son derece karmaşık bir yapıya sahip olan uçakların hesabını tam çözümle yapmanın imkanı yoktur. Hesaplarda kompleks denklemler yerine, dizayn yapılan uçağınkine benzer performans ve özelliklere sahip uçaklara ait istatistik bilgilerden ve havacılık nizamnamelerinden yararlanılmıştır. Bulunan sonuçlar son derece makul ve uygulanmaya yöneliktir.

Uçağın ana elemanlarının ve bu elemanların oluşturduğu parçaların ağırlıkları tek tek bulunduktan sonra, uçağın ağırlık merkezi hesaplanmıştır. Ağırlık merkezinin en önde ve en arkada olabileceği konumlar bulunmuştur. Bulunan değerler ağırlık merkezinin en önde olabileceği konumun veterin % 15' inden önde olmaması ve en arkada olabileceği konumun veterin % 30' undan geride olmaması prensibini teyid eder şekildedir.

Bu tez kapsamında yapılan çalışma, aerodinamik yüklerin hesaplarına ve yapısal hesaplara girebilmesi için öncelikle yapılması gereken bir konuyu teşkil etmektedir.

Bu çalışmanın bir devamı niteliğinde, dizaynı yapılan bu uçağa ve elemanlarına çeşitli uçuş hallerinde gelebilecek yüklerin ve bu yüklerin söz konusu elemanlar boyunca dağılımlarının incelenmesinde bir bütünlük teşkil etmesi açısından fayda vardır. Aerodinamik yüklerin

incelenmesine geçilmeden önce, uçağın hizmet ömrü boyunca maruz kalabileceği çeşitli uçuş hallerindeki sınır yükleri ihtiva eden V-n manevra zarfının çizilmesi zaruridir. Zira ancak bu halde, bu zarfın çeşitli kritik noktalarına tekabül eden yüklenme hallerini inceleyebilmek olanağı doğar. Simetrik ve simetrik olmayan uçuş hallerindeki, kanat, gövde, iniş takımları, kuyruk yüzeyleri gibi uçak elemanlarına gelebilecek aerodinamik zorlamalar ile bunların söz konusu elemanlar boyunca dağılımları incelenebilir. Simetrik olmayan uçuş hallerinde, kanatçıkların açılmasından dolayı kanat nervürlerinde oluşabilecek ve kanat vateri boyunca basınç dağılımları yine bir bütünlük teşkil etmesi bakımından incelenebilir. Bu inceleme için ince kanat teorisinden faydalanılmalıdır [7].

