

14342

İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ * FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

**HAFİF SİKLET BİR UÇAĞIN
KANAT YÜKLERİNİN ANALİZİ**

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Müh. Oğuz TUBAY

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

MART 1991

**Yükseköğretim Kurulu
Dokümantasyon Merkezi**

ÖNSÖZ

Makina ve sistem dizaynlarına göre çok daha karmaşık ve hassas olan uçak dizaynında, eski tecrübelerden, dizayn ve imali takiben başarıyla kullanılmış uçaklara ait sayısal istatistik değerlerden, yaygın ve geniş çapta yararlanılır.

Şüphesiz, son derece karmaşık bir uçan makina olan uçakların hesabını sahih çözümle yapmanın imkanı yoktur. Bu çalışmada takip edilen dizayn metodu da, diğer dizayn metodları gibi yaklaşıktır ve bir nevi ön dizayn niteliğindedir. Takip edilen metodun basitliğine rağmen, sonuçlar son derece makul ve uygulamaya yöneliktir.

Gerek lisans, gerekse Yüksek Lisans eğitimim esnasında karşılaştığım her türlü problemlerimin çözümünde, benden değerli yardımlarını esirgemeyen Fakülte Dekanımız, değerli insan, Prof.Dr.Ahmet Nuri YÜKSEL hocama, minnet duygularımı belirtmeyi bir borç bilirim. Ayrıca türlü fedakarlıklarla eğitimimin devamını temin eden vefakar aileme ve değerli yardımlarını benden esirgemeyen Güder İnşaat Şirketinin kıymetli personellerine şükran duygularımı sunarım.

İstanbul 1991

Oğuz TUBAY

İÇİNDEKİLER

NOTASYON LİSTESİ	v
ÖZET	vii
SUMMARY	viii
BÖLÜM 1. GİRİŞ	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. AERODİNAMİK YÜKLERİN HESABI	3
2.1. Giriş.....	3
2.1.1. Dizayn Ağırlıkları	3
2.2. Seçilmiş Olan Continental C 90-12F Motoruna Ait Performanslar	3
2.3. Minimum Dizayn Hızı	4
2.4. Uçuş Sınır Yük Katsayıları	6
2.5. Kanat Aerodinamik Karakteristikleri	7
2.5.1. Taşıma katsayısı	7
2.5.2. Profil Sürüklenme katsayısı	8
2.5.3. Profil Moment Katsayısı	8
2.6. Düzeltilmiş Profil Karakteristikleri ve Katsayıları	13
2.7. V-n Diyagramı	13
2.8. Simetrik Uçuş Şartları	14
2.8.1. Flaplar Kapalı	14
2.8.2. Flabın Açık Olması Hali	32
2.8.2.1. $V_{Fmin} = 90$ mph ve $n_{flap} = 2.2$. Hali	32
2.8.2.2. $V_{Fmin} = 90$ mph ve $n_{flap} = 0$ Hali	39
2.9. Simetrik Olmayan Uçuş Halleri	43
2.9.1. Düşey Kuyruk Yükleri	43

2.9.2. Simetrik Olmayan Kanat Yükleri	43
2.9.3. Simetrik Kanat Yükleri ve Kanatçık Deplasmanı	50
2.10. Ek Durumlar	54
2.10.1. Arka Taşıma Kirişi Kullanılması Hali	57
2.11. Nervür Yükleri	57
2.11.1. Profil Ek Verileri	57
2.11.2. Profil Teorisinin Mühendislik Uygulaması	58
2.11.3. $n = 4.4$. Halindeki yükler	62
2.11.3.1. $n = -2.2$. Halindeki yükler	65
2.11.4. Tablo 2.10 ve 2.11'de Bulunan Sonuçların Özeti	70
2.11.5. Flapların Açık Olduğu Durumdaki Yükler ..	70
2.11.5.1. $V_{Fmin} = 90$ mph ve $n_{flap} = 2.2$. Hali	70
2.11.5.2. $V_{Fmin} = 90$ mph ve $n_{flap} = 0$ Hali	74
2.11.6. Kanatçıkların Açık Olması Durumundaki Yükler	74
2.11.7. Tablo 2.13-14-15 ile İlgili Hesapların Sonuçlarının Özeti	83
SONUÇLAR VE ÖNERİLER	86
KAYNAKLAR	87
EKLER	88
EK-A	89
EK-B	90
ÖZGEÇMİŞ	91

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
Re	: Reynolds sayısı
V_i	: İniş hızı
V_s	: Stol hızı
C_{L_i}	: İniş hali taşıma katsayısı
C_{L_i}	: Dizayn taşıma katsayısı
ΔC_L	: İlave taşıma katsayısı
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
P_R	: Yerel yük katsayısı
S	: Basınç katsayısı
α_i	: Dizayn hucüm açısı
α_i	: Tespit açısı

v	: Sıfır taşımada simetrik profilin yüzeyi üzerindeki yerel hız
Δv	: Kamburluktan dolayı profil üst yüzeyindeki yerel hızdaki artış
Δv_a	: Hucüm açısından dolayı profilin yüzeyi üzerindeki yerel hızdaki artış
E	: Flap veterinin kanat veterine oranı
$C_{n_{b_s}}$	: Flap açılmasından kaynaklanan temel normal kuvvet artış katsayısı
$C_{n_{a_s}}$	: Flap açılmasından kaynaklanan ilave normal kuvvet artış katsayısı
P_{a_s}	: Ek yük dağılımındaki artış
P_{b_s}	: Temel yük dağılımındaki artış
G	: Moment kolu
τ_n, τ_m	: Türbülans faktörleri

ÖZET

Bu yüksek lisans çalışmasında, hafif, pervaneli bir uçağın kanadına çeşitli uçuş hallerinde gelen aerodinamik yükler ve bu yüklerin dağılımlarının tesbiti yapılmıştır. Hesaplarda, pazmany'nin hafif, pervaneli uçaklar için geliştirmiş olduğu dizayn metodu takip edilmiştir.

Dış boyutlar ve ağırlık kalemleri belirlenmiş olan uçağın, hizmet ömrü boyunca çeşitli uçuş hallerinde maruz kalabileceği sınır yükleri ihtiva eden V-n manevra zarfı çizilmiştir. V-n manevra zarfının çeşitli noktalarına tekabül eden yükleme halleri göz önüne alınarak, nervür, kanatçık gibi kanat elemanları üzerindeki yük dağılımı ve zorlamalar incelenmiştir.

Hesaplarda kompleks denklemler yerine, dizaynı yapılan uçağın özelliklerine yakın performanslara sahip uçakların istatistikî bilgilerinden ve havacılık nizamnamelelerinden faydalanılmıştır.

THE ANALYSIS OF THE WING LOADS OF A LIGHT AIRPLANE

SUMMARY

The most difficult problem in designing an airplane is to find a guide that shows step by step the sequence in which the different problems have to be approached and solved.

In this thesis, the analysis of the load on the wing of a light airplane has been done by using pazmany's Design Method. In every phase of the calculations, modern aerodynamic and structural data were applied. No higher mathematics were used only the four basic algebra operations, along with many graphs and diyagrams.

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 dimensions and the weights of the airplane have had to be determined before being started to the aerodynamic calculations. The general characteristics of the airplane are as follows;

- Specific Use : Trainer, two place
- Fuselage : Type of construction; Semimonocoque, Basic structural material; aluminum alloy, Skin Material; aluminum alloy
- Wing : Type of construction; cantilever Shape; rectangular, Location; low, airfoil; NACA 632615, Aspect ratio; 7.592, Area; 105.4 Sq.ft; High lift device; Plain flaps
- Power Plant : Type; Opposed air-cooled 90-95 Hp, tank location; wing tips.
- Landing Gear : Type; Tricycle, fixed
- Weight : Empty; 674 lb., Gross; 1200 lb
- Desired Performance: Range; 400 miles, service Ceiling; 14000 ft

The airplane to be designed is in the utility category. The 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, spins, stalls (except whip stalls)

lazy eights, and chandelles.

Relatively few components are affected by the higher load factor due to the acrobatic maneuvers, while a great part of the structure is dimensioned by minimum practical gauges. Thus, with a small weight penalty, used to "beef-up" some critical parts such as the wing spar, the airplane can be designed to meet the requirements imposed by the "Acrobatic" category instead of the "Utility". The additional strength also covers future possibilities of increasing the engine powers.

The semi-monocoque construction has been selected, as the type of construction of the fuselage. The semi-monocoque 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 stress 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 has been used for all the structural parts. The uniformity in quality is better than plywood or spruce. With a metallic skin, the expensive fabric finishing is eliminated, not only as an initial investment but also at the periodical overhaul.

Some aerodynamic and manufacturing advantages can be obtained, when the aluminum alloy is used for all the structural parts. 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 airflow, at least 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. The construction of an all-metal small airplane does not require a big investment in tooling or machinery. Double curved parts much and can be avoided, but single curvature instead of flat panels is panels is desired to reduce oil canning and improve stiffness.

The most dangerous parts of every flight probably are the 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.

From aerodynamic viewpoints, the fuselage cross-sectional area of a low wing airplane could be made smaller than of a high wing; the occupants could be seated over the wing. The main landing gear struts in a low wing airplane can be very short if they are attached to the wing spar. This represents a minimum weight and parasite drag. The wing spar does not need to be strengthened to take the landing gear loads because the air loads are critical. In view of these considerations, it was decided to use low wing for the airplane to be designed.

In view of structural and aerodynamic considerations the airfoil selection has been done. The weight of a beam which has to carry a certain bending moment is inversely proportional to the square of the depth of the beam. Therefore, the thickest air foil will house the deepest beam, and this in turn will result in the lightest construction. The lift force in an airfoil is approximately located at 30 per cent of the cord. If the maximum thickness is also at 30 per cent, obviously this will be the ideal location for the main spar.

As the high lift device, flaps have been used. From a constructional view point, it is easier to make the wing with flaps than without them. An advantage of wing flaps is the increase in drag, resulting in a steeper glidepath.

The newest "laminar type" airfoils have been used in high performance airplanes and gliders all over the world. The characteristics of low drag airfoils are no worse than those of conventional airfoils and, if sufficient care is taken with the surface condition, definitive advantages are associated with their use. 632615 airfoil has been chosen by comparing to others. At higher section lift coefficient, the 632615 has low drag. Another reason in the selection is that the 632615 got high section lift coefficient; therefore, landing speed without flap is slightly reduced. The 632615 has got a great moment coefficient which results in a proportionally large trim drag. This is the main disadvantage using this airfoil.

In chapter 2, the aerodynamic loads which act on the airplane in the different flight condition have been calculated and their distributions have been drawn. The V-n diagram which represents the limit flight load factors and limit flight conditions was drawn.

Symmetrical flight conditions have been investigated for two different conditions: flap retracted and flap extended. In flap retracted condition, all loads were calculated for one side of the airplane. Normal loads and torsional moments distribution have been assigned. In flap extended conditions, normal loads and torsional moments distribution have been assigned, too.

In unsymmetrical flight conditions, air loads act on the wing unsymmetrically. The wing and wing carry-through structure have been designed for 100 % of condition point "A" in V-n diagram on one side of the plane of symmetry and 60 % on the other opposite side. normal loads and torsional moments spanwise distribution have been assigned.

In the other unsymmetrical flight conditions, the wing and wing carry-through structure have been designed for the loads resulting from a combination of 75 % of positive maneuver wing load on both sides of the plane of symmetry combined with the maximum wing torsion resulting from aileron displacement. The determination of critical aileron displacement has been done.

The loads on the ribs have been investigated for different conditions. Chordwise load distributions have been assigned. In flap retracted condition, the ribs have been investigated for loads at points A-D-E and G in the V-n diagram. The pressure distribution on the airfoil has been drawn. The areas under the pressure distribution diagrams represent the total load on the rib. The same calculations have been done for the flap extended conditions and the aileron deflected conditions.

In the flap extended condition, the loads on the ribs have been investigated for two different conditions; $V_{Fmin} = 90$ mph, $n_{flap} = 0$ and $V_{Fmin} = 90$ mph $n_{flap} = 2.2$. In the aileron deflected condition, the ribs have been investigated for loads at points "A" in the V-n diagram. In the analysis of the pressure distribution at these conditions, the theory of wing section has been used.

The theory of thin wing section shows that the load

distribution of a thin section may be considered to consist of a basic distribution at the ideal angle of attack and an additional distribution proportional to the angle of attack. The first load distribution is a function only of the shape of the thin wing section or of the mean-line geometry. The second load distribution results from changing the angle of attack.

The velocity distribution about the wing section is considered to be composed of three separate and independent components as follows

- The distribution corresponding to the velocity distribution over the basic thickness form at zero angle of attack.

- The distribution corresponding to the load distribution of the mean line at its ideal angle of attack.

- The distribution corresponding to the additional load distribution associated with angle of attack.

The local load at any chordwise position is caused by a difference of velocity between the upper and the lower surfaces. It is assumed the velocity increment on one surface is equal to the velocity decrement on the other surface.

BÖLÜM 1. GİRİŞ

Bir uçağın dizayn hesaplarında, dış boyutların ve ağırlık kalemlerinin tesbiti ilk adımı oluşturur. Daha sonra bu değerlere bağlı olarak aerodinamik yüklerin analizi yapılır. Aerodinamik hesaplardan elde edilen sonuçlar, dizayn hesaplarının son safhasını oluşturan yapısal mukavemet hesaplarında kullanılır [1].

Bu tez çalışması 2 kişilik, hafif, piston pervane motorlu, kısa menzilli bir uçağın aerodinamik hesaplarının bir kısmını oluşturmaktadır. Aerodinamik hesapları yapabilmek için başlangıçta dış boyutların ve ağırlık kalemlerinin bilinmesi gerekir.

Dış boyutların ve ağırlıkların belirlenmesi bir tez konusu oluşturacak kadar kapsamlı olduğundan, bu hesaplara bu tezde girmek mümkün olmamıştır. Hesaplar için gerekli değerler, dizaynı yapılan uçağa benzer uçakların istatistikî değerlerinden istifa edilerek belirlenmiştir.

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 : NACA 63₂615 profili
Açıklık oranı : 7.592 (yakıt tankı dahil)
Alan : 105.4 ft²
Fazla taşıma tertibatları : Düz flaplar

1.1.3. Güç Grubu

Tipi : Hava soğutmalı
Maksimum daimi güç: 90 Hp
Kalkış gücü : 95 Hp
Yakıt tankları : Kanat uçlarında

1.1.4. İniş Takımları

Tipi : Burun tekerlekli, sabit

1.1.5. Ağırlıklar

Boş ağırlık : 674 lb
Gros ağırlığı : 1220 lb

1.1.6. İstenen Performanslar

Menzil : İstanbul-Antalya arası, meydan üzerinde gerektiğinde tur atabilme, ve yine gerektiğinde yedek meydana gidebilme gibi zorlayıcı şartlar göz önüne alınarak toplam menzil 400 mil
Uçuş Tavanı : 14000 ft

BÖLÜM 2.. AERODİNAMİK YÜKLERİN HESABI

2.1. Giriş

Bu bölümde çeşitli uçuş hallerinde uçağa ve bazı uçak parçalarına etkiyen aerodinamik yükler ile bunların dağılımları hesaplanacaktır. Dizaynı yapılacak olan uçak, [2] no-lu referansın genel maksatlı uçaklar kategorisinden faydalanılarak, maksimum dizayn ağırlığında hesaplanacaktır. Hava yüklerini tayin edebilmek için, aynı referansın Ek-A kısmından yararlanılacaktır.

2.1.1. Dizayn Ağırlıkları

Dizayn maksimum ağırlığı= 1220 lb (seçildi)

Dizayn min. ağırlığı = 1200 lb (Kabul)

Dizayn iniş ağırlığı = 1200 lb (Kabul)

2.2. Seçilmiş Olan Continental C90-12F motoruna Ait Performanslar

Uçağın azami yatay hızı :

$$V_H = 127 \text{ mph}$$

Seyehat hızı:

$$V_C = 110 \text{ mph}$$

İniş hızı :

$$V_i = 57.5 \text{ mph}$$

Yukarıdaki performans değerleri, dizaynı yapılacak uçakla aynı motoru haiz benzer birkaç uçağın değerleri göz-önüne alınarak seçilmiştir.

2.3. Minimum Dizayn Hızları

[2] nolu referansın Ek-A kısmından genel maksatlı uçak kategorisi için Tablo 1' den $n_1=4.4$ alınmıştır. Buna göre dizayn manevra kanat yüklemesi,

$$n_1 \cdot \frac{W}{S} = \frac{4.4 \cdot 1220}{105.4}$$

$$n_1 \cdot \frac{W}{S} = 50.93 \text{ lb/ft}^2$$

olarak bulunur.

Flap açık minimum dizayn hızı aynı referanstan,

$$V_{F_{\min}} = [11.0] \cdot \sqrt{n_1 \cdot \frac{W}{S}} \quad (\text{knot}) \quad (2.1)$$

formülü ile hesaplanır. Buna göre sözkonusu hız,

$$V_{F_{\min}} = 78.50 \text{ knot} = 90.35 \text{ mph}$$

$$V_{F_{\min}} \cong 90 \text{ mph}$$

alınabilir.

Minumum dizayn manevra hızı, aynı referansta,

$$V_{A_{\min}} = [15] \cdot \sqrt{n_1 \cdot \frac{W}{S}} \quad (\text{knot}) \quad (2.2)$$

formülü ile verilmiştir. Buna göre minimum dizayn manevra hızı,

$$V_{A_{\min}} = 107 \text{ knot} = 123 \text{ mph}$$

olarak bulunur.

Minimum dizayn seyahat hızı ise benzer şekilde,

$$V_{C_{\min}} = [17] \cdot \sqrt{n_1 \cdot \frac{W}{S}} \quad (\text{knot}) \quad (2.3)$$

olarak verilmiştir. Bu hız da,

$$V_{C_{\min}} = 121 \text{ knot} = 140 \text{ mph}$$

olarak bulunur. Söz konusu referansın bir şartı olarak, V_C değeri deniz seviyesinde elde edilen $0.9 \cdot V_H$ değerini geçme^{min} melidir. V_H değeri seçildiğine göre,

$$0.9 \cdot V_H = 0.9 \cdot 127 = 114.3 \text{ mph}$$

olarak hesaplanır. Hesapları basitleştirmek için,

$$V_{C_{\min}} = V_{A_{\min}} = 123 \text{ mph}$$

alınması uygundur.

Yine aynı referansa göre minimum dizayn dalış hızı,

$$V_{D_{\min}} = [24] \cdot \sqrt{n_1 \cdot \frac{W}{S}} \quad (\text{knot}) \quad (2.4)$$

şeklindedir. Buradan,

$$V_{D_{\min}} = 171 \text{ knot} = 197 \text{ mph}$$

olarak bulunur.

Asla aşılmayan hız ise,

$$V_{NE} = 0.9 \cdot V_{D_{min}} \quad (2.5)$$

olarak aynı referansta verilmiştir. Buna göre asla aşılmayan hız,

$$V_{NE} = 177 \text{ mph}$$

olarak hesaplanır.

2.4. Uçuş Sınır Yük Katsayıları

[2] nolu referansın Ek-A kısmındaki Tablo 1 ve Şekil 1.7' den aşağıdaki yük katsayısı değerleri genel maksatlı kategorideki bir uçak için elde edilebilir. Buna göre,

Pozitif manevra yük katsayısı,

$$n_1 = 4.4$$

Negatif manevra yük katsayısı,

$$n_2 = -0.5 \cdot n_1 = -2.2$$

şeklindedir.

V_C seyehat hızında + 30 ft/sn lik sağnağa maruz kalan uçağın sınır yük katsayısı şu şekilde bulunur:

$$K = \frac{V_{C, \text{seçilen}}}{V_{C_{min}}} = \frac{123}{114.3} \approx 1.08$$

[2] Nolu referansın Ek-A kısmında Şekil 1' den n_3/n_1 oranı $K = 1.08$ ve $n_1 \cdot \frac{W}{S} = 50.93 \text{ lb/ft}^2$ değerleri için $n_3/n_1 = 1$ olarak okunur. Buradan,

$$n_3 = n_1 = 4.4$$

V_C seyehat hızında - 30 ft/sn'lik sağnağa maruz uçağın sınır yük katsayısı ise benzer şekilde, referansın 2 nolu şeklinden

$$n_4 = -2.2$$

olarak okunur.

Flap açık dizayn hızında, flaplar tamamen açılmış haldeki pozitif sınır yük katsayısı, aynı referansta

$$n_{\text{flap}} = 0.5 \cdot n_1$$

olarak verilmiştir. Buna göre,

$$n_{\text{flap}} = 2.2$$

şeklindedir.

Flap açık dizayn hızında, flaplar tamamen açılmış haldeki sıfır yük katsayısı

$$n_{\text{flap}} = 0$$

olarak aynı referanstan alınmıştır. Bu halde kanat üzerindeki düşey aerodinamik yük sıfır olacaktır.

2.5. Kanat Aerodinamik Karakteristikleri

2.5.1. Taşıma Katsayısı

$Re = 6000000$ ve standart pürüzlülükteki 63₂615 profili için taşıma eğrisi [3] nolu referanstan yeniden elde edilir; çünkü bu eğri negatif $C_{L_{\text{max}}}$ değerine ulaşmadığından, $C_{L_{\text{max}}} = -1$ değerine kadar keyfi olarak uzatılır.

Flap açık durumdaki ilave taşıma katsayısı,

$$C_L = 0.792$$

olarak istatistiklerden seçildi.

2.5.2. Profil Sürükleme Katsayısı

$Re = 6000000$ ve standart pürüzlülük için, $C_{d_{min}}$ değeri [3] nolu referanstan yeniden elde edilir.

Şekil 2.2' deki eğri keyfi olarak taşıma katsayısı değerlerinin daha büyük ve daha küçük değerlerine uzatılır. Bu eğri ileriki hesaplarda düzeltme yapmaksızın kullanılacaktır.

2.5.3. Profil Moment Katsayısı

2.5.3.1. Düz Profil (Flap Kapalı)

[3] nolu referanstan aerodinamik merkez etrafındaki moment katsayısı,

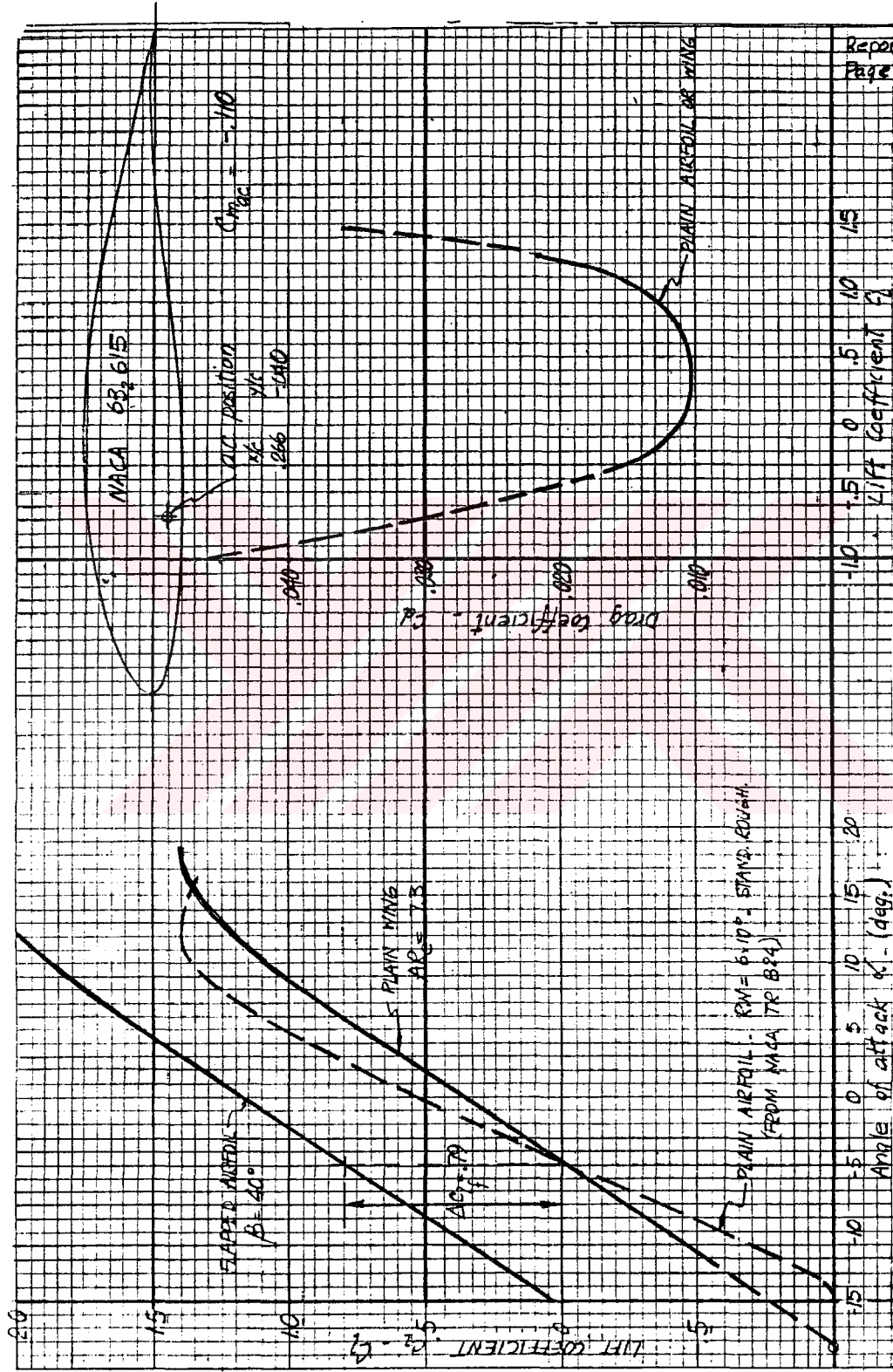
$$C_{m_{a.c}} = -0.110$$

alınmıştır. $Re = 6000000$ için aerodinamik merkezin yeri

$$\frac{x}{c} = 0.266$$

$$\frac{y}{c} = -0.040$$

şeklindedir.