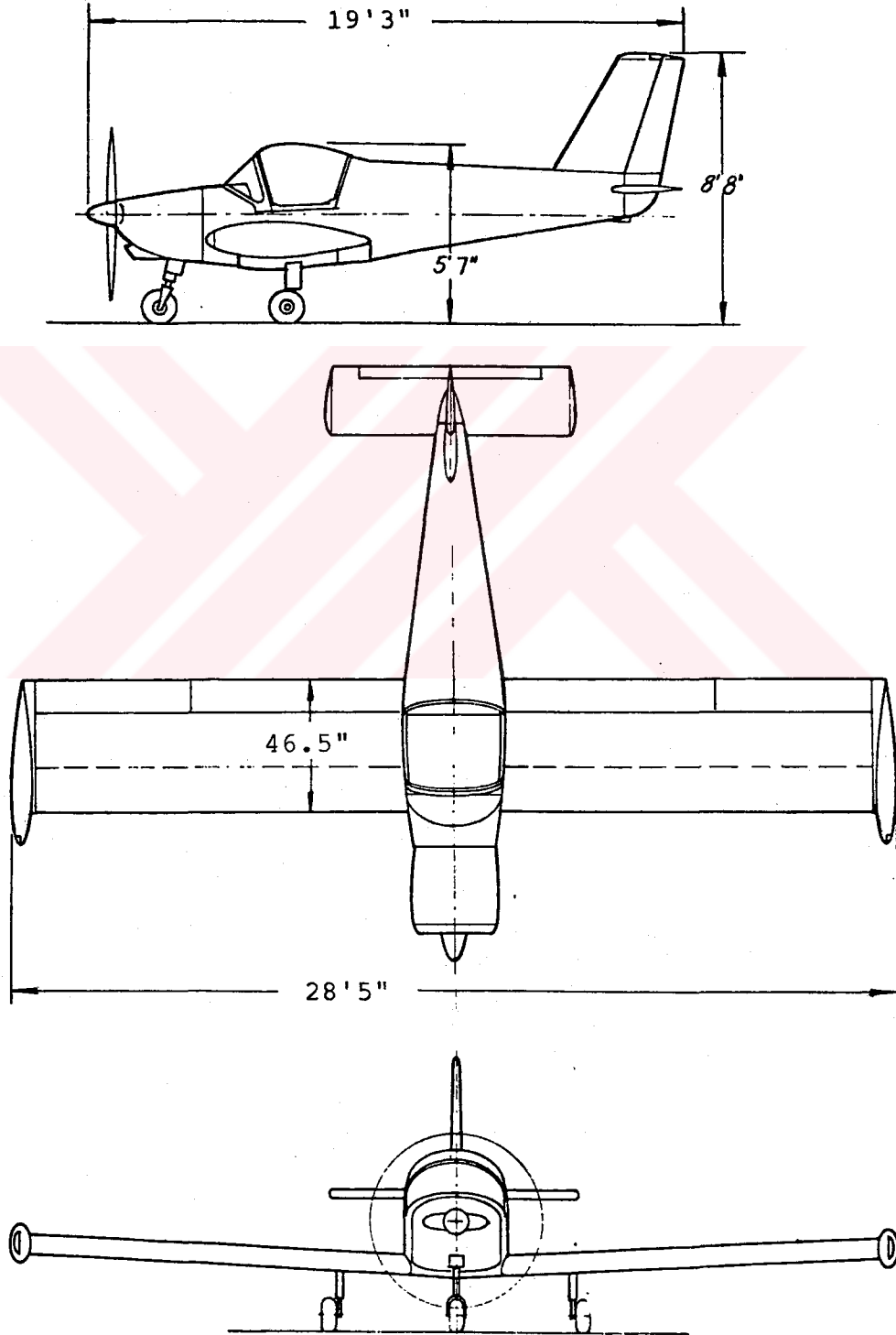
Bu tez kapsamında son derece büyük hacim tutan yapısal mukavemet hesaplarına da girilmemiştir. Özellikle bu tezdeki değerlerden yararlanılarak kanadın yapısal mukavemet hesaplarının yapılmasında fayda vardır.

KAYNAKLAR

- [1] PAZMANY, L, Light Airplane Design, san Diego 10, California, 1963
- [2] YOUNG, A.D., The Aerodynamic Characteristics of Flaps Aeronautical Research Council, Technical Report No: 2622, London
- [3] HOERNER, S. F., Fluid-Dynamic Drag, New Jersey
- [4] JOHNSTON, G.W., AGARD Report 811, NASA Washington, D.C.
- [5] PEARSON, H.A. and ANDERSON, R.F., NACA Technical Report 665, U.S. Government Printing Office, Washington, D.C.
- [6] CAB, Civil Air Regulations, U.S. Government Printing Office, Washington 25, D.C.
- [7] ABBOTT and DOENHOFF, Theory of Wing Sections, New York, 1949



EK-A UÇAĞIN ÜÇ GÖRÜNÜŞÜ



HAFİF SIKLET BİR UÇAĞIN GENEL AERODİNAMİK DİZAYNI

Caner ŞENTÜRK

Anahtar Kelimeler : Dizayn, Aerodinamik, Ağırlık Merkezi

Özet : Bu tez çalışmasında, Pazmany'nin iki kişilik, piston pervaneli uçaklar için geliştirmiş olduğu metottan yararlanılarak, belirli performans ve şartları yerine getirebilecek hafif bir seyahat uçağının dizaynı yapılmıştır. Komple uçağın ve elemanlarının boyut ve ağırlıkları hesaplanmıştır. Mevcut uçakların istatistikî bilgilerinden yararlanılarak her bir parçanın ağırlığı tesbit edilmiştir. Uçağın ağırlık merkezi, ağırlık merkezinin en ön ve en arka konumları hesaplanmıştır.