Şekil : 2.1. Hücüm Açısı İle Taşıma Katsayısının Değişimi
 Şekil : 2.2. NACA 63,615 Profilinde Taşıma Katsayısı İle Sürükleme Katsayısının Değişimi

2.5.3.2. Flap Açık Profil

Flabın açılmasından dolayı yunuslama moment katsayısında meydana gelen artış [4] nolu referanstan alınan formül ve veriler yardımıyla hesaplanacaktır.

$$\frac{\Delta C_{mr}}{\Delta C_L} = J_1 (c_f/c) \quad (2.6)$$

$c_f/c = 0,25$ değeri için $J_1 = -0,270$ olarak referanstan alınmıştır. Buna göre,

$$\Delta C_{mr} = -0,270 \cdot 0,79 = -0,211$$

olarak bulunur.

Flap açık profilin yunuslama momenti

$$C_{m_{a.c.f}} = C_{m_{a.c}} + \Delta C_{mr} \quad (2.7)$$

$$C_{m_{a.c.f}} = -0,110 + (-0,211) = -0,321$$

şeklindedir.

Profil sürekleme katsayısındaki artış [4] nolu referansın 11 nolu sayfasında verilen Şekil 10.a ve b' deki veriler yardımıyla hesaplanır.

$$\Delta C_{D_o} = \delta_1 (c_f/c) \cdot \delta_2 (\beta) \quad (2.8)$$

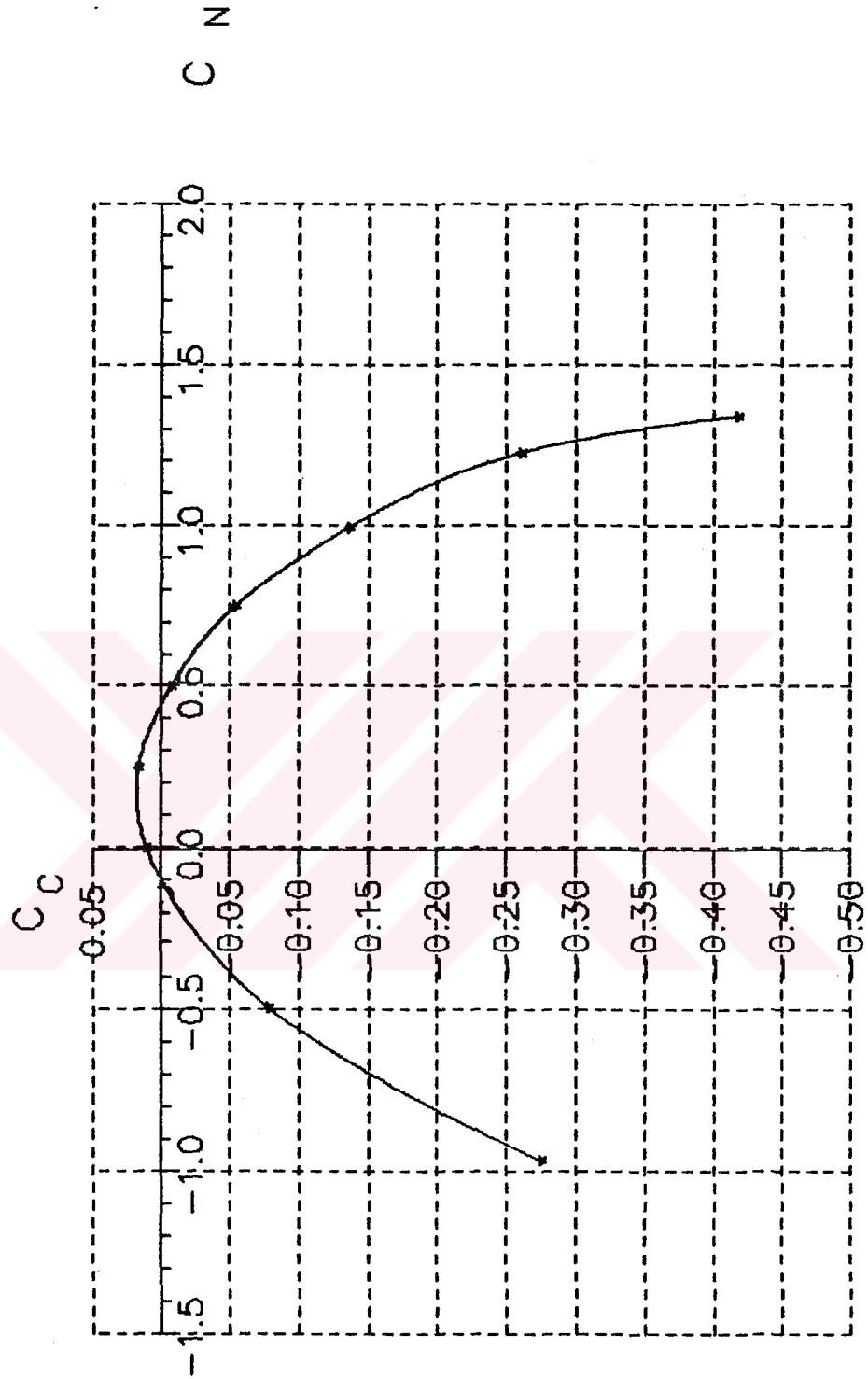
$\frac{c_f}{c} = 0,25$ için referansın Şekil 10.a' sından $\delta_1 = 1.35$ ve $\beta = 40^\circ$ için Şekil 10.b' sinden $\delta_2 = 0.086$ değerleri okunmuştur. Buna göre,

$$\Delta C_{D_o} = 1.35 \cdot 0.086 = 0,116$$

olarak bulunur.

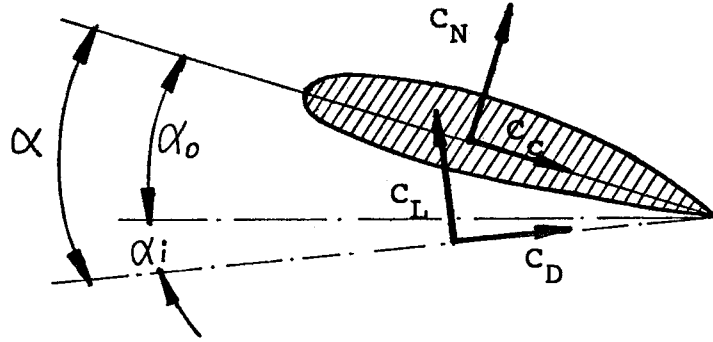
Tablo 2.1. Düzeltilmiş Profil Karakteristikleri ve Katsayıları

1	C_L	-1.00	-0.50	0.00	0.25	0.50	0.75	1.00	1.25	1.40
2	a_0 (Şekil 4.1 ' den)	-18.5	-11.5	-5.0	-1.5	2.0	5.0	8.6	13.0	18.5
3	$a_i = (18.24 \cdot C_L) / A$	-2.40	-1.20	0.00	0.60	1.20	1.80	2.40	3.00	3.36
4	$a = a_0 + a_i$	-20.90	-12.70	-5.0	-0.90	3.20	6.80	11.00	16.00	21.86
5	C_a (Şekil 4.2 ' den)	0.046	0.022	0.011	0.010	0.010	0.011	0.014	0.022	0.030
6	$C_{Di} = C_L^2 / (\pi \cdot A)$	0.042	0.010	0.000	0.003	0.010	0.024	0.042	0.066	0.082
7	$C_D = (5) + (6)$	0.088	0.033	0.011	0.013	0.020	0.035	0.056	0.088	0.112
8	$\cos \alpha = \cos (4)$	0.934	0.976	0.996	0.999	0.998	0.993	0.982	0.961	0.928
9	$\sin \alpha = \sin (4)$	-0.357	-0.220	-0.087	-0.016	0.056	0.119	0.191	0.276	0.373
10	$C_L \cdot \cos \alpha = (1) \cdot (8)$	-0.934	-0.488	0.000	0.250	0.499	0.745	0.982	1.201	1.299
11	$C_D \cdot \sin \alpha = (7) \cdot (9)$	-0.031	-0.007	-0.001	-0.0002	0.0011	0.004	0.0107	0.024	0.042
12	$C_W = (10) + (11)$	-0.965	-0.495	-0.001	0.249	0.500	0.749	0.993	1.225	1.341
13	$C_L \cdot \sin \alpha = (1) \cdot (9)$	0.357	0.110	0.300	-0.004	0.028	0.089	0.191	0.345	0.522
14	$C_D \cdot \cos \alpha = (7) \cdot (8)$	0.082	0.032	0.011	0.013	0.021	0.035	0.055	0.085	0.104
15	$C_E = (14) - (13)$	-0.275	-0.078	0.011	0.017	-0.007	-0.054	-0.136	-0.260	-0.418



Şekil 2.3. $C_C - C_N$ Diyagramı

2.6. Düzeltilmiş Profil Karakteristikleri ve Katsayıları (A =7.592)



Şekil: 2.4. Kanat Profili Üzerindeki Kuvvet Katsayıları

Tablo 2.1' den C_C ile C_N arasındaki değişim bulunabilir. Şekil 2.3' de bu değişim gösterilmiştir.

2.7. V-n Diyagramı

$n=+4.4$ değerine kadar pozitif manevra zarfı

$$n = C_{N_{\max}} \cdot \frac{\rho \cdot S \cdot v^2}{2 \cdot W} \quad (2.9)$$

$$C_{N_{\max}} = 1.3408 \text{ ve } \rho = 0.002378 \text{ lb. sn}^2/\text{ft}^4$$

değerleri için,

$$n = 1.3408 \cdot \frac{0.002378 \cdot 105.4 \cdot (1.467)^2 v^2}{2 \cdot 1220}$$

yazılabilir.

Buradan

$$n = 0.00030 \cdot v^2 \text{ bulunur.}$$

$n = -2.2$ değerine kadar ise negatif manevra zarfı söz konusudur.

$C_{N_{max}} = -0.965$ için aynı işlem yapılırsa, negatif kısım için,

$$n = -0.00021 \cdot V^2$$

elde edilir. Tablo 2.2'de çeşitli hızlar için pozitif ve negatif yük katsayıları değerleri gösterilmiştir.

Tablo: 2.2. Çeşitli Hızlara Tekabül Eden Yük Katsayıları

V (mph)	V ²	+n	-n
50	2500	0.75	0.53
75	5625	1.69	1.18
90	8100	2.43	1.70
100	10000	3.00	2.10
110	12100	3.63	2.54
120	14400	4.32	3.02
130	16900	5.07	3.55
140	19600	5.88	4.12
150	22500	6.75	4.73

2.8. Simetrik Uçuş Şartları

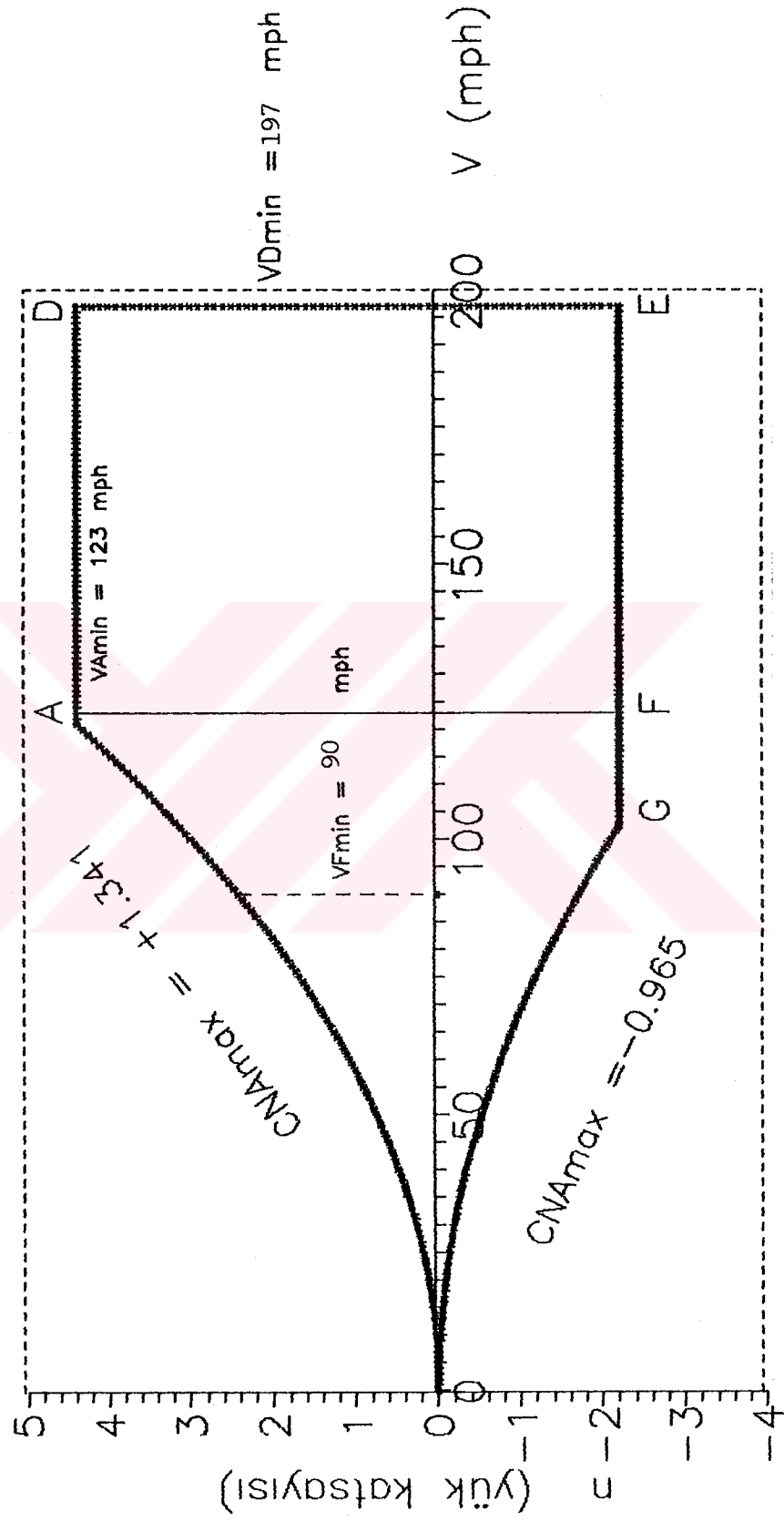
2.8.1. Flaplar kapalı

Bütün yükler uçağın bir tarafı için hesaplanır. Aerodinamik merkezin yeri [3] nolu referanstan,

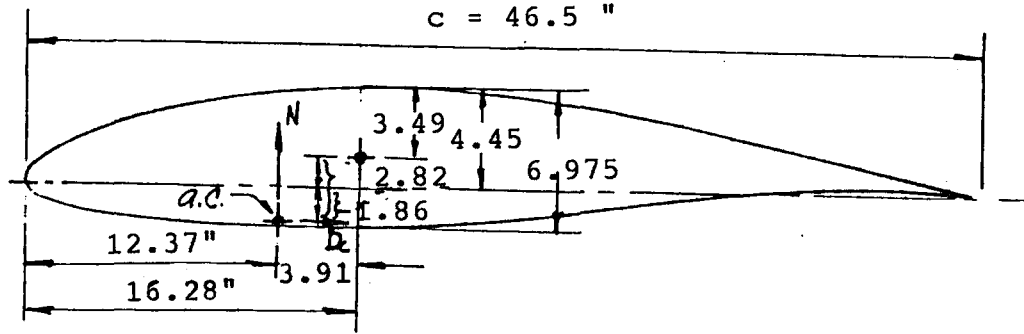
$$\frac{x}{c} = 0.266 \quad x = 0.266 \cdot 46.5 = 12.37 \text{ inç}$$

$$\text{ve } \frac{y}{c} = -0.040 \quad y = -0.040 \cdot 46.5 = -1.86 \text{ inç}$$

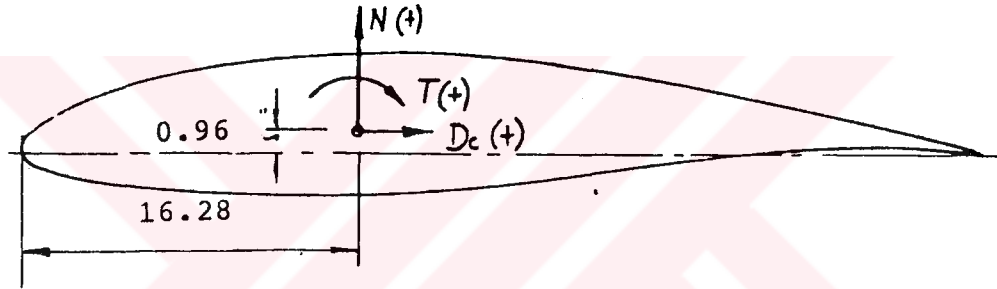
olarak bulunur.



Şekil 2.5. V-n Manevra Zarfı



Şekil: 2.6. Profilin Geometrik Özellikleri



Şekil: 2.7. Aerodinamik Yüklerin Profil Üzerindeki Etki Noktaları

Kanat alanı $S = 105.4 \text{ ft}^2$ olarak bulunmuştu. Simetrik uçuş olduğundan, kanat alanının yarısı dikkate alınır.

$$\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot \frac{S}{2} = 0.00256 \cdot \frac{105.4}{2} = 0.135$$

Pozitif uçuş hali için [5] nolu referansın Ek-A kısmında

$$N = \frac{n \cdot W}{2} \cdot 1.05 \quad (2.10)$$

denklemleri verilmiştir. Buna göre N,

$$N = \frac{4.4 \cdot 1220}{2} \cdot 1.05 = 2818 \text{ lb}$$

olarak hesaplanır. Aynı referansta, negatif uçuş hali için,

$$N = \frac{n \cdot W}{2} \cdot 1.00 \quad (2.11)$$

denklemleri verilmiştir. $n = -2.2$ ve $W = 1220$ lb değerleri için aynı şekilde (2.11) denkleminde,

$N = -1342$ lb olarak bulunur.

Pozitif ve negatif uçuş hallerinde:

$$D_C = C_C \left(\frac{1}{2} \cdot \int \cdot \frac{S}{2} \right) \cdot v^2 = C_C \cdot 0.135 \cdot v^2 \quad (2.12)$$

$$T = C_T \left(\frac{1}{2} \cdot \int \cdot \frac{S}{2} \right) \cdot v^2 = C_T \cdot 0.135 \cdot v^2 \quad (2.13)$$

Lonjörünü burmaya çalışan moment ise,

$$T = M_{a.c} + 3.91 \cdot N - 2.82 \cdot D_C \quad (2.14)$$

şeklindedir. Buradan C_T ,

$$C_T = 46.5 \cdot C_{m_{a.c}} + 3.91 \cdot C_N - 2.82 \cdot C_C$$

$C_{m_{a.c}} = -0.110$ değeri yerine konulursa,

$$C_T = -5.115 + 3.91 \cdot C_N - 2.82 \cdot C_C \quad (2.15)$$

şeklinde bulunur. (2.15) denklemindeki C_N katsayısı ise,

$$C_N = \frac{n \cdot W}{\frac{1}{2} \cdot \int \cdot S \cdot v^2} \quad (2.16)$$

şeklinde olup,

$$n = 4.4 \text{ değeri için } C_N = \frac{19895}{V^2}$$

$$\text{ve } n = -2.2 \text{ değeri için ise } C_N \cong -\frac{9948}{V^2}$$

şeklindedir. Bulunan bu değerler Tablo 2.4'de kanat üzerindeki net burulma momentinin bulunmasında kullanılacaktır.

2.8.1.1. Kanat Ucu Tanklarından Dolayı Meydana Gelen Aerodinamik Burulma Momenti

Kanat ucu tanklarından dolayı meydana gelen aerodinamik burulma momenti M_T , [6] nolu referansta 2 ayrı momentin toplamı şeklinde verilmiştir.

$$M_T = M_1 + M_2 \quad (2.17)$$

Burada

$$M_1 = 2 \cdot k \cdot q \cdot \alpha \cdot V_O \cdot 12 \quad (2.18)$$

ve

$$M_2 = 0.4 \cdot L_5 \cdot C_t \quad (2.19)$$

şeklindedir. (2.18) denkleminde,

V_O : Yakıt tankının hacmi olup 15 galon = 2ft³ tür.

L : Yakıt tankının uzunluğu = 63 inç

D : Yakıt tankının ortalama çapı = 11.6 inç

$$\frac{L}{D} = \frac{63}{11.6} = 5.4 \text{ oranı için [6] nolu referanstan } k \text{ ora-}$$

nı, $k = 0.850$ olarak alınmıştır. Buna göre M_1 ,

$$M_1 = 2 \cdot 0.85 \cdot q \cdot \alpha_{rad} \cdot 2 \cdot 12$$

$$M_1 = 40.8 \cdot q \cdot \alpha_r \text{ (lb.inç)} \quad (2.18.a)$$

Burada,

α : radyan olarak hücum açısı

$q : \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 = 0.00256 \cdot v^2$ dinamik basınç olup v (mph) cinsindendir.

(2.19) denklemindeki L_5 tank üzerindeki toplam taşıma olup, tablo 2.5' den okunacaktır. c_t ise uç veteridir Buna göre M_2 momenti,

$$c_t = 46.5 \text{ inç değeri yerine konularak,}$$

$$M_2 = 18.6 \cdot L_5 \text{ (inç.lb)} \quad (2.19.a)$$

şeklinde bulunur. Tablo 2.3' de kanat ucu tanklarından dolayı meydana gelen aerodinamik burulma momentleri, manevra zarfının çeşitli noktaları ve A noktasındaki zorlamanın % 60'ı için hesaplanmıştır. Tablo 2.3' de ki L_5 değerleri, tablo 2.5' den alınmıştır. Dolayısı ile L_5 satırı Tablo 2.5 yapıldıktan sonra bulunmuştur.

$n=0$, $V_F = 90$ mph noktasındaki tank üzerindeki toplam taşıma $L_5^{\min}$, kanadın flapsız kısmı için yükün açıklık boyunca dağılımını eşit aralıklara bölerek elde edilir.

$n = + 4.4$ için yük, Tablo 2.5' den 1019 lb olarak alınır ve Tablo 2.7' den düz kısım (flapsız kısım) için $N = 210$ lb olarak alınır, bahsedilen halde tank üzerindeki toplam taşıma,

$$L_5 = \frac{-210 \cdot 51}{1019} = -10.51 \text{ lb}$$

olarak bulunur.

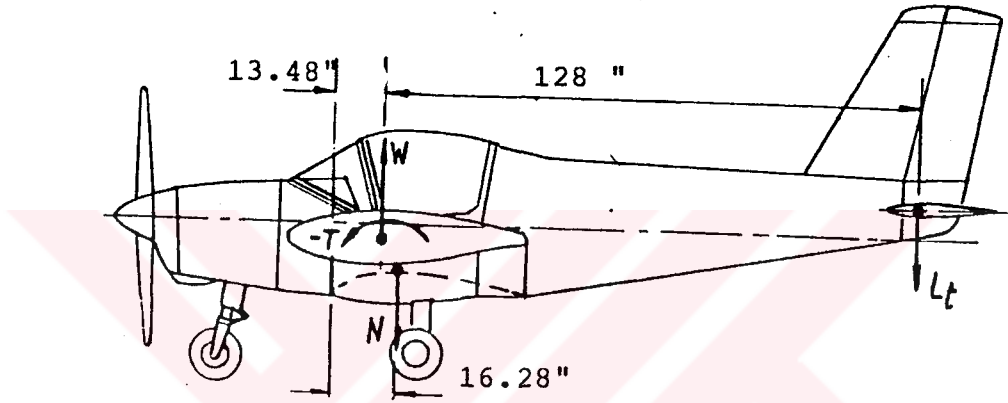
$M_T = -32626 \cdot 2 = -65252$ lb. inç değerindeki maksimum kuyruk yükünün hesabı:

Hücum kenarından itibaren ağırlık merkezinin en geri noktası 13.48 inç olarak daha önce bulunmuştu. Ataletten

dolayı oluşan yunuslama momenti şu şekildedir:

$$2.N. (16.28 - 13.48) = 2.1346 \cdot 2.8 = 7538 \text{ lb. inç}$$

Buradaki N kuvveti, kanat üzerindeki net burulma momenti M_T ' nin maksimum olduğu yerdeki kuvvettir.



Şekil: 2.8. Kuyruk yükü ile Uçak Ağırlık Merkezinin Arasındaki Mesafenin Uçak Üzerindeki Görünüşü

Net yunuslama momenti:

$$\begin{array}{r} -65252 \\ + 7538 \\ \hline -57714 \text{ lb. inç} \end{array}$$

Buradan kuyruk yükü l_t ,

$$l_t = \frac{-57714}{128} = -451 \text{ lb olarak bulunur.}$$

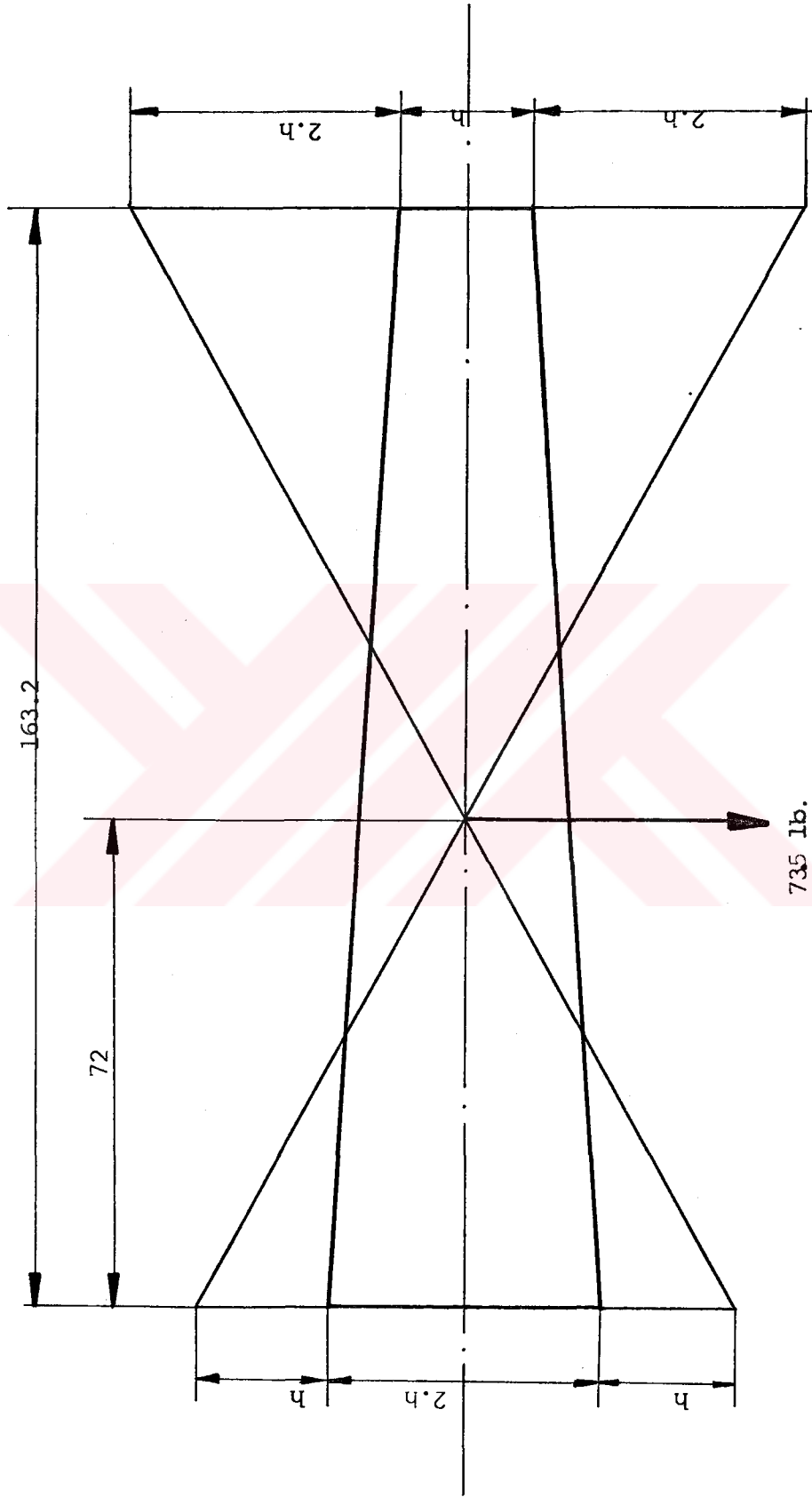
Tablo 2.3. Kanat Ucu Yakıt Tankından Dolayı Meydana
Gelen Aerodinamik Burulma Momentleri

n	+4.4	+4.4	-2.2	-2.2	-2.2	+2.2	0	360 . 4.4
V-n noktaları	A	D	K	F	G	V _{min}	V _{min}	A
V	123	197	197	123	102	90	90	123
V ²	15129	38809	38809	15129	10404	8100	8100	15129
C _m	1.341	0.513	-0.257	-0.658	-0.965	-	-	0.789
α (derece)	18.5	2.0	-8.4	-14	-18.5	7.96	-11.8	6.0
α (radyan)	0.32	0.035	-0.15	-0.24	-0.32	0.139	-0.206	0.105
q	38.7	99.4	99.4	38.7	26.6	20.7	20.7	38.7
M ₁ =40.8 . q . ar	505	142	-608	-379	-347	117	-174	166
L _s	51	51	-25.5	-25.5	-25.5	-25.5	-10.51	30.6
M ₂ =18.6 . L _s	949	949	-474	-474	-474	-474	-196	569
M _T =M ₁ +M ₂	1454	1091	-1082	-853	-821	591	-370	735

Tablo 2.4. Kanat Üzerindeki Net Burulma Momentleri

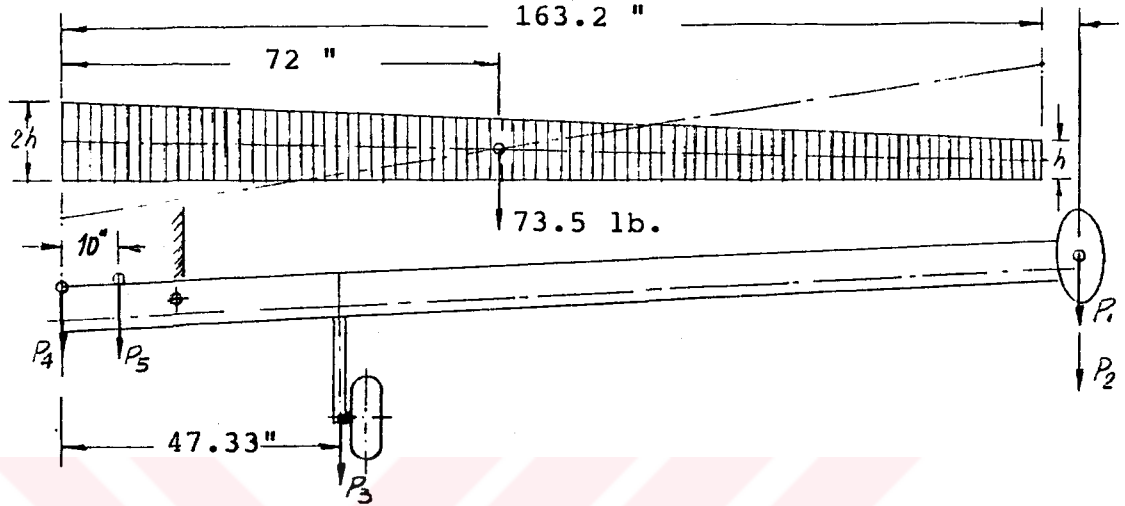
1	n1	+ 4.4		- 2.2		
2	V-n noktaları	A	D	E	F	G
3	V	123	197	197	123	102
4	V ²	15129	38809	38809	15129	10404
5	C _w =19895/V ² C _w = -9946/V ²	1.341	0.513	-0.257	-0.658	-0.965
6	3.91 . C _w	5.243	2.006	-1.005	-2.573	-3.773
7	C _c (Şekil 4.3 'den)	-0.418	-0.010	-0.035	-0.135	-0.275
8	2.82 . C _c	-1.179	-0.028	-0.099	-0.381	-0.776
9	C _r = -5.115 + 3.91 . C _w - 2.82 . C _c	1.307	-3.081	-6.021	-7.307	-8.112
10	0.135 . V ²	2042	5239	5239	2042	1405
11	N = C _w . 0.135 . V ²	2738	2688	-1346	-1344	-1356
12	D _c = C _c . 0.135 . V ²	-854	-52	-183	-276	-386
13	T = C _r . 0.135 . V ²	2669	-16141	-31544	-14921	-11397
14	Burulma (Tablo 4.3. ' den)	1454	1091	-1082	-853	-821
15	Kanat üzerindeki net burulma	4123	-15050	-32626	-15774	-12218

14. Satırdaki kanat ucu yakıt tanklarından dolayı meydana gelen burulma momentleri Tablo 4.3.'den okunmuştur. 15. satırdaki kanat üzerindeki net burulma ise 13 ve 14'üncü satırların toplamıdır.



Şekil : 2.9. Kanat Üzerindeki Atalet Yüklerinin Yerinin Belirlenmesi

2.8.1.2. Kanat Üzerindeki Atalet Yükleri



Şekil: 2.10. Kanat Üzerindeki Atalet Yükleri

YAYILI YÜKLER

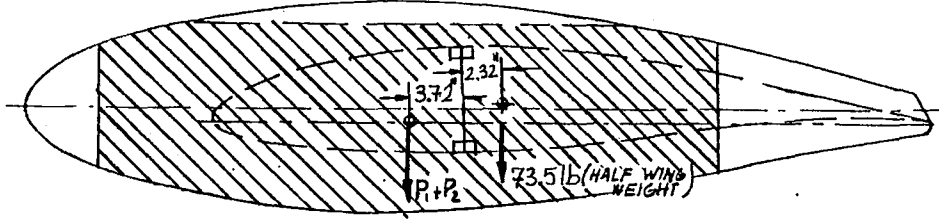
Kanat ağırlığı	: 135 lb
Kanatçık kontrol mekanizması	: 10 lb
Yakıt boruları	: 2 lb
	+
	147 lb

Yarım kanat için 73.5 lb

MÜNFERİT YÜKLER

P_1	: Yakıt tankı = 8.58 lb
P_2	: Yakıt (12.5 galon) = 75 lb
P_3	: Ana iniş takımının yarısı = 23.5 lb
P_4	: Kontrol elemanları = 6 lb
P_5	: Pilot = 170 lb

Burulma Momentleri



Şekil: 2.11. Kanat Ağırlığı ile Yakıt Tankı Ağırlık Merkezlerinin Profil Üzerindeki Yerleri

Kanadın ağırlık merkezi veterin % 40' ında kabul edilmiştir. Maksimum kalınlığın yani lonjörönun olduğu yer ise daha önce bulunmuştu. Dolayısı ile kanadın ağırlık merkezi ile lonjörön arasındaki mesafe Şekil 2.11'de gösterildiği gibidir.

Buna göre burulma Momenti,

$$73.5 \cdot 4.4 \cdot (-2.32) = -750 \text{ lb. inç}$$

$$83.58 \cdot 4.4 \cdot (3.72) = 1368 \text{ lb. inç}$$

$$\Sigma M = 618 \text{ lb. inç} \approx 7.11 \text{ kg.m}$$

olarak bulunur. Bulunan bu moment değeri ihmal edilebilir mertebededir.

2.8.1.3. Normal Yüklerin Açıklık Boyunca Dağılımı

Normal yüklerin açıklık boyunca dağılımlarının bulunmasında [7] nolu referansın 176. sayfasından yararlanılmıştır. Bu referansa göre;

Herhangi bir tip kanat için, açıklık boyunca taşıma dağılımının, iki ana kısımdan meydana geldiği kabul edilir. "Temel dağılım" diye adlandırılan kısım, prensip

olarak kanadın burulmasına bağlıdır. Bu kısım, kanadın toplam taşıması sıfır olduğunda meydana gelir ve hücum açısından bağımsızdır. "Ek dağılım" diye adlandırılan ikinci kısım ise, kanat hücum açısından kaynaklanır. Bu kısım kanadın burulmasından bağımsızdır.

Kanat taşıma katsayısı sıfır için, yerel temel profil taşıma katsayısı c_{lb}

$$c_{lb} = \frac{\xi \cdot a_e \cdot S}{c.b} \cdot L_b \quad (2.20)$$

şeklindedir.

Burada,

ξ = burulma açısı,

a_e = efektif taşıma eğrisi eğimi,

L_b = Temel yükleme katsayısı.

Yerel ilave profil taşıma katsayısı c_{la1} , kanat taşıma katsayısı 1 için

$$c_{la1} = \frac{S}{c.b} \cdot L_a \quad (2.21)$$

şeklindedir.

Burada,

L_a = Ek yükleme katsayısı.

Kanat taşıma katsayısı C_L için, gerçek veya toplam yerel profil taşıma katsayısı

$$c_l = c_{lb} + C_L \cdot c_{la1} \quad (2.22)$$

şeklinde ifade edilir.

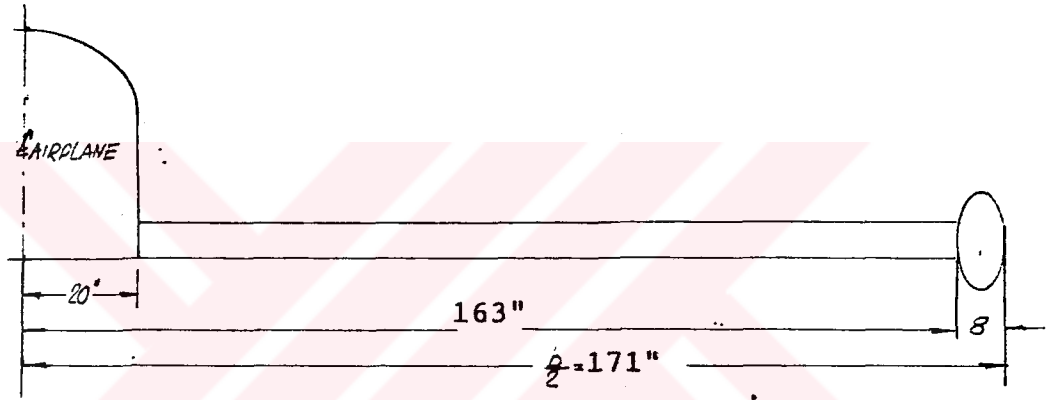
Tablo 2.4' de (Limit $n = 4.4$ için) V-n diyagramının A noktasındaki normal yük $N = 2738$ lb olarak hesaplanmıştır.

Açıklık $b = 342$ inç

Kanat veteri $c = 46.5$ inç

Burulma $\xi = 0^\circ$

$$\frac{\text{Yakıt tankları dahil yarım açıklık}}{\text{Yakıt tanksız yarım açıklık}} = \frac{171}{163} = 1.05$$



Şekil: 2.12. Yakıt tankı Dahil ve Hariç Durumdaki Yarı Açıklık

$\xi = 0^\circ$ olduğu için (2.20) no'lu formülden $c_{lb} = 0$ bulunur.

Uçağın kanadı dikdörtgen biçiminde olduğundan (2.21) no'lu formülden $C_{la1} = L_a$ bulunur. Kanat ucu yakıt tankları hariç, kanat için geometrik açıklık oranı A' ,

$$A' = \frac{b}{c} = \frac{163.2}{46.5} = 7.01$$

değerindedir.

Bu açıklık oranına bağlı L_a değerleri [7] nolu

Tablo 2.5. Normal Yüklerin Açıklık Boyunca Dağılımı

$y/(b/2)$	C	a_0	CL_{a1}	ΔCL	$CL_{a1} + \Delta CL$	CL_{ort}	$\Delta y/(b/2)$	ΔS	ΔN
0	3.875	0.105	1.149	0	1.149	1.149	0.200	0.230	578
0.2			1.138	0.010	1.148	1.146	0.200	0.229	576
0.4			1.118	0.025	1.143	1.124	0.200	0.225	566
0.6			1.054	0.050	1.104	1.052	0.200	0.210	528
0.8			0.875	0.125	1.000	0.949	0.100	0.095	239
0.9			0.678	0.220	0.898	0.862	0.050	0.043	108
0.95			0.515	0.310	0.825	0.793	0.025	0.020	50
0.975			0.381	0.380	0.761	0.671	0.025	0.017	43
1.00			0	.5/.58	0.580	0.555	0.010	0.006	15
1.01	T		-	0.530	0.530	0.500	0.010	0.005	13
1.02	A		-	0.470	0.470	0.425	0.010	0.004	10
1.03	N		-	0.380	0.380	0.325	0.010	0.003	8
1.04	K		-	0.270	0.270	0.170	0.010	0.002	5
1.05			-	0.070	0.070				

F
L
A
P
S
I
Z

1019 lb

K
A
N
A
T

51 lb.

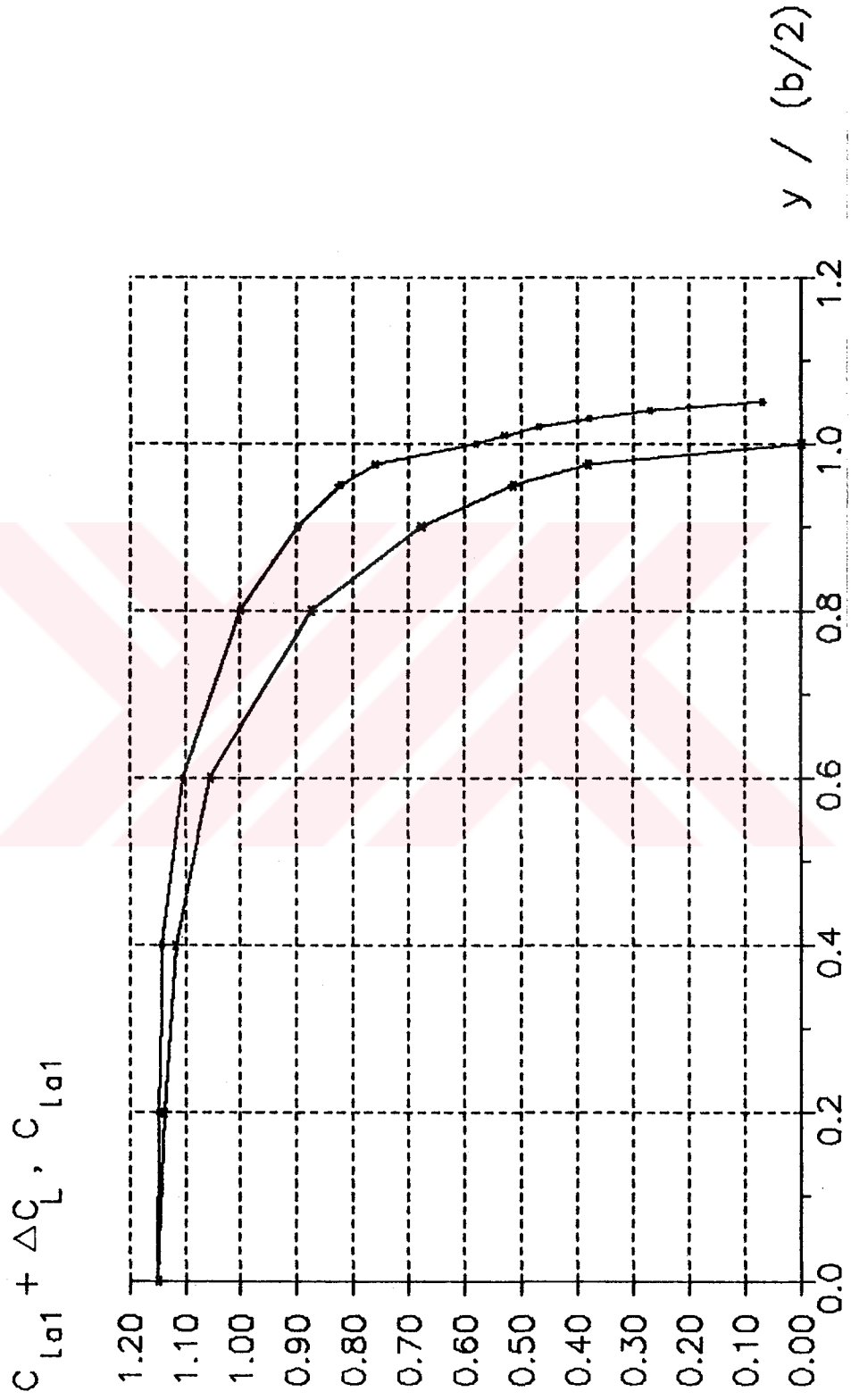
T

A

N

K

 $\Sigma S=1.089 \quad \Sigma N=2739$



Şekil 2.13. $C_{La1} + \Delta C_L$ ve C_{La1} 'in Açıklık Boyunca Değişimi

referansın 420. sayfasından elde edilir. ΔC_L değerleri ise, [6] nolu referansın Ek- D kısmının 1 nolu şeklin- den elde edilir.

$$D_{ort} = \frac{8.0 + 14.8}{2} = 11.4 \text{ inç}$$

$$\frac{2.D}{b} = \frac{2 \cdot 11.4}{326} = 0.0699$$

$$\Delta_N = \frac{\Delta S \cdot N}{\sum \Delta S} \quad (2.23)$$

(2.23) denklemi, açıklık boyunca istasyonlar arasın- daki normal yüklerin değişimi olup burada ΔS ,

$$\Delta S = c_{1_{ort}} \cdot \frac{\Delta y}{b/2} \quad (2.24)$$

şeklindedir ve iki istasyon arasındaki kanat alanını ver- mektedir.