GENERAL AERODYNAMIC DESIGN OF A LIGHT AIRPLANE

Caner ŞENTÜRK

Keywords : Design, Aerodynamic, the Center of Gravity

Abstract: In this thesis, the design of a light airplane which may perform under the required conditions has been made by utilizing Pazmany's design method for two-seat light airplanes with propeller engine. Dimensions and weights of the entire airplane and its parts have been assigned depending on some well-known airplanes with similar characteristics to the proposed design. The center of gravity position, the maximum aft. C.G. position and the most forward C.G. position have been calculated.

T. G.

**Yükseköğretim Kurulu
Dokümantasyon Merkezi**

EK-B BİRİM SİSTEMİ DÖNÜŞÜM TABLOSU

1 Atm. = 14.69 lb/inç ²	1 kg = 2.204 paund
1 Atm. = 2 116 lb/ft ²	1 kg = 35.27 ons
1 cm = 0.3937 inç	1 kg/m ² = 0.2048 lb/ft ²
1 cm = 0.0328 ft	1 km = 0.6213 mil
1 cm/san = 0.0328 ft/san	1 knot = 1.688 ft/san
1 cm ³ = 0.0610 inç ³	1 knot = 1.151 mil/saat
1 ft ³ = 1 728 inç ³	1 litre = 0.2641 galon
1 ft ³ = 7.481 galon	1 metre = 39.37 inç
1 ft ³ = 0.0283 m ³	1 metre = 3.280 ft
1 inç ³ = 1/231 galon	1 mil = 5280 ft
1 ft = 12 inç	1 mil = 1.609 km
1 ft = 1/3 yard	1 mil/saat = 1.466 ft/san
1 ft = 30.48 cm	1 mil/saat = 0.8683 knot
1 ft/dak = 0.0113 mil/saat	1 deniz mili = 6080 ft
1 ft/san = 0.6818 mil/saat	1 deniz mili = 1.151 mil
1 ft/san = 0.5920 knot	1 ons = 1/16 paund
1 galon = 231 inç ³	1 ons = 28.35 gram
1 galon = 0.1336 ft ³	1 paund = 453.6 gram
1 galon = 3.785 litre	1 paund = 16 ons
1 BG (Hp) = 33000 ft.lb/dak	1 lb/ft ² = 4.882 kg/m ²

ÖZGEÇMİŞ

Caner ŞENTÜRK, 1965 yılında Çatalzeytin'de doğdu. 1984 yılında İstanbul Saint-Benoit Fransız erkek Lisesi'nden iyi derece ile okul üçüncüsü olarak mezun oldu. Aynı yıl İstanbul Teknik Üniversitesi, Uçak ve Uzay bilimleri Fakültesi Uçak Mühendisliği Bölümü'nde Lisans öğrenimine başladı.

1988 yılında, "Jet ve pervaneli iki farklı tip uçağın dizaynı ve sonuçların mukayese edilmesi" konulu bitirme ödevi ile lisans öğrenimini iyi derece ile tamamlayarak Mühendis oldu.

Mezuniyetinden hemen sonra, İ.T.Ü Fen bilimleri Enstitüsü Uçak ve Uzay Bilimleri Teknolojisi Anabilim Dalı Uçak programı'nda yüksek lisans öğrenimine başladı. 1988-1989 Öğretim yılında İngilizce hazırlık sınıfında okudu. Hazırlık sınıfları arasında düzenlenen İngilizce bir kompozisyon yarışmasında ikinci oldu.

Halen yüksek lisans öğrenimine devam etmektedir.