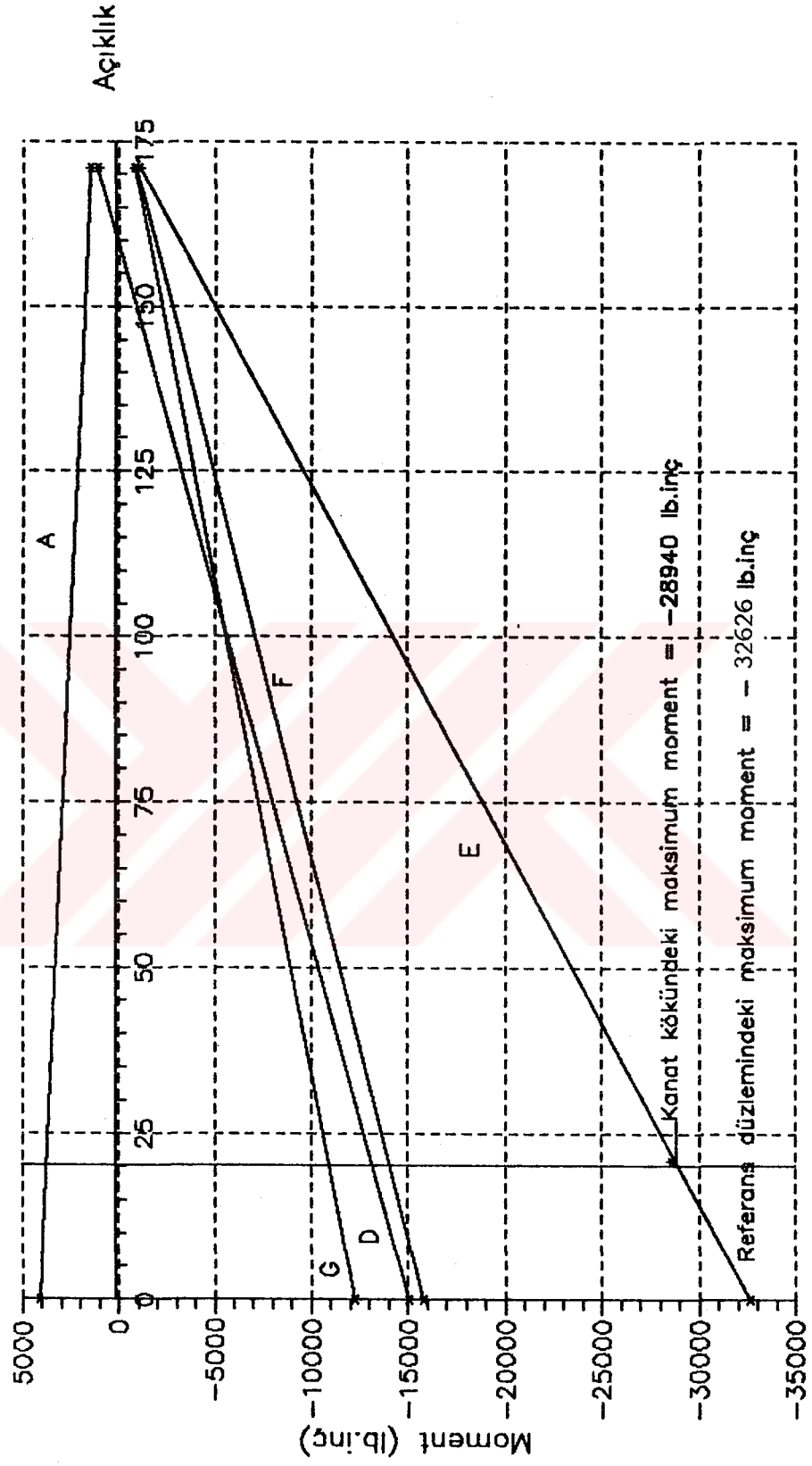
Bütün bulunan bu değerler yardımıyla ve ilgili refe- ranslardan faydalanılarak, normal yüklerin açıklık boyunca dağılımını veren Tablo 2.5 elde edilir.

2.8.1.4. Burulma Momentlerinin Açıklık Boyunca Dağılımı

Tablo 2.4' ün 15. sırasında hesaplanan burulma moment lerinin Şekil 2.14' de gösterdiği gibi üçgensel bir dağı- lımı olacaktır. Kanat ucu tankından dolayı meydana gelen burulma momenti tank üzerinde yoğunlaştırılır. Atalet yüklerinden meydana gelen burulma momentleri (618 lb.inç = 7.11 kg.m) küçük olduğu için ihmal edilmişti.

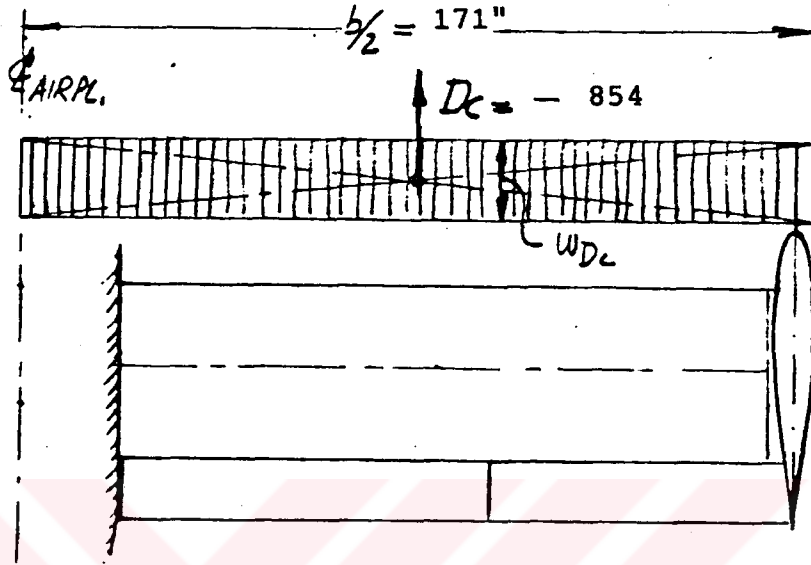
2.8.1.5. Veter Doğrultusundaki Yüklerin Açıklık Boyunca Dağılımı

Analizi kolaylaştırmak için, tablo 2.4 deki veter



Şekil : 2.14. Flaplar Kapalı Halde Açıklık Boyunca Burulma Momentleri Dağılımı

doğrultusundaki D_c yüklerinin açıklık boyunca üniform olarak dağıldığı göz önüne alınır. Bu dağılım Şekil 2.15 de gösterilmiştir.



Şekil: 2.15. Veter Doğrultusundaki Yüklerin Açıklık Boyunca Dağılımı

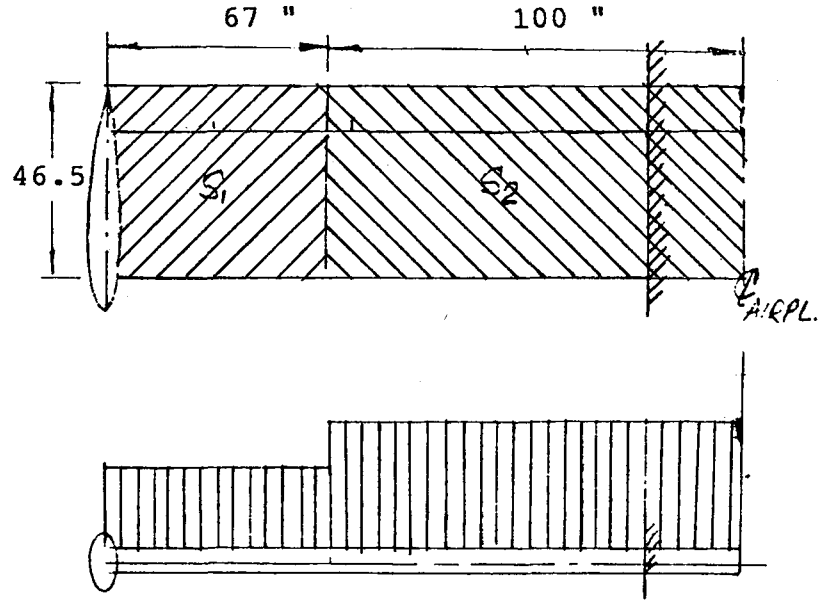
Birim uzunluğa gelen yük w_{D_c} ,

$$w_{D_c} = \frac{D_c}{b/2} = \frac{-854}{171} = -4.99 \text{ lb/inç}$$

olarak hesaplanır.

2.8.2. Flabın Açık Olması Hali

$$2.8.2.1. V_{F_{\min}} = 90 \text{ mph ve } n_{\text{flap}} = 2.2 \text{ hali}$$



Şekil: 2.16 Kanat Üzerinde Flaplı ve Düz Kısımların Gösterilmesi

$$S_1 = \frac{67 \cdot 46.5}{144} = 21.64 \text{ ft}^2 \text{ (flapsız kısmın alanı)}$$

$$S_2 = \frac{100 \cdot 46.5}{144} = 32.29 \text{ ft}^2 \text{ (flaplı kısmın alanı)}$$

Taşımanın açıklık boyunca dağılımının dikdörtgensel, C_L ile doğru orantılı olduğu Şekil 2.16'dan da görüldüğü gibi kabul edilmiştir.

$$[S_1 \cdot C_{L_{\text{DÜZ}}}] + [S_2 \cdot C_{L_{\text{flaplı}}}] = \frac{n_{\text{flap}} \cdot W/2}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2} \quad (2.25)$$

flabın tüm açıklık boyunca olduğu durumdaki taşıma katsayısı $C_{L_{\text{flap}}}$,

$$C_{L_{\text{flap}}} = C_{L_{\text{DÜZ}}} + 0,79 \quad (2.26)$$

(2.26) bağıntısı (2.25) denkleminde yerine konulursa,

$$[21.64 \cdot C_{L_{DÜZ}}] + [32.29 \cdot (C_{L_{DÜZ}} + 0.79)] = \frac{2.2 \cdot 1220/2}{0.00256 \cdot 90^2}$$

$$C_{L_{DÜZ}} (21.64 + 32.29) = 39.21$$

$$C_{L_{DÜZ}} = 0.744 \text{ olarak bulunur.}$$

$C_{L_{DÜZ}} = 0.744$ değeri için Şekil 2.2' den $C_{do} = 0.01126$ ve Şekil 2.1' den $\alpha_o = 5^\circ$ olarak okunur. $C_{mac} = -0.110$ olarak daha önce bulunmuştu.

$$C_{L_{kanat}} = \frac{n_{flap} \cdot W/S}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2} = \frac{2.2 \cdot \frac{1220}{105.4}}{20.74} = 1.23$$

Bulunan bu $C_{L_{kanat}}$ değeri (2.27) ve (2.28) denklemlerinde yerine konulursa α_i ve C_{D_i} hesaplanabilir.

$$\alpha_i = \frac{18.24 \cdot C_{L_{kanat}}}{7.592} = 2.96 \quad (2.27)$$

$$C_{D_i} = \frac{C_{L_{kanat}}^2}{\pi \cdot A} = 0.0634 \quad (2.28)$$

Sonuçta α hücum açısı

$$\alpha = \alpha_o + \alpha_i = 5 + 2.96 = 7.96^\circ$$

olarak bulunur.

$$\sin \alpha = \sin 7.96 = 0.139$$

$$\cos \alpha = \cos 7.96 = 0.990$$

Kanadın flaplı kısmına ait katsayıları:

$$C_{m_{a.c,f}} = -0.321 \quad (\text{Bölüm 2.5.3.2' den})$$

$$C_{L_{flap}} = C_{L_{DÜZ}} + 0.79 = 0.727 + 0.79 \approx 1.517$$

$$C_{D_{oflap}} = C_{do,düz} + \Delta C_{do} \quad (2.29)$$

ΔC_{do} değeri daha önce bölüm 2.5.3.2'de $\Delta C_{do} = 0.116$ olarak hesaplanmıştı. (2.29) denkleminde değerler yerine konulursa, $C_{D_{oflap}} = 0.1273$ olarak elde edilir.

Hesaplanan bu katsayılardan yararlanarak, flabın açık olması durumunda ve $V_{F_{min}} = 90$ mph ve $n_{flap} = 2.2$ hali için, flablı kısım ve düz kısımda meydana gelecek burulma momenti ve kuvvetler Tablo 2.6' da hesaplanabilir.

Kanat ucu tankı üzerindeki aerodinamik kuvvetlerden dolayı meydana gelen burulma momenti Tablo 2.3' de + 591 lb inç olarak bulunmuştu. Yarım kanat üzerindeki toplam burulma momenti ise şu şekilde hesaplanır:

Yakıt tankı (Hava yükleri):	(Tablo 2.3)	+591
Flapsız kısım	:	(Tablo 2.6) -981
Flaplı kısım	:	(Tablo 2.6) -5956
TOPLAM	$\Sigma =$	-6346 lb. inç

2.8.2.1.1. Açıklık Boyunca Normal Yüklerin Dağılımı

$V_{F_{min}} = 90$ mph ve $n_{flap} = 2.2$ hali için, hesapları kolaylaştırmak için aşağıdaki kabuller yapılır.

- Hava yüklerinin dağılımı dikdörtgensel biçimdedir.
- Atalet yükleri yok.

Buna göre flaplı kısımda birim uzunluğa düşen normal yük w_f ,

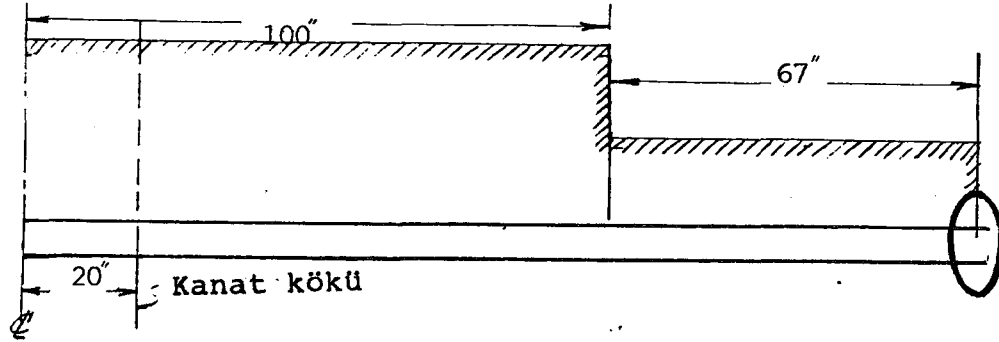
$$w_f = \frac{N_{flap}}{100} = \frac{1023}{100} = 10.23 \text{ lb/inç}$$

olarak bulunur. Buradaki N_{flap} değeri Tablo 2.6'nın flaplı kısmı için olan kolunundan okunmuştur.

Tablo 2.6. $V_{min} = 90$ mph ve $n_{flap} = 2.2$

Hali için Aerodinamik Yüklerin Hesabı

1	S_n (ft^2)	DÜZ KISIM	FLAPLI KISIM
2	C_{d0}	21.64	32.29
3	$C_D = C_{d0} + C_{Di}$	.01126	0.1273
4	C_L	0.0747	0.1907
5	$C_L \cdot \cos \alpha$	0.727	1.517
6	$C_D \cdot \sin \alpha$	0.720	1.502
7	$C_N = \textcircled{5} + \textcircled{6}$	0.010	0.026
8	$C_L \cdot \sin \alpha$	0.730	1.528
9	$C_D \cdot \cos \alpha$	0.101	0.210
10	$C_e = \textcircled{9} - \textcircled{8}$	0.074	0.189
11	$N = q \cdot C_N \cdot S_n$	-0.027	-0.021
12	$D_e = q \cdot C_e \cdot S_n$	328	1023
13	$C_T = 46.5 \cdot C_{ma,c} + 3.91 \cdot C_N - 2.82 \cdot C_e$	-12	-14
14	$T = q \cdot C_T \cdot S_n$	-2.185	-8.893
		-981	-5956



Şekil: 2.17. Normal Yüklerin Açıklık Boyunca Dağılımı

Kanatçığın olduğu kısımdaki birim uzunluğuna düşen normal yük W_a ise benzer şekilde,

$$W_a = \frac{328}{67} = 4.90 \text{ lb/inç}$$

olarak bulunur.

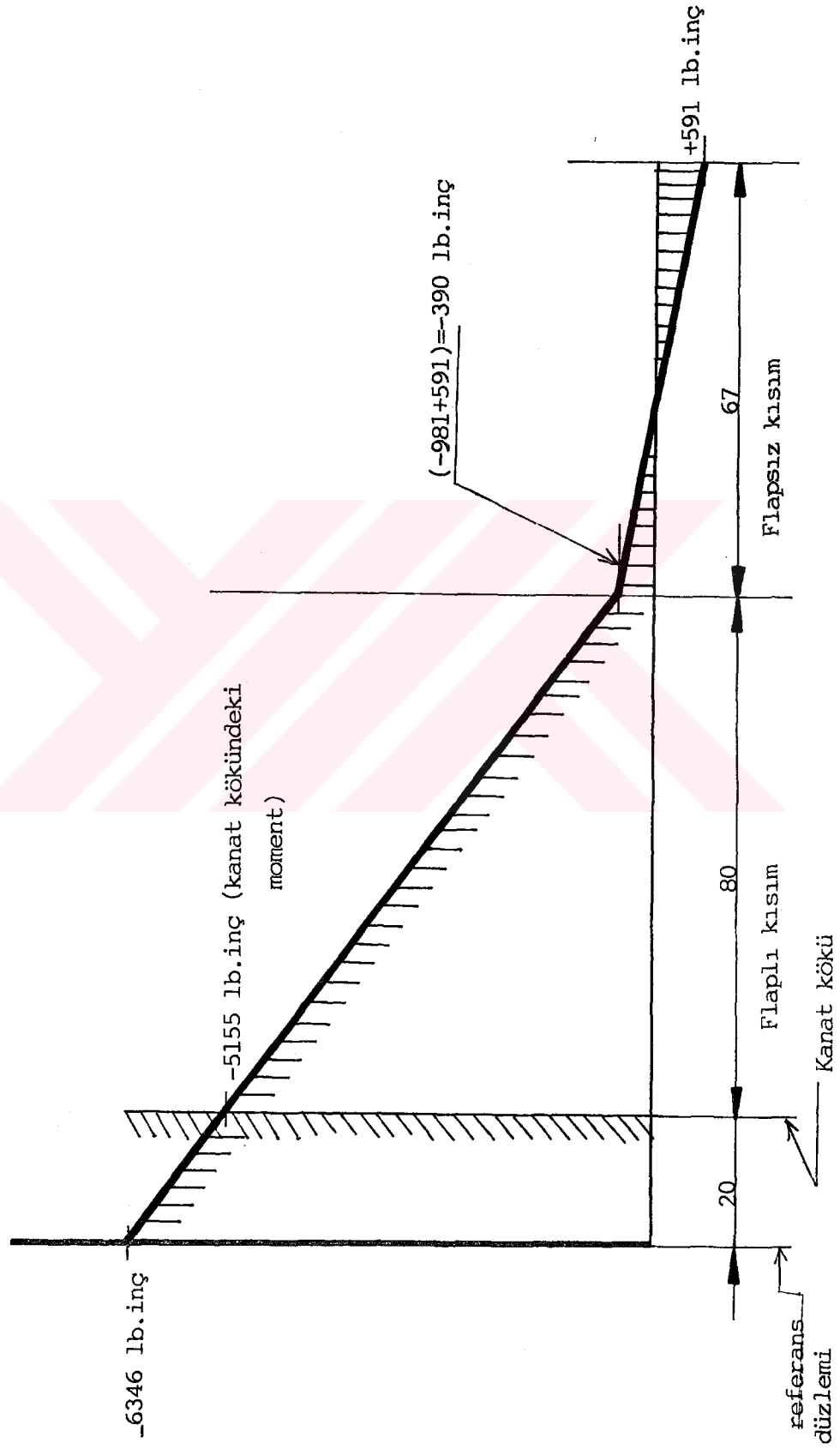
2.8.2.1.2. Burulma Momentlerinin Açıklık Boyunca Dağılımı

Aerodinamik momentler kanat ucundan uçağın simetri düzlemine doğru lineer olarak artacaktır. Kanat ucu tankından dolayı oluşan burulma tankda yoğunlaşır. Atalet yüklerinden kaynaklanan burulma momentleri ihmal edilebilir mertebededir. Şekil 2.18' de veter doğrultusundaki yüklerin açıklık boyunca dağılımı görülmektedir.

2.8.2.1.3. Veter Doğrultusundaki Yüklerin Dağılımı

Tablo 2.6' dan flaplı ve düz kısım için toplam D_c değeri,

$$D_c = -12 - 14 = -26 \text{ lb}$$



Şekil: 2.18. Burulma Momentlerinin Ağırlık Boyunca Dağılımı

şeklindedir. Bu değer ihmal edilebilir mertebede olduğundan, veter doğrultusundaki yüklerin açıklık boyunca dağılımı ihmal edilebilir.

2.8.2.2. $V_{F_{min}} = 90$ mph ve $n_{flap}=0$ Hali

$$C_{L_{DÜZ}} (21.64 + 32.29) + (32.29 \cdot 0.79) = \frac{n_{flap} \cdot W/2}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2} = 0$$

eşitliğinden

$C_{L_{DÜZ}} = -0.473$ değeri bulunur. Bu değere tekabül eden $C_{do} = 0.021$ olarak Şekil 2.2'den ve α açısı da $\alpha = -11.8^\circ$ olarak Şekil 2.1' den okunur.

$$C_{L_{Kanat}} = 0 \text{ değeri için } \alpha_i = 0 \text{ ve } C_{D_i} = 0,$$

$$\alpha = \alpha_o + \alpha_i = -11.8^\circ \text{ olacaktır.}$$

Bu açıya tekabül eden $\sin \alpha$ ve $\cos \alpha$

$$\sin \alpha = -0.204$$

$$\cos \alpha = 0.979 \text{ şeklindedir.}$$

Kanadın flaplı kısmı için katsayılar ise şunlardır:

$$C_{m_{a.c}} = -0.321$$

$$C_{L_{Flap}} = C_{L_{DÜZ}} + \Delta C_L = -0.473 + 0.790 = 0.317$$

$$C_{do,flap} = C_{do,düz} + \Delta C_{do} = 0.021 + 0.116 = 0.137$$

Bulunan bu değerlerden yararlanılarak, $V_{F_{min}} = 90$ mph ve $n_{flap}=0$ hali için, kanadın flaplı kısmında $\min$ ve düz kısmında meydana gelecek kuvvet ve momentler Tablo 2.7'de gösterilmiştir.

Kanat ucu tankı, üzerindeki Aerodinamik kuvvetlerden

Tablo 2.7. $V_{\min} = 90$ mph ve $n_{\text{flap}} = 0$
Hali için Aerodinamik Yüklerin Hesabı

		DÜZ KISIM	FLAPLI KISIM
1	S_n (ft ²)	21.64	32.29
2	C_{d0}	0.021	0.137
3	$C_D = C_{d0}$ ($C_{Di} = 0$)	0.021	0.137
4	C_L	-0.473	0.317
5	$C_L \cdot \cos \alpha$	-0.463	0.310
6	$C_D \cdot \sin \alpha$	-0.004	-0.028
7	$C_N = \textcircled{5} + \textcircled{6}$	-0.467	0.282
8	$C_L \cdot \sin \alpha$	0.097	-0.065
9	$C_D \cdot \cos \alpha$	0.021	0.134
10	$C_c = \textcircled{9} - \textcircled{8}$	-0.076	0.199
11	$N = q \cdot C_N \cdot S_n$	-210	189
12	$D_c = q \cdot C_c \cdot S_n$	-34	133
13	$C_T = 46.5 \cdot C_{ma.c} + 3.91 \cdot C_N - 2.82 \cdot C_c$	-6.73	-14.39
14	$T = q \cdot C_T \cdot S_n$	-3021	-9637

kaynaklanan burulma momenti Tablo 2.3'de $M_T = -370$ lb. inç olarak hesaplanmıştır.

Yarım kanat üzerindeki toplam burulma momenti ise,

Yakıt Tankı (Tablo 2.3) : -370

Flapsız kısım (Tablo 2.7) : -3021

Flaplı kısım (Tablo 2.7) : -9637

TOPLAM : $\Sigma = -13028$ lb. inç

olarak hesaplanır.

2.8.2.2.1. Normal Yüklerin Açıklık Boyunca Dağılımı

$V_{F_{min}} = 90$ mph ve $n_{flap} = 0$ hali için Tablo 2.7' den N normal kuvveti,

$$N = -210 + 189 = -21 \text{ lb}$$

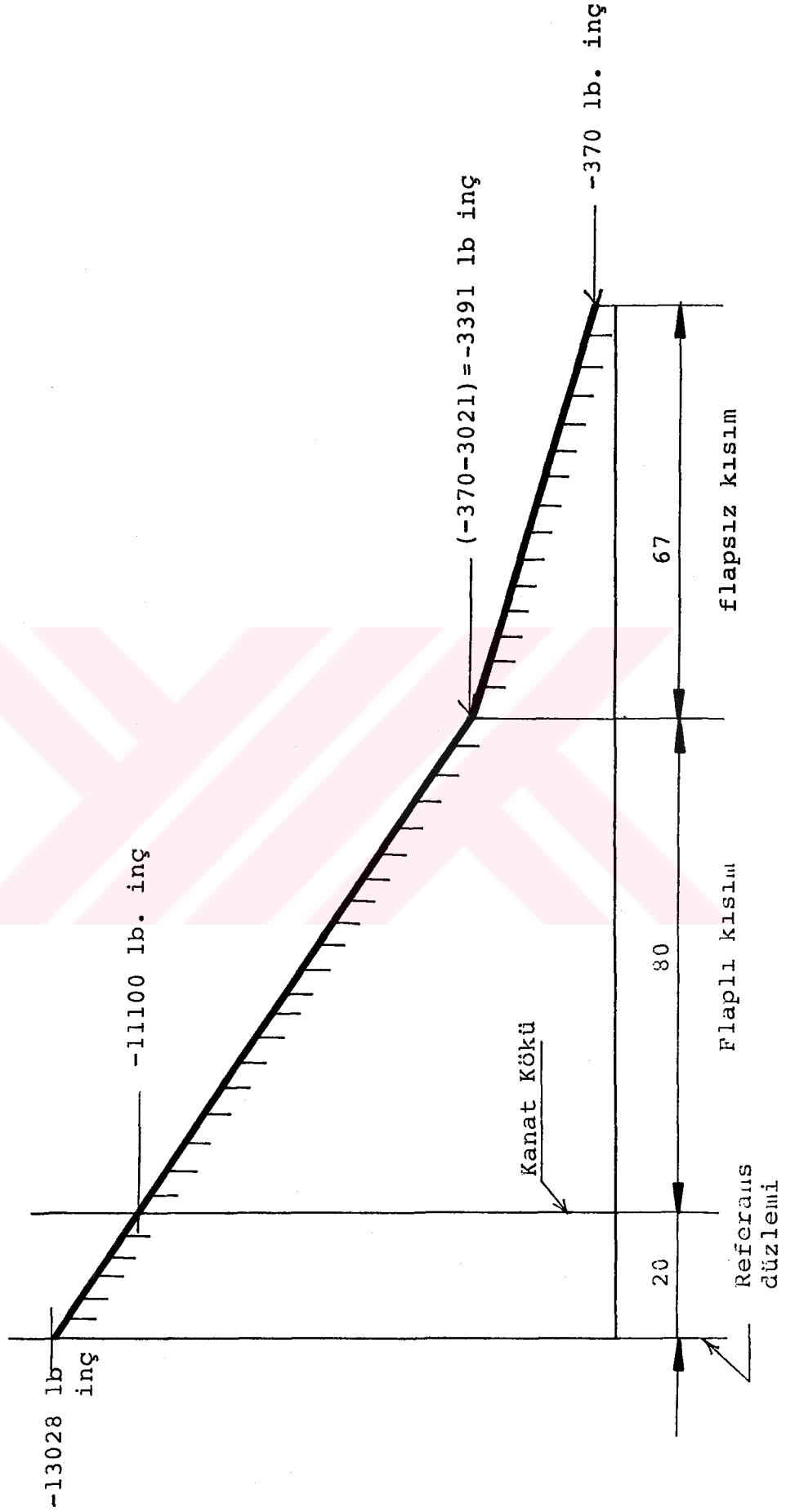
olarak tüm kanat için bulunur. Bulunan bu değer ihmal edilebilir mertebede olduğundan normal yüklerin açıklık boyunca dağılımı ihmal edilebilir.

2.8.2.2.2. Burulma Momentlerinin Açıklık Boyunca Dağılımı

$V_{F_{min}} = 90$ mph ve $n_{flap} = 0$ hali için yarım kanat üzerindeki toplam burulma momenti - 13028 lb.inç olarak hesaplanmıştır. Söz konusu hal için kanat ucu tankı üzerindeki Aerodinamik kuvvetlerden kaynaklanan burulma momenti de Tablo 2.3' de $M_T = -370$ lb.inç olarak hesaplanmıştır. Tablo 2.7 düz ve flaplı kısım için bulunan moment değerlerinden de yararlanılarak, şekil 2.19'da açıklık boyunca burulma momentlerinin dağılımı çizilmiştir.

2.8.2.2.3. Veter Doğrultusundaki Yüklerin Açıklık Boyunca Dağılımı

Tablo 2.7' den flaplı ve düz kısım için toplam D_C değeri,



Şekil: 2.19 Burulma Momentlerinin Açıklık Boyunca Dağılımı

$$D_c = -34 + 133 = 99 \text{ lb.}$$

şeklinde olup ihmal edilebilir mertebededir. Dolayısı ile veter doğrultusundaki yüklerin açıklık boyunca dağılımı ihmal edilebilir.

2.9. Simetrik Olmayan Uçuş Halleri

2.9.1. Düşey Kuyruk Yükleri

Kanadın bağlantı yerine göre gövdenin arka kısmı yeni bir çalışmada hesaplanacak kritik düşey yükleri için dizayn edilebilir.

2.9.2. Simetrik Olmayan Kanat Yükleri

Kanat ve taşıyıcı yapı elemanları, uçağın kanadının yarısına 2.8.1 halindeki (V-n diyagramındaki A noktasına ait) yüklerin tamamının etki etmesi; kanadın diğer yarısına ise bu noktadaki yüklerin % 60'ının etki etmesi göz önüne alınarak dizayn edilecektir.

2.8.1' deki A noktasına ait yüklerin tamamının kanada etki etmesi durumunda:

Tablo 2.4' den $V=123 \text{ mph}$ ve $n_1=4.4$ değerleri için normal kuvvet veter doğrultusundaki kuvvet ve moment,

$$N = 2738 \text{ lb}$$

$$D_c = -854 \text{ lb}$$

$$T = 4123 \text{ lb. inç}$$

şeklindedir.

2.8.1' deki A noktasına ait yüklerin % 60 ının kanada etki etmesi durumunda ise,

$$C_N = \frac{0.6 \cdot n_1 \cdot \frac{W}{S}}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2} = \frac{0.6 \cdot 4.4 \cdot \frac{1220}{105.4}}{0.00256 \cdot 123^2} = 0.789$$

Bulunan bu $C_N = 0.789$ değeri için Şekil 2.3' den $C_C = -0.065$ olarak okunur.

Moment katsayısı C_T ise,

$$C_T = 46.5 \cdot C_{m_{ac}} + 3.91 \cdot C_N - 2.82 \cdot C_C$$

$$C_T = 46.5 \cdot (-0.110) + 3.91 \cdot 0.789 - 2.82 \cdot (-0.065)$$

$$C_T = -1.84 \text{ inç şeklindedir.}$$

Buna göre burulma momenti,

$$T = C_T \cdot q \cdot S = -1.84 \cdot 38.7 \cdot \frac{105.4}{2}$$

$$T = -3753 \text{ lb. inç (Yakıt tankı hariç)}$$

olarak bulunur.

Normal kuvvet de benzer şekilde,

$$N = C_N \cdot q \cdot S = 0.789 \cdot 38.7 \cdot \frac{105.4}{2}$$

$$N = 1609 \text{ lb.}$$

bulunur. Veter doğrultusundaki kuvvet ise,

$$D_C = C_C \cdot q \cdot S = -0.065 \cdot 38.7 \cdot \frac{105.4}{2}$$

$$D_C = -133 \text{ lb. değerindedir.}$$

Kanat ucu tankı üzerindeki aerodinamik yüklerden dolayı meydana gelen burulma momenti Tablo 2.3'de 735 lb.inç

olarak hesaplanmıştı. Buradan yarım kanat üzerindeki toplam moment:

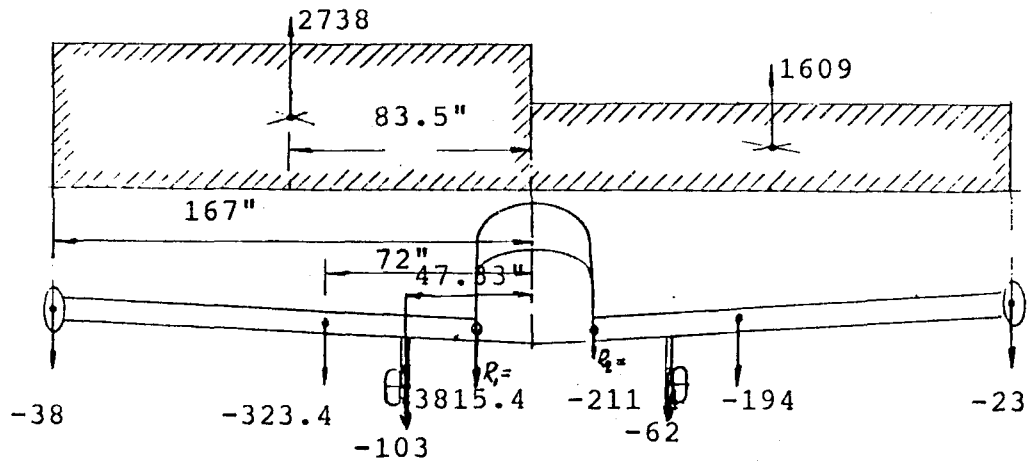
$$T=3753 + 735=- 3018 \text{ lb. inç}$$

olarak bulunur.

2.9.2.1. Normal Yüklerin Açıklık Boyunca Dağılımı

Daha önce hesaplanan Tablo 2.3'deki atalet yüklerini kullanarak ve hava yüklerinin dikdörtgensel dağıldığını kabul ederek; % 100 yüke maruz kanat ve % 60 yüke maruz kanat için bu yüklerin oluşturduğu momentler ve dengelenmemiş moment Tablo 2.8'de gösterilmiştir.

Dengelenmemiş momentin kökte oluşturduğu kesme kuvvetlerinin hesaplanabilmesi için Şekil 2.20'den yararlanılacaktır. Yüklerin gerçek dağılımları eliptiktir fakat kolaylık açısından dikdörtgensel kabul edilmiştir.



Şekil: 2.20 Simetrik Olmayan Durumda Normal Yüklerin Açıklık Boyunca Dağılımı

Tablo 2.8. Simetrik Olmayan Uçuş Halinde Normal Yüklerin Açıklık Boyunca Dağılımı

	AÇIKLAMA	YÜK (lb)	d(inç)	MOMENT (lb.inç)
% 100 yüke maruz kanat	% 100 N	2738	83.5	+ 228623
	Kanat ağırlığı	-73.5 . 4.4 = -323.4	72.0	- 23256
	Yakıt tankı	-8.58 . 4.4 = -38	167	- 6346
	İniş takımı	-23.5 . 4.4 = -103	47.33	- 4875
	TOPLAM YÜK	$\Sigma = 2274$		$\Sigma = + 194146$
% 60 yüke maruz kanat	% 60 N	1609	83.5	+ 134352
	Kanat ağırlığı	-73.5 . 0.6 . 4.4 = -194	72.0	- 13968
	Yakıt tankı	-8.58 . 0.6 . 4.4 = -23	167	- 3841
	İniş takımı	-23.5 . 0.6 . 4.4 = -62	47.33	- 2934
	TOPLAM YÜK	$\Sigma = 1330$		$\Sigma = + 113609$

Dengelenmemiş moment = 194146 - 113609 = 80537 lb.inç

Dengelenmemiş momentten dolayı:

$$R^1 = \frac{80537}{40} = 2013.4 \text{ lb}$$

Normal yüklerden dolayı:

$$R^{11} = \frac{2274 + 1330}{2} = 1802 \text{ lb}$$

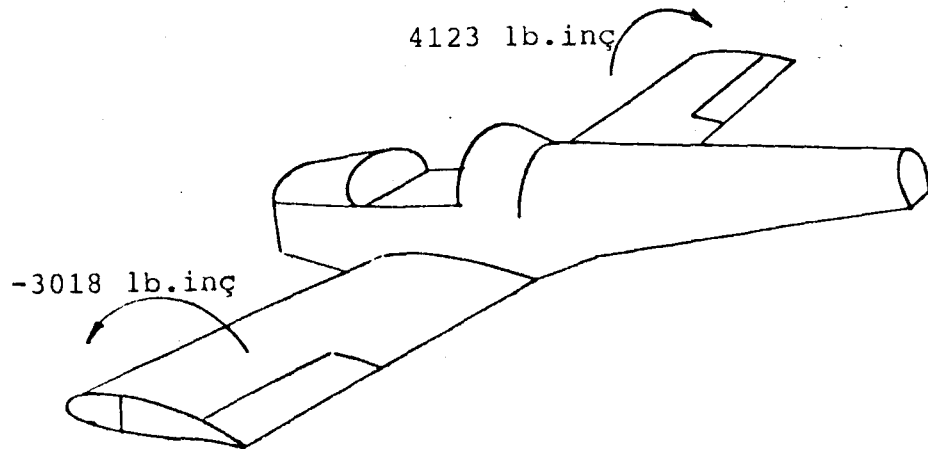
Böylece dengelenmemiş momentin kökte oluşturduğu kesme kuvvetleri:

$$R_1 = 2013.4 + 1802 = 3815.4 \text{ lb.}$$

$$R_2 = 1802 - 2013.4 = -211.4 \text{ lb.}$$

olarak bulunur.

2.9.2.2. Burulma Momentlerinin Açıklık Boyunca Dağılımı



Şekil: 2.21. Burulma Momentlerinin Kanat Üzerinde Yönleri ile Gösterimi

Her iki yarım kanada gelen burulma momentleri Şekil 2.21' de gösterilmiştir. Lonjörön tarafından karşılanan moment ise şu şekilde hesaplanır:

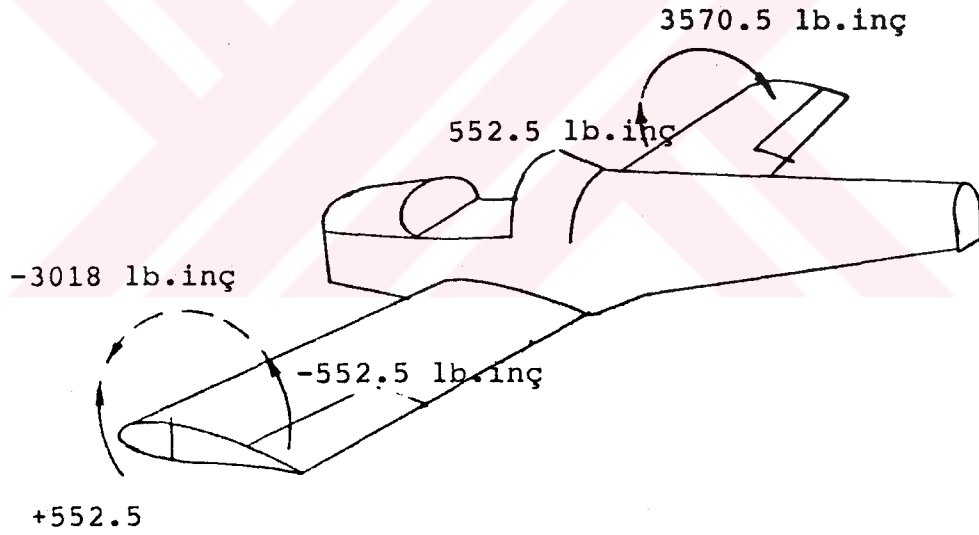
$$+ 4123 - 3018 = 1105 \text{ lb. inç}$$

$$\frac{1105}{2} = 552,5 \text{ lb. inç}$$

$$4123 - 552.5 = 3570.5 \text{ lb. inç}$$

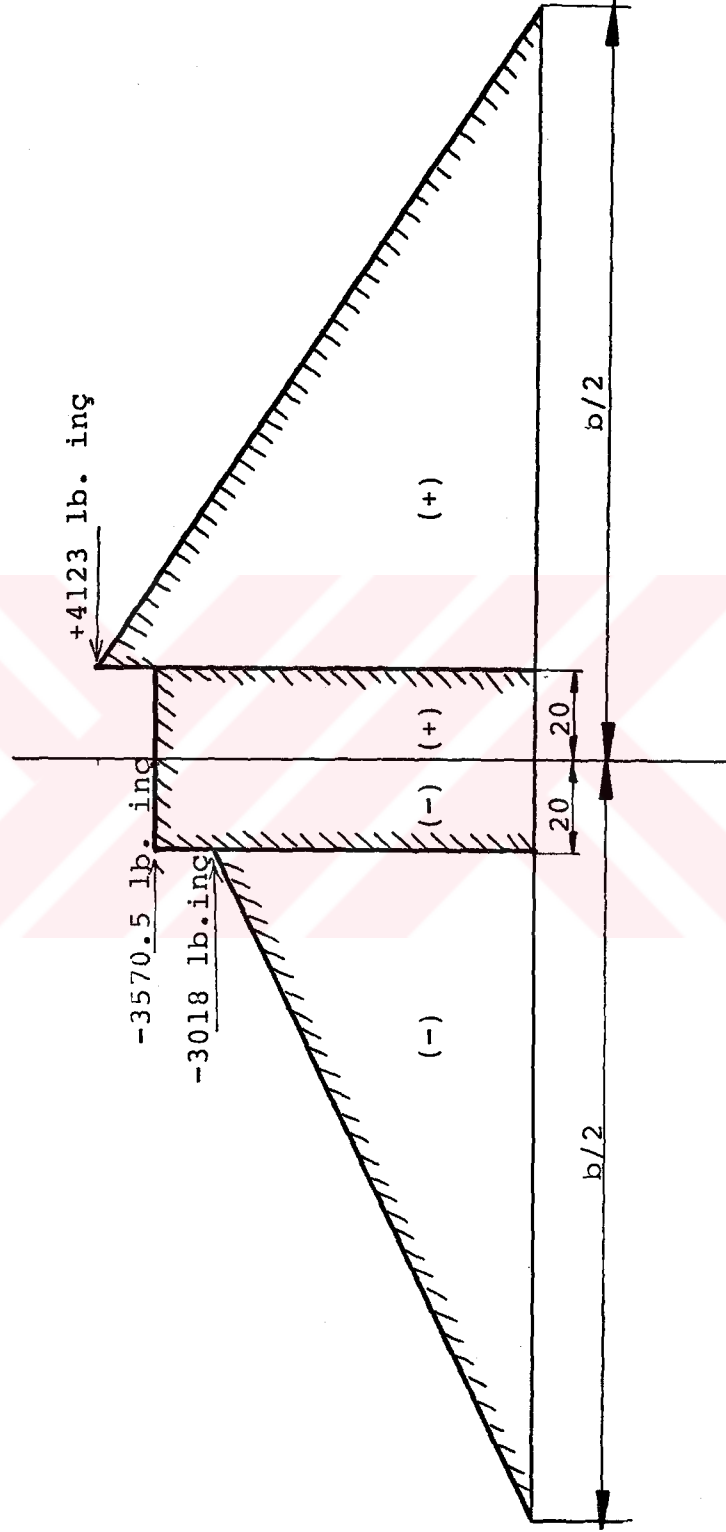
552.5 lb inç değerini sağ ve sol kanatlardaki mevcut momentlere ekler ve çıkarırsak:

$$3570.5 + 552.5 = 4123 \text{ lb. inç}$$



Şekil: 2.22. Simetrik Olmayan Uçuş Halindeki Dengelenmemiş Momentin Gösterimi

Sonuç olarak (+552.5 lb. inç) her iki kanada etkimektedir. (+3570.5 lb.inç) sadece sağ kanada etkimekte ve (-3018-552.5) = -3570.5 lb. inç sol kanada etkimektedir. Bu ise kirişin köke taşıdığı momenttir.



Şekil: 2.23. Burulma Momentlerinin Açıklık Boyunca Dağılımı

2.9.3. Simetrik Kanat Yükleri ve Kanatçık Deplasmanı

Kanat ve taşıyıcı yapı elemanlarının dizaynı esnasında kanatta oluşan yükler, iki ayrı yükün birleşimi olarak mütala edilebilir. Bunlar:

- 1- Uçağın her iki tarafına etkiyen, pozitif manevra halinde oluşan yükler (Bu yüklerin % 75'i alınıyor)
- 2- Kanatçık deplasmanından oluşan max. kanat burulması.

2.9.3.1. Kritik Kanatçık Deplasmanının Belirlenmesi

$$\Delta p = \delta u + \delta d = 24^\circ + 12^\circ = 36^\circ$$

$$\Delta p = \text{Maksimum toplam sapma}$$

$$\delta u = \text{Yukarı doğru maksimum sapma}$$

$$\delta d = \text{Aşağı doğru maksimum sapma}$$

$$\Delta a = \frac{V_p}{V_c} \cdot \Delta p = \frac{123}{123} \cdot 36^\circ = 36^\circ$$

$$\Delta b = 0.5 \cdot \frac{V_p}{V_d} \cdot \Delta p = 0.5 \cdot \frac{123}{197} \cdot 36 \cong 11^\circ$$

$$\delta a \cong \delta_d \cdot \frac{\Delta a}{\Delta p} = 12 \cdot \frac{36}{36} = 12^\circ$$

$$\delta b \cong \delta_d \cdot \frac{\Delta b}{\Delta p} = 12^\circ \cdot \frac{11}{36} = 3.7^\circ$$

$$K = \frac{(C_m - 0.01 \cdot \delta b) \cdot V_d^2}{(C_m - 0.01 \cdot \delta a) \cdot V_c^2} = \frac{(-0.110 - 0.01 \cdot 3.7) \cdot 193^2}{(-0.110 - 0.01 \cdot 12) \cdot 123^2}$$

K = 1.640 olarak bulunur.

K = 1.640 > 1.00 olduğundan, Δb değeri kritiktir.

Bulunan bu Δb değeri için,

$$\delta d = 3.7^\circ$$

$$\xi u \cong 2. \delta d = 7.4^\circ$$

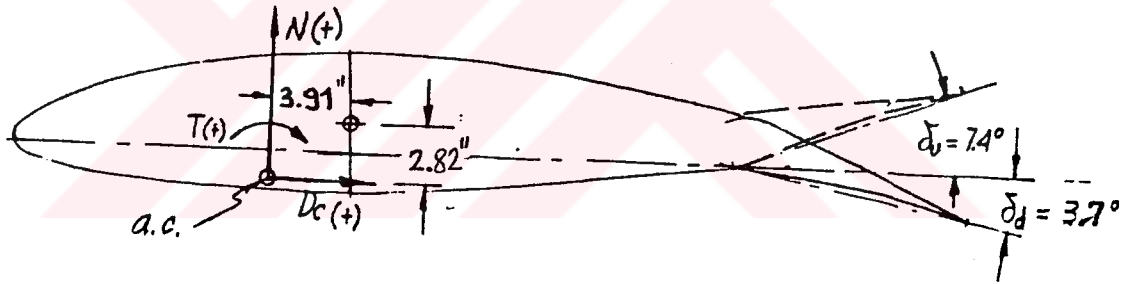
$Vd = 197$ mph değerlerindedir.

Pozitif manevra kanat yükleri

$$C_N = \frac{0.75 \cdot n_1 \cdot \frac{W}{S}}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2} = \frac{0.75 \cdot 4.4 \cdot \frac{1220}{105.4}}{0.00256 \cdot 197^2}$$

$C_N = 0.384$ değeri bulunur. Bulunan bu C_N değeri için Şekil 2.3'den $C_C = 0.00625$ olarak okunur.

2.9.3.2. Kanatçığın Aşağı Doğru Hareketinden Doğan Yükler



Şekil: 2.24. Kanatçığın Aşağı Yukarı Sapmasından Dolayı Oluşan Aerodinamik Yüklerin Gösterimi

$$\begin{aligned} C_{m_{\text{kanatçık}}} &= (C_m)_{\text{esas}} - 0.01 \cdot \delta_d \\ &= -0.110 - (0.01 \cdot 3.7) \\ &= -0.147 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} C_T &= \left[(C_{m_{\text{kanatçık}}} \cdot \frac{S_1}{S/2}) + (C_{m_{\text{esas}}} \cdot \frac{S_2}{S/2}) \right] \cdot 46.5 \\ &\quad + (C_N \cdot 3.91) - (C_C \cdot 2.82) \end{aligned}$$

Değerler yerine konursa,

$$C_T = \left[(-0.147 \cdot \frac{21.64}{53.93}) + (-0.110 \cdot \frac{32.29}{53.93}) \right] \cdot 46.5$$

$$+ 0.384 \cdot 3.91 - 0.00625 \cdot 2.82$$

$C_T = -4.32$ olarak bulunur.

Burulma momenti için $C_T = -4.32$, $q=0.135$ ve $V=197$ değerleri yerine konursa, kanatçının aşağı doğru hareketinden dolayı oluşan burulma momenti, $T_1 = -22634$ lb. inç olarak bulunur.

2.9.3.3. Kanatçığın Yukarı Doğru Hareketinde Doğan Yükler

$$C_{m_{\text{kanatçık}}} = C_{m_{\text{temel}}} + 0.01 \cdot \delta_u = -0.110 + (0.01 \cdot 7.4)$$

$$C_{m_{\text{kanatçık}}} = -0.036$$

Burulma moment katsayısı,

$$C_T = \left[(-0.036 \cdot \frac{21.64}{53.93}) + (-0.110 \cdot \frac{32.29}{53.93}) \right] \cdot 46.5$$

$$+ (0.384 \cdot 3.91) - (0.00625 \cdot 2.82)$$

$C_T = -2.25$ olarak bulunur. Buradan kanatçığının yukarı doğru hareketinden dolayı oluşan burulma momenti.

$$T_2 = -2.25 \cdot 0.135 \cdot 197^2$$

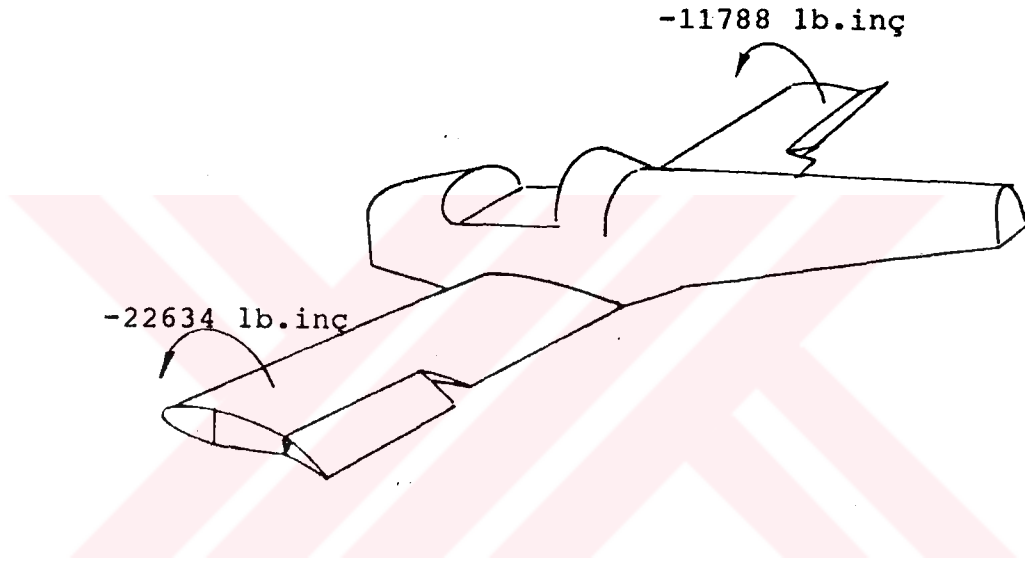
$T_2 = -11788$ lb. inç olarak bulunur.

Kanat ucu tankı üzerindeki hava yüklerinden dolayı meydana gelen burulma momenti referans düzleminin her iki tarafında aynı olacaktır. Bu yüzden taşıyıcı yapı boyunca oluşan momentlerin hesabında bir etkiye sahip olmayacaktır. Sonuçta ihmal edilebilir.

2.9.3.4. Normal Yüklerin Açıklık boyunca Dağılımı

Normal yüklerin açıklık boyunca dağılımında bulunan değerler, 2.8.1' deki simetrik uçuş halinde hesaplanan değerlerin % 75'i olacaktır.

2.9.3.5. Burulma Momentlerinin Açıklık Boyunca Dağılımı



Şekil: 2.25. Kanatçığın Açılmasından Oluşan Burulma Momentlerinin Sağ ve Sol Kanat Üzerindeki Değerleri

Kanatçıkların açılmasından dolayı oluşan burulma momentleri lonjörön tarafından köke taşınır. Bu moment,

$$-22634 - 11788 = -34422 \text{ lb. inç}$$

$$\frac{-34422}{2} = -17211 \text{ lb. inç}$$

değerindedir.

Lonjörönün gövdeye bağlı kısımda meydana getirdiği net moment,

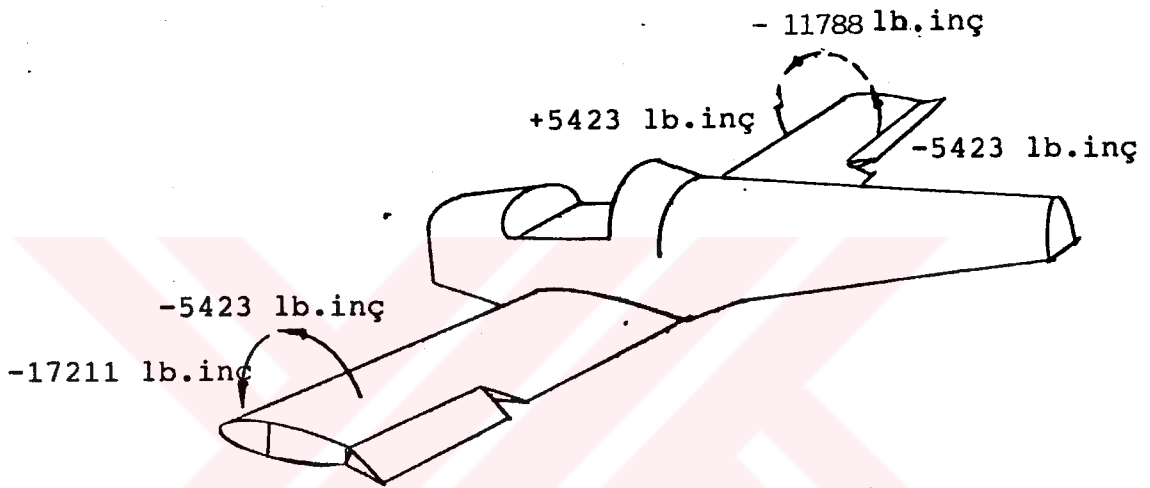
$$+22634 - 17211 = 5423 \text{ lb.inç}$$

değerindedir. Sağ kanada da bunu ekler çıkarırsak,

$$-11788 - 5423 = -17211 \text{ lb. inç bulunur.}$$

Bu moment aynı zamanda sol kanada da etkir.

Dengelenmemiş moment ise 5423 lb. inç' tır.



Şekil: 2.26. Kanatçığının Açılması Durumundaki Dengelenmemiş Momentin Gösterimi

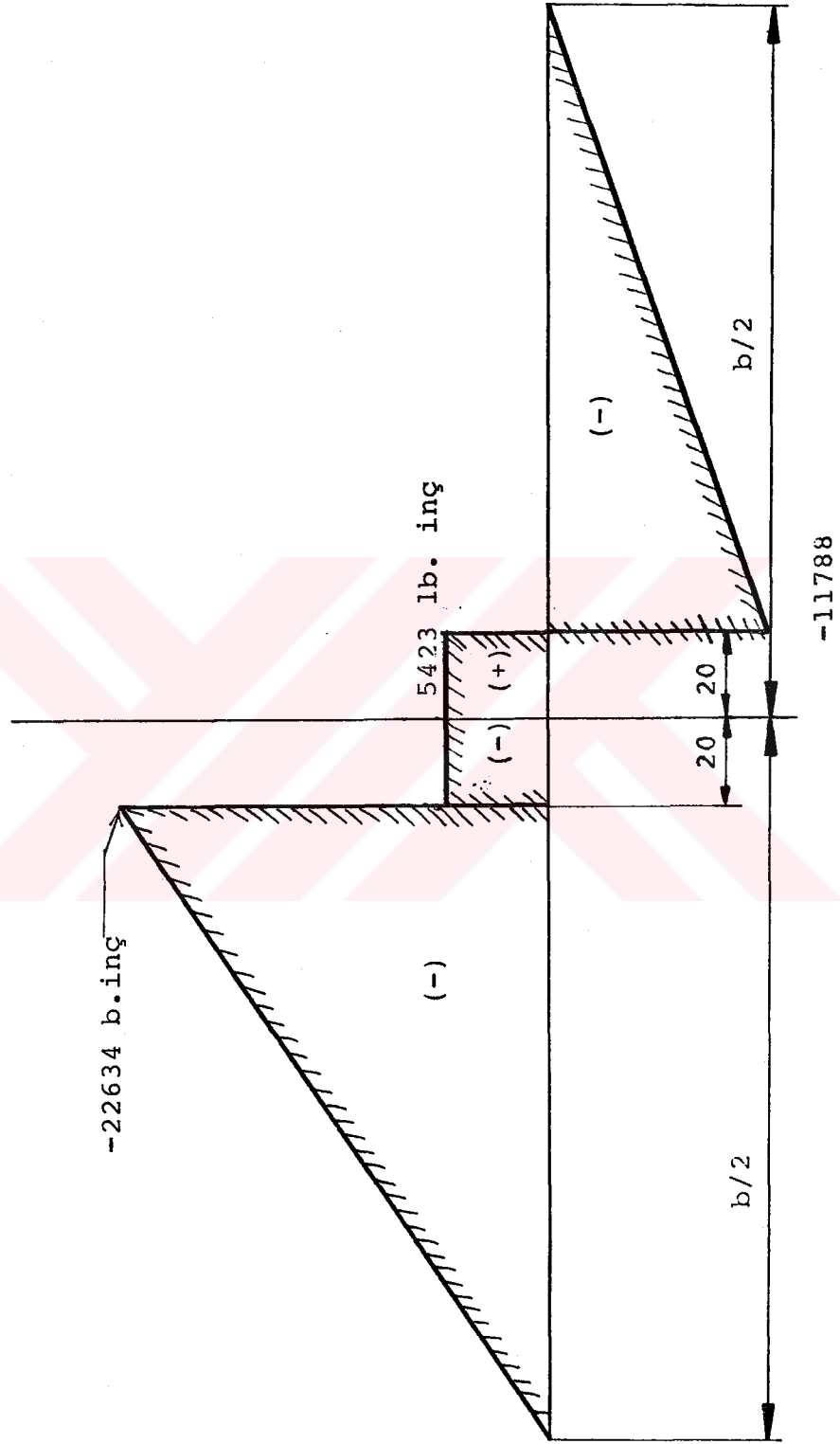
2.10. Ek Durumlar

2.10.1. Arka Taşıma Kirişi Kullanılması Hali

Böyle bir krişin kullanılması söz konusu olduğunda [2] nolu referansın 369. kısmında belirtilen hususlar göz önüne alınmalıdır. Bu referansa göre,

Kanat üzerinde $C_L = -0.8$ olan hücum kenarında sıfır fi-rar kenarında maksimum değere ulaşan bir üçgensel taşıma dağılımının, mevcut olduğu göz önüne alınır.

$$\left(\frac{W}{S} \right)_{\max} = \frac{1220}{105.4} = 11.57 \text{ lb/ft}^2$$



Şekil: 2.27 Kanatçıkların Açılması Durumunda Burulma Momentlerinin Dağılımı

Ters dönmüş hava akımı hızı aynı referanstan

$$V = 8.8 \sqrt{W/S} + 8.7 \text{ (knots)} \quad (2.30)$$

olarak verilir. Buna göre V,

$$V = 8.8 \sqrt{11.57} + 8.7 = 38.64 \text{ knots}$$

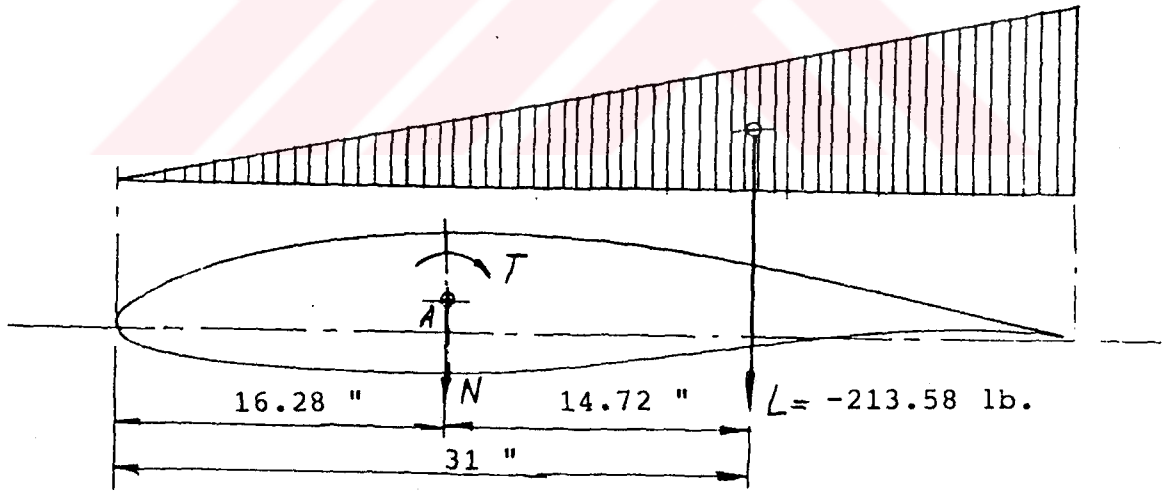
V = 44.47 mph bulunur.

Her iki yarım kanatta oluşan taşıma,

$$L = C_L \cdot \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot \frac{S}{2} \cdot V^2 = C_L \cdot 0.135 \cdot V^2$$

$$L = -0.8 \cdot 0.135 \cdot 44.47^2$$

L = -213.58 lb. bulunur.



Şekil: 2.28. Arka Taşıma Kirişi Kullanılması Halinde Oluşan Taşıma Dağılımının Gösterimi

Yükler A noktasına taşınırsa

$$N=L=- 213.58 \text{ lb}$$

$$T= 213.58 \cdot 14.72= 3144 \text{ lb. inç olur.}$$

2.11. Nervür Yükleri

Nervürler, V-n diyagramındaki A-D-E ve G noktalarındaki yükler için hesaplanacaktır.

2.11.1. Profil Ek Verileri

63₂015 Temel kalınlık formu için [3] nolu referansın 97. sayfasından

Orta hat a=1 için

$$c_{li} = 1.0 \quad \frac{\Delta v}{v} = 0.250$$

63₂615 profili için 63₂015 profilinden istifade ederek,

$$c_{li} = 0.6 \text{ ve } \frac{\Delta v}{v} = 0.250 \cdot 0.6 = 0.150$$

bulunur.

$C_L \approx C_N$ kabul edersek taşıma denkleminde,

$$C_L = \frac{n \cdot \frac{W}{S}}{0.00256 \cdot v^2} \quad \text{olur.}$$

n= 4.4 için C_L ,

$$C_L = \frac{19895}{v^2} \quad \text{olur}$$

n=- 2.2 için C_L ,

$$C_L = \frac{-9948}{v^2} \quad \text{olur.}$$

Aynı raporun 3.5. bölümünden, düzeltilmiş profil karakteristikleri kullanılarak Tablo 2.9 hazırlanır.

Tablo:2.9 V-n Diyagramının Çeşitli Noktalarındaki $f(\alpha)$ Değerleri

V-n diyagramı noktaları	A	D	E	G
V(mph)	123	197	197	102
n	4.4	4.4	-2.2	-2.2
C_L	1.341	0.513	-0.257	-0.965
$C_L - C_{Li} = (C_L - 0.6)$	0.741	-0.087	-0.857	-1.565

2.11.2. Profil Teorisinin Mühendislik Uygulaması

[8] nolu referansda bahsedilen ince profil teorisine göre, ince profilin yük dağılımı iki kısımdan ibarettir. Bunlar,

- 1- İdeal hücum açısında temel bir dağılım
- 2- Hücum açısı ile orantılı, ilave bir dağılım

Birinci kısım profil şeklinin ve ince profilin orta hat geometrisinin fonksiyonudur. Veter boyunca bu yük dağılımının integrasyonu, aynı hücum açısında dizayn taşıma katsayısına eşit olan normal kuvvet katsayısını verir. Hücum açısı değişiminden kaynaklanan ikinci yük dağılımı "ilave yük dağılımı" ve buna karşılık gelen taşıma katsayısı "ilave taşıma katsayısı" olarak adlandırılır.

İlave yük dağılımı çeyrek veter noktasında moment oluşturmaz ve ince profil teorisine göre genelde profil geometrisinden bağımsızdır. İnce profil teorisi, hücum kenarındaki hızın değerini sonsuz yaptığından pratikte uygulanması sınırlıdır. Bu güçlük, ilave yük dağılımının

ne tamamen profil şeklinden bağımsız ne de hücum açısının tam olarak lineer bir fonksiyonu olduğunu gösteren gerçek profil teorisi tarafından bertaraf edilir. İlave yük dağılımının ilave taşıma katsayısı ile değişimi keyfi olarak lineer olduğu kabul edilebilir.

Yukarıda belirtilen iki yük dağılımı ile alakalı basınç dağılımından başka, diğer bir basınç dağılımı da mevcuttur. Bu basınç dağılımı, kalınlık formu ve ya sıfır hücum açısında temel simetrik kesit ile alakalıdır. Bu yüzden hız dağılımının birbirinden bağımsız kısımlarından müteşekkil olduğu göz önüne alınabilir. Bunlar,

- 1- Sıfır hücum açısında, temel kalınlık formu üzerindeki hız dağılımına tekabül eden dağılım.
- 2- İdeal hücum açısında, orta hattın yük dağılımına tekabül eden dağılım.
- 3- Hücum açısı ile alakalı ilave yük dağılımına tekabül eden dağılım.

Herhangi bir veter boyu pozisyonundaki yerel yük, üst ve alt yüzeyler arasındaki hız farkından kaynaklanır. Bir yüzey üzerindeki hız artımının, diğer yüzeydeki hız azalmasına eşit olduğu kabul edilir. Bu kabul, ince profil teorisinde kullanılan sirkülasyon dağılımının temel kavramlarıyla bağdaşır. Yerel yük katsayısı P_R ve hız artım oranları $\frac{\Delta v}{v}$ veya $\frac{\Delta v_a}{v}$ arasındaki ilişki

$$\frac{\Delta v}{v} = \frac{1}{4} \frac{P_R}{v/v} \text{ veya } \frac{\Delta v_a}{v} = \frac{1}{4} \frac{P_R}{v/v} \quad (2.31)$$

gibidir. Burada $\frac{\Delta v}{v}$, temel kalınlık formunun üzerindeki noktaya tekabül eden hız oranıdır. $\frac{\Delta v}{v}$ nin gerçekte kullanılan değeri $\frac{v}{v}$ nin 1 olduğu ince profil veya orta

hatta tekabül eden değerdir.

Profil üzerindeki hız dağılımının 2. ve 3. kısımlarına tekabül eden $\frac{\Delta v}{V}$ ve $\frac{\Delta v_a}{V}$ hız artım oranları, (S) basınç katsayısının elde edildiği noktadaki toplam hızı elde etmek için birinci kısma karşılık gelen hız oranına eklenir. Buna göre,

$$S = \left(\frac{v}{V} \pm \frac{\Delta v}{V} \pm \frac{\Delta v_a}{V} \right)^2 \quad (2.32)$$

şeklindedir. S basınç katsayısı Şekil 2.29' da gösterilmiştir. Bu formül kullanılacağı zaman $\frac{x}{c}$ nin değerlerine tekabül eden oranların değerleri birbirlerine eklenir ve basınç katsayısının sonuç değeri $\frac{x}{c}$ nin aynı değerinde profil yüzeyine yerleştirilir.

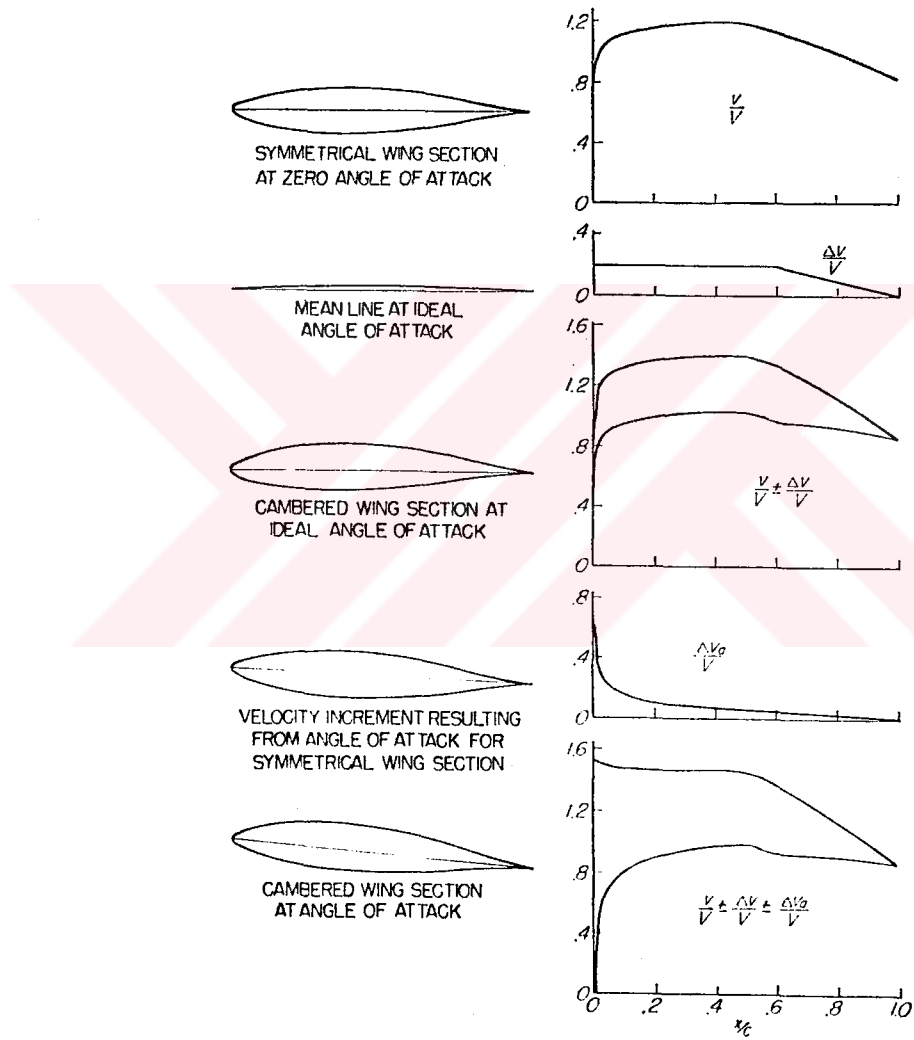
$\frac{\Delta v}{V}$ ve $\frac{\Delta v_a}{V}$ değerleri, bu hız artım oranlarına tekabül eden yerel yüklerin pozitif değerleri için, üst yüzeyde pozitif ve alt yüzeyde ise negatiftir. $\frac{\Delta v_a}{V}$ oranı sıfır olduğu zaman, basınç dağılımı diyagramının integrasyonu, orta hattın dizayn taşıma katsayısının (C_{Li}) değerini yaklaşık olarak verecektir. Ancak C_{Li} değeri genelde temel kalınlık formunun kalınlık oranına bağlı bir miktar kadar C_{Li} 'den büyük olacaktır.

Basınç dağılımının genelde C_{Li} 'den farklı bazı belirli taşıma katsayısı değerleri için bulunması istenir. Bunun için $\frac{\Delta v_a}{V}$ oranı daha önce hesaplanan bu oranın değerlerini bir $f(\alpha)$ faktörü ile çarparak yeniden düzenlenir. $f(\alpha)$ faktörü ise,

$$f(\alpha) = \frac{C_L - C_{Li}}{C_{Lo}} \quad (2.33)$$

şeklindedir.

Burada,



Şekil: 2.29. Basiñ Dağılımı Sentezleri

C_L : arzu edilen basınç dağılımındaki taşıma katsayısı değeri

C_{L0} : $\frac{\Delta v_a}{v}$ değerlerinin orjinal olarak hesaplandığı durumdaki taşıma katsayısıdır. Bu değer ise 632015 profil için 1' dir. Böylece $f(\alpha) = C_L - C_{L1}$ şeklinde yazılabilir.

Bütün bu açıklamalardan sonra, çeşitli durumlar için veter boyunca S_T toplam basınç katsayıları tablolar halinde hesaplanacaktır.

2.11.3. $n=+4.4$ Halindeki Yükler

İki nervür arasındaki mesafe 10 inç'tir. Tablo 2.5 den,

$$\frac{y}{b/2} = 0.2 \text{ için } y = 0.2 \cdot \frac{b}{2} = 0.2 \cdot \frac{326}{2}$$

$y = 32.6$ inç (Simetri düzlemiyle ilk istasyon arasındaki mesafe)

Bu aralıktaki normal hava yükündeki artış ΔN ,

$n = 4.4$ için tablo 2.5' den

$\Delta N = 578$ lb olarak alınır.

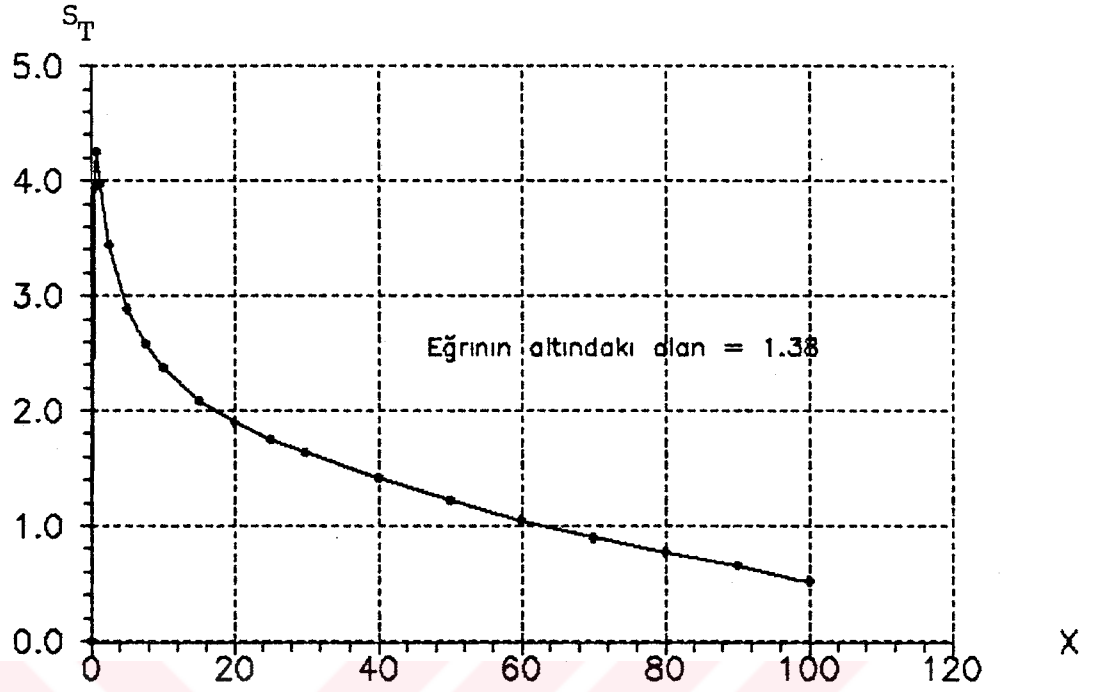
Buna göre kökler iki nervür arasındaki nervür yükü,

$$\text{Nervür yükü} = 578 \cdot \frac{10}{32.6} = 177.3 \text{ lb}$$

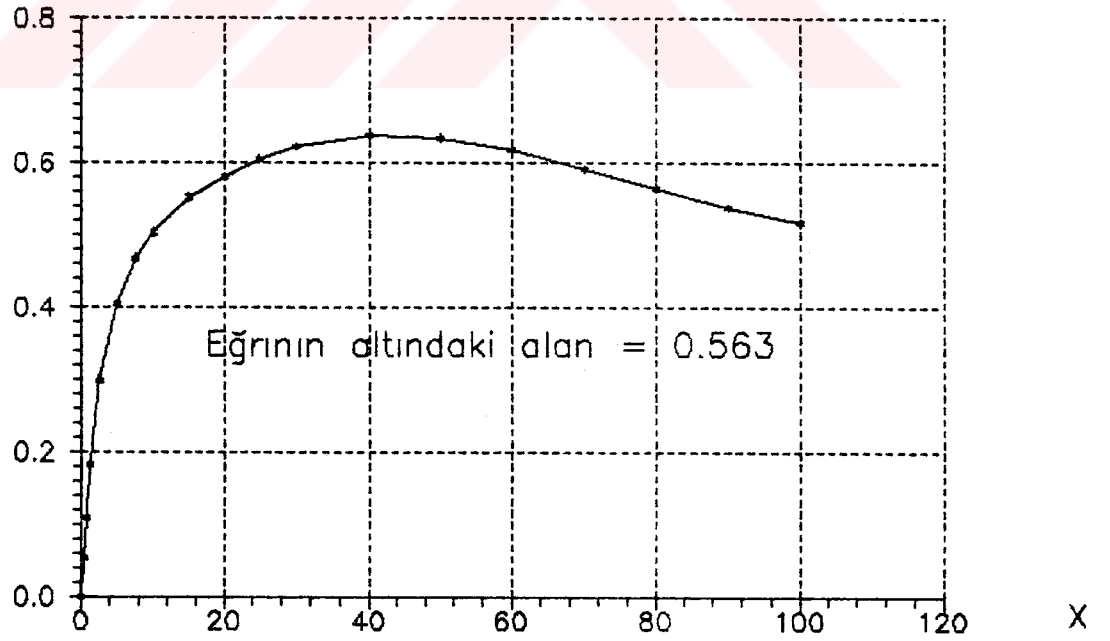
değerindedir. Bu yük iki nervür arasına gelebilecek maksimum yüktür. Bu hal için bulunan sonuçlar Tablo 2.10'da hesaplanmıştır.

Tablo 2.11. n=2.2 İçin Veter Boyunca Basing Dağılımı

63.015 Temel Kalınlık				C _L = 1.341										C _L = 0.513				
MACA TR 824 (s:76)				TR 824 s:27														
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16			
0	0	1.918	0.150	1.421	1.571	2.468	-1.571	2.468	0	-0.167	-0.017	0.0003	0.017	0.0003	0			
0.5	0.775	1.513		1.121	2.046	4.186	-0.496	0.246	3.940	-0.132	0.792	0.627	0.757	0.573	0.054			
0.75	0.907	1.379		1.022	2.079	4.322	-0.265	0.070	4.252	-0.120	0.937	0.978	0.877	0.769	0.109			
1.25	0.969	1.182		0.876	1.995	3.980	-0.057	0.003	3.977	-0.103	1.016	1.032	0.922	0.850	0.182			
2.50	1.051	0.903		0.669	1.870	3.497	0.232	0.054	3.443	-0.079	1.122	1.259	0.980	0.960	0.299			
5.00	1.115	0.674		0.499	1.764	3.112	0.466	0.227	2.885	-0.059	1.206	1.454	1.024	1.049	0.405			
7.50	1.147	0.557		0.413	1.710	2.924	0.584	0.341	2.583	-0.048	1.249	1.560	1.045	1.092	0.468			
10.0	1.166	0.484		0.359	1.675	2.806	0.657	0.432	2.374	-0.042	1.274	1.623	1.058	1.119	0.504			
15.0	1.190	0.388		0.288	1.628	2.650	0.752	0.566	2.084	-0.034	1.306	1.706	1.074	1.153	0.553			
20.0	1.202	0.330		0.245	1.597	2.550	0.807	0.651	1.899	-0.029	1.323	1.750	1.081	1.169	0.581			
25.0	1.211	0.286		0.212	1.573	2.474	0.849	0.721	1.753	-0.025	1.336	1.785	1.086	1.179	0.606			
30.0	1.217	0.251		0.186	1.553	2.412	0.881	0.776	1.636	-0.022	1.345	1.809	1.089	1.186	0.623			
40.0	1.202	0.196		0.145	1.497	2.241	0.907	0.823	1.418	-0.017	1.335	1.782	1.069	1.143	0.639			
50.0	1.160	0.153		0.113	1.423	2.025	0.897	0.805	1.220	-0.013	1.297	1.682	1.023	1.047	0.635			
60.0	1.105	0.118		0.087	1.342	1.801	0.868	0.753	1.048	-0.010	1.245	1.550	0.965	0.931	0.619			
70.0	1.042	0.088		0.065	1.257	1.580	0.827	0.684	0.896	-0.008	1.184	1.402	0.900	0.810	0.592			
80.0	0.976	0.063		0.047	1.173	1.376	0.779	0.607	0.769	-0.005	1.121	1.257	0.831	0.691	0.566			
90.0	0.916	0.039		0.029	1.095	1.199	0.737	0.543	0.656	-0.003	1.063	1.130	0.769	0.591	0.539			
100	0.866	0		0	1.016	1.032	0.716	0.512	0.520	0	1.016	1.032	0.716	0.513	0.519			



Şekil 2.30. 63₂₆₁₅ Profilinin $C_L = 1.341$ 'deki
Basınç Dağılımı



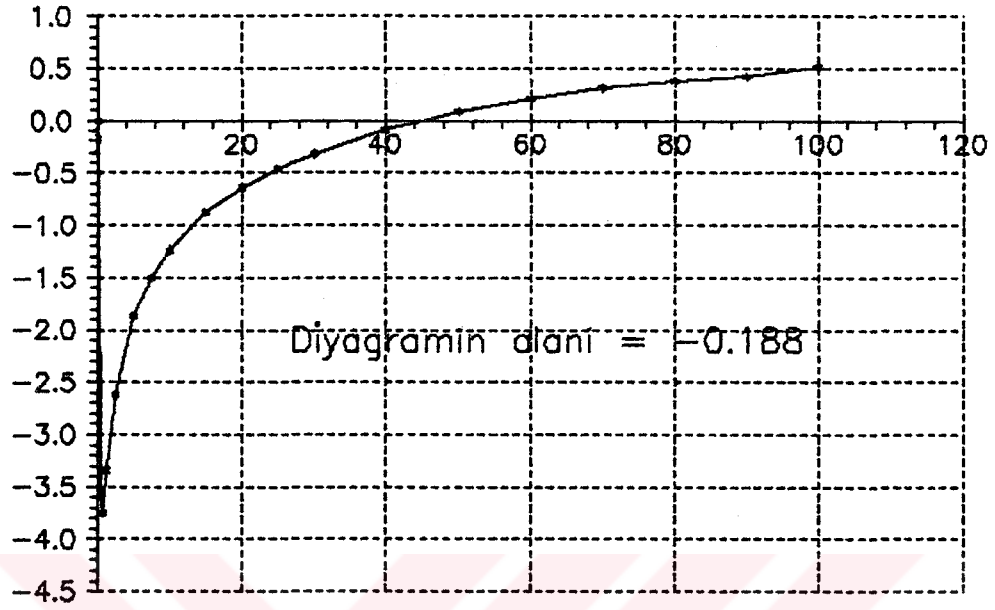
Şekil 2.31. $C_L = 0.513$ 'deki Basınç Dağılımı

Tablo: 2.10. ve 2.11'deki Sütunların Açıklanması

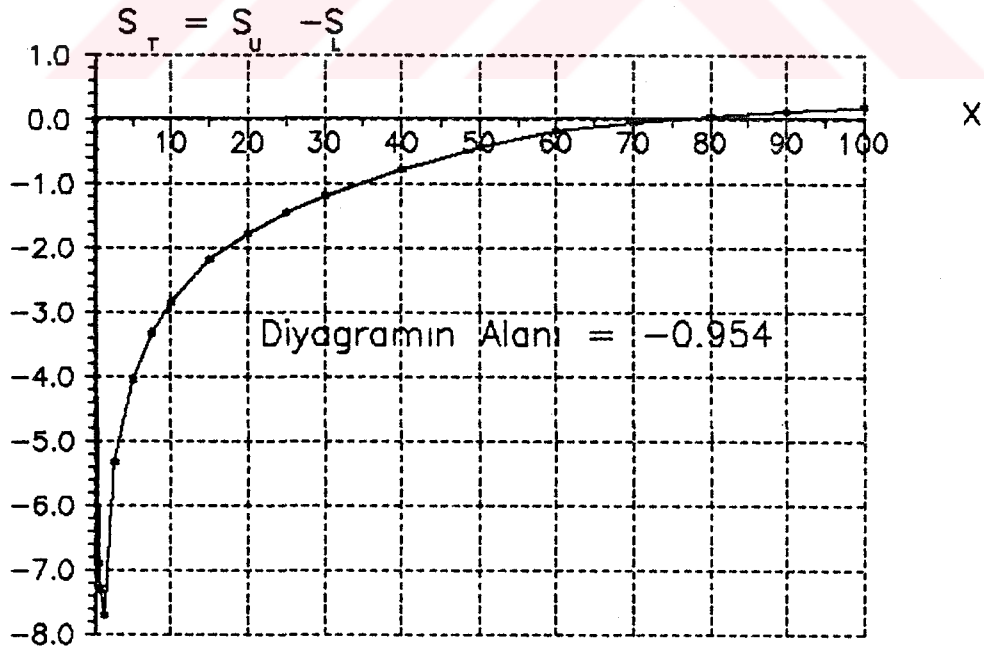
1	x	: Veter boyunca hücum kenarından olan yüzde uzaklık
2	$\frac{v}{V}$	: Sıfır taşımadaki simetrik profilin yüzeyi üzerindeki yerel hızın serbest akım hızına oranı.
3	$\frac{\Delta v_a}{V}$	: Hücum açısından dolayı profilin yüzeyi üzerindeki yerel hızdaki artışın serbest akım hızına oranı
4	$\frac{\Delta v}{V}$	: Kamburluktan dolayı profil yüzeyi üzerindeki yerel hızdaki artışın serbest akım hızına oranı.
5	$\frac{\Delta v_a}{V} \cdot (C_L - C_{L_i})$	: ③. kolon ile f (α) faktörünün çarpımı
6	$\frac{v}{V} + \frac{\Delta v}{V} + \frac{\Delta v_a}{V} \cdot (C_L - C_{L_i})$	: ②, ④ ve ⑤. kolonların toplamı
7	$S_u = \left[\frac{v}{V} + \frac{\Delta v}{V} + \left(\frac{\Delta v_a}{V} \cdot (C_L - C_{L_i}) \right) \right]^2$	: Profilin üst yüzeyi üzerindeki basınç katsayısı olup ⑥. kolonun karesidir.
8	$\frac{v}{V} - \frac{\Delta v}{V} - \left[\frac{\Delta v_a}{V} \cdot (C_L - C_{L_i}) \right]$	: ②. kolondan ④ ve ⑤. kolonların çıkarılması.
9	$S_L = \left[\frac{v}{V} - \frac{\Delta v}{V} - \left(\frac{\Delta v_a}{V} \cdot (C_L - C_{L_i}) \right) \right]^2$	: Profilin alt yüzeyi üzerindeki basınç katsayısı olup ⑧. kolonun karesidir.
10	$S_T = S_u - S_L$	: Profil basınç katsayısı

⑪-⑬.kolonlarda, sırasıyla ⑤-⑩.kolonlarda açıklanan ifadeler kullanılarak, farklı bir taşıma katsayısı için hesaplar yapılmıştır.

$$S_r = S_u - S_l$$



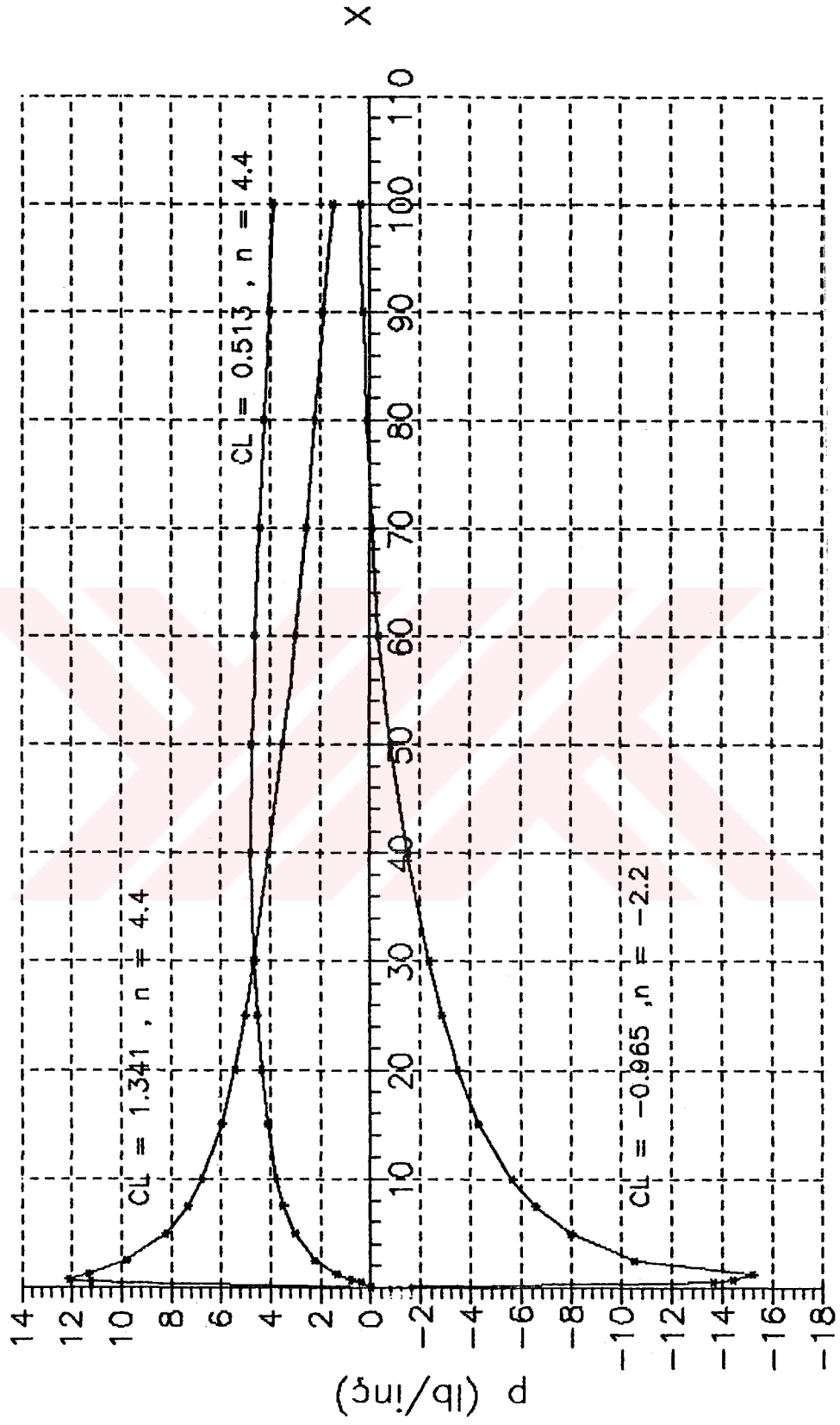
Şekil 2.32. $C_L = -0.257$ 'deki Basınç Dağılımı



Şekil 2.33. $C_L = -0.965$ 'deki Basınç Dağılımı

Tablo 2.12. (V-n) Diyagramındaki Belirli Noktalar İçin
Nervürün Birim Uzunluğuna Gelen Yükler

	Nervür yükü 177.3 lb (limit)				Nervür yükü -88.65 lb(lim.)	
	$C_k = 1.341$		$C_k = 0.513$		$C_k = -0.965$	
	Sr tablo 4.10'dan	$p = \frac{Sr}{1.341} \cdot \frac{177.3}{46.5}$ (lb/inç)	Sr tablo 4.10'dan	$p = \frac{Sr}{0.513} \cdot \frac{177.3}{46.5}$ (lb/inç)	Sr tablo 4.10'dan	$p = \frac{Sr}{-0.965} \cdot \frac{-88.65}{46.5}$ (lb/inç)
0	0.000	0.00	0.000	0.000	0.000	0.000
0.5	3.940	11.20	0.054	0.400	-6.890	-13.61
0.75	4.252	12.09	0.109	0.810	-7.285	-14.39
1.25	3.977	11.31	0.182	1.350	-7.696	-15.20
2.50	3.443	9.79	0.299	2.220	-5.324	-10.52
5.00	2.885	8.20	0.405	3.010	-4.036	-7.970
7.50	2.583	7.34	0.468	3.480	-3.309	-6.540
10.0	2.374	6.75	0.504	3.750	-2.838	-5.610
15.0	2.084	5.93	0.553	4.110	-2.172	-4.290
20.0	1.899	5.40	0.581	4.320	-1.763	-3.480
25.0	1.753	4.98	0.606	4.500	-1.442	-2.850
30.0	1.636	4.65	0.623	4.630	-1.180	-2.330
40.0	1.418	4.03	0.639	4.750	-0.756	-1.490
50.0	1.220	3.47	0.635	4.720	-0.415	-0.820
60.0	1.048	2.98	0.619	4.620	-0.160	-0.320
70.0	0.896	2.55	0.592	4.400	-0.031	-0.060
80.0	0.769	2.19	0.566	4.210	0.070	0.140
90.0	0.656	1.87	0.539	4.010	0.144	0.280
100	0.520	1.48	0.519	3.860	0.204	0.400



Şekil 2.34. Kanat Nervür Yükleri Diyagramı (Limit Yükler)

2.11.4. Tablo 2.10 ve 2.11'de Bulunan Sonuçların Özeti

Basınç dağılımı diyagramlarının altındaki alanlar nervür üzerindeki toplam hava yükünü ifade eder $C_L = 1.341$ ve 0.513 değerleri için, bu yük 177.3 lb' dir . $C_L = -0.257$ ve -0.965 değerleri için ise sözkonusu yük -88.65 lb' dir. Diyagramların altındaki alanlar C_L değerlerine eşit olmalıdır. $C_L = 1.341$; 0.513 ve -0.965 değerleri için, bulunan alanlar C_L değerlerine çok yakındır. Fakat $C_L = -0.257$ değeri için, -0.188 bulunmuştur. Bu basınç diyagramı daha büyük bir $(C_L - C_{L_i})$ değeri için tekrar hesaplanabilir. Eğer bu yapılırsa, yeni C_L değeri için modifiye edilmiş bu diyagram $C_L = -0.965$ diyagramına daha da benzeyecektir. Her iki halde de nervür üzerine aynı yük (-88.65 lb) geleceğinden, $C_L = -0.965$ değerinin uç nervür için daha kritik olacağı gözönüne alınabilir. Bu yüzden $C_L = -0.257$ hali tekrar hesaplanmayacaktır.

2.11.5. Flapların Açık Olduğu Durumdaki Yükler

Bu yüklerin hesaplanmasında [8] nolu referansta bahsedilen "veter boyunca yük dağılımı" konusundan yararlanılmıştır.

$$2.11.5.1. V_{F_{\min}} = 90 \text{ mph ve } n_{\text{flap}} = 2.2 \text{ Hali}$$

$$E = \frac{C_f}{C} = 0.25 \quad \beta = 40^\circ \text{ olarak daha önce seçilmiştir.}$$

$$\text{Düz profil için } C_L = 0.727 \text{ ve}$$

$C_m = -0.110$ bulunmuştu. Benzer şekilde flaplı profil $C_L = 1.517$ ve $C_m = -0.321$ olarak hesaplanmıştı. Buna göre flaptan dolaylı meydana gelen aerodinamik katsayılarda artış

$$\Delta C_n = 0.79$$

$$\Delta C_m = -0.321 - (-0.110) = -0.211 \quad \text{şeklindedir.}$$

Normal kuvvetdeki artış, temel dağılımdaki artış ($P_{b\delta}$) ve ek yük dağılımındaki artıştan ($P_{a\delta}$) ibarettir.

$$P_{\delta} = P_{a\delta} + P_{b\delta} \quad (2.34)$$

şeklindedir.

Temel normal kuvvetteki artış,

$$P_{b\delta} = \frac{P_{b\delta}}{C_{n_{b\delta}}} \cdot C_{n_{b\delta}} \quad (2.35)$$

şeklindedir.

ilave normal kuvvet,

$$P_{a\delta} = 4 \cdot \frac{\Delta v_a}{v} \cdot \frac{v}{v} \cdot C_{n_{a\delta}} \quad (2.36)$$

şeklindedir. (2.35) ve (2.36) denklemlerinde,

$C_{n_{b\delta}}$: Flap açılmasından kaynaklanan temel normal kuvvet artış katsayısı

$C_{n_{a\delta}}$: Flap açılmasından kaynaklanan ilave normal kuvvet artış katsayısını göstermektedir.

$E = 0.25$ ve $\beta = 40^\circ$ için [8] nolu referansın 244 ila 246. sayfalarından,

$$G = -0.392$$

$$\zeta_n = -0.27$$

$$\zeta_m = 1.14$$

olarak alınmıştır.

Burada G moment kolunu, ζ_n ve ζ_m ise türbülans faktörlerini göstermektedir.

$$\Delta C_n' = \Delta C_n + (\zeta_n \cdot \Delta C_m) \quad (2.37)$$

$$\begin{aligned}
&= 0.79 + (-0.27 \cdot -0.211) \\
&= 0.79 + 0.057 = 0.847 \\
\Delta C'_m &= \zeta_m \cdot \Delta C_m \quad (2.38) \\
\Delta C'_m &= 1.14 \cdot (-0.211) \\
&= -0.240
\end{aligned}$$

(2.37) ve (2.38) formüllerindeki $\Delta C'_n$ ve $\Delta C'_m$ flapların açık olması halindeki dağılımın, flabı kapalı olan profilin veteri üzerine yerleştirildiğindeki normal kuvvet ve yunuslama moment katsayılarıdır.

$$C_{n_{a\delta}} = \Delta C'_n - \frac{\Delta C'_m}{G} \quad (2.39)$$

$$\begin{aligned}
C_{n_{a\delta}} &= 0.838 - \frac{-0.240}{-0.392} \\
&= 0.847 - 0.612 = 0.235
\end{aligned}$$

$$C_{n_{b\delta}} = \frac{\Delta C'_m}{G} \quad (2.40)$$

$$C_{n_{b\delta}} = \frac{-0.240}{-0.392} = 0.612$$

(2.35) ve (2.36) denklemlerinde değerleri yerine koyarsak,

$$P_{b\delta} = \frac{P_{b\delta}}{C_{n_{b\delta}}} \cdot 0.612 \quad (2.35.a)$$

ve

$$P_{a\delta} = 4 \cdot \frac{\Delta v_a}{V} \cdot \frac{v}{V} \cdot 0.235$$

$$P_{a\delta} = 0.94 \cdot \frac{\Delta v_a}{V} \cdot \frac{v}{V} \quad (2.36.a)$$

Bu durum için bulunan sonuçlar Tablo 2.13' de hesaplanmıştır.

2.11.5.2. $V_{F_{min}} = 90 \text{ mph}$ ve $n_{flap}=0$ Hali

Daha önce yapılan hesaplarda, düz profil için $C_L = -0.473$ ve $C_m = -0.110$ olarak bulunmuştu. Flaplı profil için ise, $C_L^{a.c} = +0.317$ ve $C_m^{a.c} = -0.321$ bulunmuştu. Buna göre aerodinamik katsayılarındaki artış

$$\Delta C_n = 0.79$$

$$\Delta C_m = -0.211$$

şeklindedir.

$P_{b\delta}$ ve $P_{a\delta}$ değerleri daha önce hesaplanıp Tablo 2.13 de listelenmiştir. Yine bu durum için yapılan hesapların neticesi Tablo 2.14' de listelenir.

2.11.6. Kanatçıkların Açık Olması Durumundaki Yükler

Bu yüklerin hesabında [3] nolu referansta bahsedilen "veter boyunca yük dağılımı" konusundan yararlanılmıştır.

2.11.6.1. Kritik Kanatçık Açılması Hali

Daha önceki bölümlerde yapılan hesaplar sonucunda

$$V_d = 197 \text{ mph}$$

$$q = 99.35 \text{ lb/ft}^2$$

$$\delta_a = 3.7^\circ$$

bulunmuştu. Şekil 2.13' de % 100 yükleme halinde olduğu gibi, % 75 pozitif manevra kanat yüklemesi halinde de, yükler açıklık boyunca eşit olarak dağıtılabılır.

Tablo 2.5' den, açıklık boyunca kanatçık üzerine etkiyen yükler incelenirse, yüklerin köke doğru arttığı ve en büyük yükün 0.8 ile 0.6 istasyonları arasında olduğu görülür.

Tablo 2.14. $\alpha = -11.8^\circ$ ve $\beta = 40^\circ$ Olması Durumunda VeterBoyunca Yük Dağılımı ($n_{flap}=0$)

4	CLD0Z = -0.473 CL-CLi = -0.473 - 0.6 = -1.073						15
	9	UST YUZEY		ALT YUZEY		14	
		10	11	12	13		
0	-2.058	-1.908	3.640	1.908	3.640	0	0
0.5	-1.623	-0.698	0.487	2.248	5.054	-4.567	-3.465
0.75	-1.480	-0.423	0.179	2.237	5.004	-4.825	-3.649
1.25	-1.268	-0.149	0.022	2.087	4.356	-4.334	-3.257
2.50	-0.969	0.232	0.054	1.870	3.497	-3.443	-2.551
5.00	-0.723	0.542	0.294	1.688	2.849	-2.555	-1.849
7.50	-0.598	0.699	0.489	1.595	2.544	-2.055	-1.454
10.0	-0.519	0.797	0.635	1.535	2.356	-1.721	-1.191
15.0	-0.416	0.924	0.854	1.456	2.120	-1.266	-0.832
20.0	-0.354	0.998	0.996	1.406	1.977	-0.981	-0.608
25.0	-0.307	1.054	1.111	1.368	1.871	-0.760	-0.434
30.0	-0.269	1.098	1.206	1.336	1.785	-0.579	-0.292
40.0	-0.210	1.142	1.304	1.262	1.593	-0.289	-0.068
50.0	-0.164	1.146	1.313	1.174	1.378	-0.065	0.102
60.0	-0.127	1.128	1.272	1.082	1.171	0.101	0.224
70.0	-0.094	1.098	1.206	0.986	0.972	0.234	0.320
80.0	-0.068	1.058	1.119	0.894	0.799	0.320	0.378
90.0	-0.042	1.024	1.049	0.808	0.653	0.396	0.430
100	0	1.016	1.032	0.716	0.513	0.519	0.519

$\Delta N = 528 \text{ lb}$ (Tablo 2.5' deki 0.6 ile 0.8 istasyonları arasındaki yük)

$$\frac{y}{b/2} = (0.8 \div 0.6) \longrightarrow \Delta N = 528 \text{ lb.}$$

$$\frac{\Delta y}{b/2} = (0.8 \div 0.6) = 0.2$$

$$\Delta y = 0.2 \cdot \frac{b}{2} = 0.2 \cdot \left(\frac{342}{2} \right)$$

$$\Delta y = 34.2 \text{ inç}$$

$$\% 75 \cdot n_1 \text{ için } \Delta N^1 \approx 528 \cdot 0.75$$

$$\Delta N^1 \approx 396 \text{ lb.}$$

Yerel kanat yüklemesi

$$W = \frac{396 \cdot 144}{34.2 \cdot 46.5}$$

$$W = 35.9 \text{ lb/ft}^2$$

böylece yerel taşıma katsayısı

$$C_L = \frac{W}{q} = \frac{35.9}{99.35} = 0.361$$

olarak bulunur.

Temel kısmın veter boyunca yük dağılımı bulunan $C_L = 0.361$ değeri ile hesaplanır. Kanatçık açılmasından dolayı meydana gelen yük dağılımındaki artış ise $\delta_a = 3.70$ değeri için hesaplanacaktır.

$$E = 0.25 \text{ ve } \delta_a = 3.70 \text{ için } [8] \text{ nolu referanstan}$$

$$G = -0.372$$

$$\zeta_n = -0.01$$

$$\zeta_m = 1.01$$

olarak alınır. Ayrıca [6] nolu referanstan yararlanarak,

$$\begin{aligned}\Delta C_{m_{\text{kanatçık}}} &\approx -0.01 \cdot \delta \\ &\approx -0.037\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}\Delta C_{n_{\text{kanatçık}}} &\approx \Delta C_{n_{\text{flap}}} \cdot \frac{\delta_a}{\delta f} \\ &\approx 0.79 \cdot \frac{3.7^\circ}{40^\circ} \\ &\approx 0.073\end{aligned}$$

olarak hesaplanır.

(2.37) denkleminde,

$$\Delta C'_n = 0.07337$$

ve

(2.38) denkleminde

$$\Delta C'_m = -0.0374 \text{ olarak bulunur.}$$

(2.39) ve (2.40) denklemlerinden ise sırasıyla

$$C_{n_{a\delta}} = -0.027$$

$$C_{n_{b\delta}} = 0.100$$

olarak hesaplanır. Böylece sonuçta $C_{L_{\text{kanatçık}}}$,

$$C_{L_{\text{kanatçık}}} = 0.361 + 0.073 = 0.434$$

olarak hesaplanır.

Tablo 2.13, 2.14 ve 2.15 deki Kolonların Açıklanması

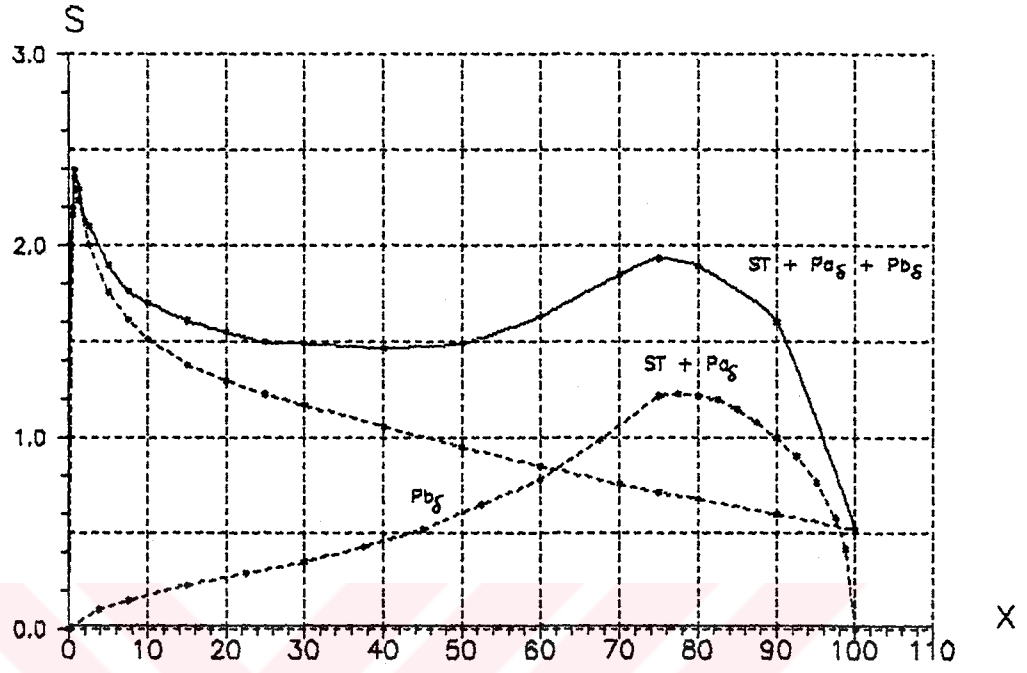
- 1 x/c : Hücüm kenarından itibaren absisin vetere oranı
- 2 $P_{b\delta}/C_{n_{b\delta}}$: Temel normal kuvvetteki artışın flap açılmasından kaynaklanan temel normal kuvvet artış katsayısına oranı
- 3 $P_{b\delta}$: Temel normal kuvvetteki artış
- 4 x : Veter boyunca hücüm kenarından olan yüzde uzaklık
- 5 $\frac{v}{V}$: Sıfır taşımadaki simetrik profilin yüzeyi üzerindeki yerel hızın, serbest akım hızına oranı
- 6 $\frac{\Delta v_a}{V}$: Hücüm açısından dolayı profilin yüzeyi üzerindeki yerel hızdaki artışın, serbest akım hızına oranı
- 7 $\frac{\Delta v}{V}$: Kamburluktan dolayı profil yüzeyi üzerindeki yerel hızdaki artışın, serbest akım hızına oranı
- 8 $P_{a\delta} = 4 \cdot \frac{\Delta v_a}{V} \cdot \frac{v}{V} C_{na\delta}$: Ek yük dağılımındaki artış olup
⑥ ve ⑤. kolonlardaki değerlerle $C_{na\delta}$ ve 4 değerini çarparak elde edilmiştir.
- 9 $\frac{\Delta v_a}{V} \cdot (C_L - C_{L_i})$: ⑥. kolon ile $f(\alpha)$ faktörünün çarpımı
- 10 $\frac{v}{V} + \frac{\Delta v}{V} + \frac{\Delta v_a}{V} (C_L - C_{L_i})$: ⑤, ⑦, ve ⑨. kolonların toplamı
- 11 $S_u = \left[\frac{v}{V} + \frac{\Delta v}{V} + \frac{\Delta v_a}{V} (C_L - C_{L_i}) \right]^2$: Profilin üst yüzeyi üzerindeki basınç katsayısı olup, ⑩. kolonun karesidir.

12 $\frac{v}{v} - \frac{\Delta v}{v} - \left[\frac{\Delta v_a}{v} \cdot (C_L - C_{L_i}) \right]$: ⑤. kolondan ⑦ ve ⑨. kolonların çıkartılması

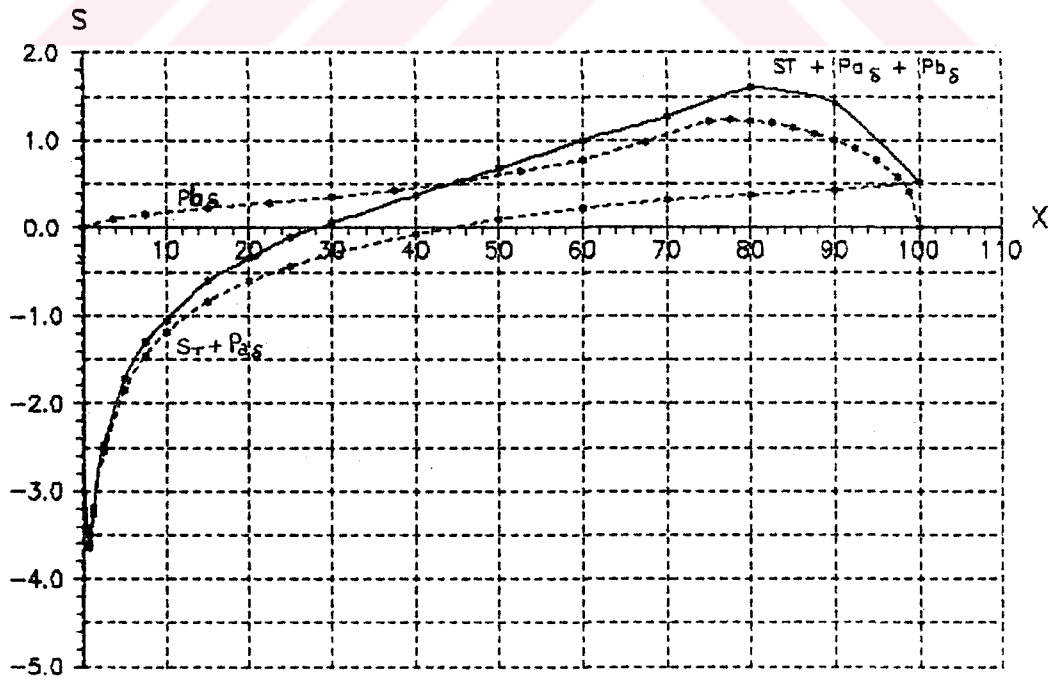
13 $S_L = \left[\frac{v}{v} - \frac{\Delta v}{v} - \frac{\Delta v_a}{v} (C_L - C_{L_i}) \right]^2$: Profilin alt yüzeyi üzerindeki basınç olup, ⑫. kolonun ka-residir.

14 $S_i = S_u - S_L$: Profil basınç katsayısı olup, ⑪. kolondan ⑬. kolonun çıkartılması ile elde edilir.

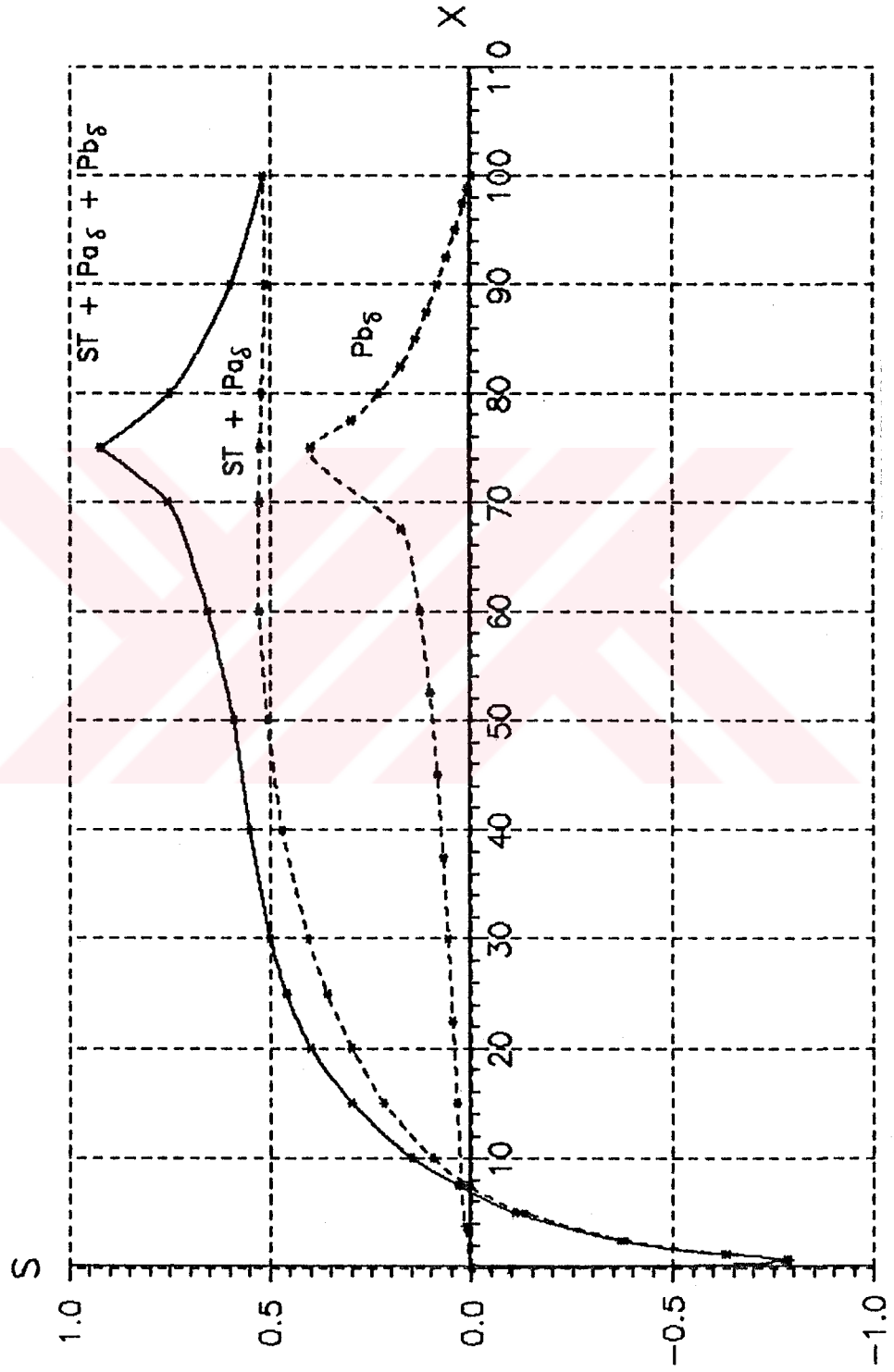
15 $S_T + P_{a_s}$: Profil basınç katsayısı ile ek yük dağılımındaki artışın toplamı olup, ⑭. kolon ile ⑧. kolonun toplamıdır.



Şekil 2.35. $C_L=1.517$ ve $\beta=40^\circ$ 'deki Basınç Dağılımı



Şekil 2.36. $C_L=0.317$ ve $\beta=40^\circ$ 'deki Basınç Dağılımı



Şekil 2.37. $C_L=0.434$ ve $\delta_a=3.7$ 'deki Basınç Dağılımı

2.11.7. Tablo 2.13 - 14 - 15 İle İlgili Hesapların Sonuçlarının Özeti

Basınç dağılımı diyagramlarının altındaki alanlar, nervür üzerindeki toplam hava yüklerini gösterir. Tablo 2.6 ve 2.7' de kanadın flaplı kısmı için N toplam yükü verilmiştir. Nervür aralığını 10 inç ve açıklık boyunca dağılımı dikdörtgen biçiminde kabul ederek, toplam nervür yükleri aşağıdaki gibi hesaplanabilir.

Flaplı kısım için nervür yükü,

$$N \cdot \frac{10}{100} = \frac{N}{10} \text{ dur.}$$

Tablo 2.6' dan n=2.2 hali için N=1023 lb alınır,sa,

$\frac{N}{10} = \frac{1023}{10} = 102.3 \text{ lb}$ olarak hesaplanır. Bu hal için taşıma katsayısı $C_L = 1.517$ ' dir. Benzer şekilde Tablo 2.7 den n=0 hali için ise N=189 lb alınır,sa

$$\frac{N}{10} = \frac{189}{10} = 18.9 \text{ lb}$$

bu hal için ise $C_L = 0.317$ ' dir.

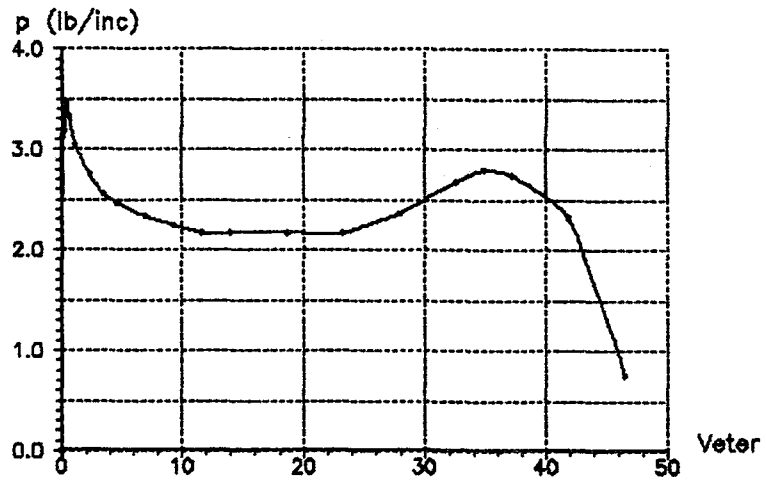
Kanatçık açılmasının kritik hali için yerel kanat yüklemesi $W = 35.9 \text{ lb/ft}^2$ olarak daha önce hesaplanmıştı. Buna göre kanatçık açılmasından dolayı oluşan toplam nervür yükü :

$$\begin{aligned} \text{Nervür yükü} &= W_{\text{yerel}} \cdot \Delta S_{\text{kanat}} \\ &= 35.9 \cdot \left(\frac{46.5 \cdot 10}{144} \right) \\ &= 116 \text{ lb.} \end{aligned}$$

olarak bulunur.

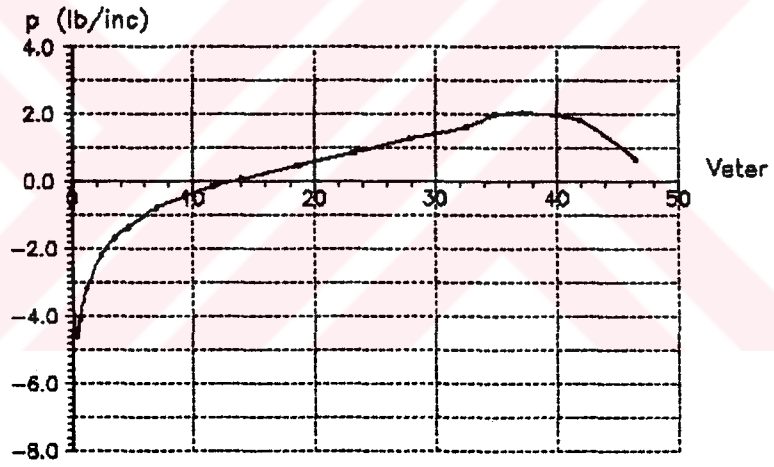
Tablo 2.16. Flabın 40 ve Kanatçıgın 3.7 Açılması Halinde
Nervürün Birim Uzunluğu Üzerine Gelen Yükler

C_L	1.517		0.317		0.434	
Nervür yükü	102.3		18.9		116	
x	S şekil: 4.35'den	$p = \frac{S}{1.519} \cdot \frac{102.3}{46.5}$ (lb/inç)	S şekil: 4.36'dan	$p = \frac{S}{0.317} \cdot \frac{18.9}{46.5}$ (lb/inç)	S şekil: 4.37'den	$p = \frac{S}{0.434} \cdot \frac{116}{46.5}$ (lb/inç)
0.0	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000
0.5	2.200	3.186	-3.415	-4.379	-0.779	-4.478
0.75	2.400	3.476	-3.589	-4.602	-0.781	-4.489
1.25	2.300	3.331	-3.187	-4.086	-0.625	-3.592
2.50	2.100	3.041	-2.471	-3.168	-0.365	-2.098
5.00	1.900	2.752	-1.719	-2.204	-0.107	-0.615
7.50	1.765	2.556	-1.304	-1.672	0.034	0.195
10.0	1.700	2.462	-1.050	-1.346	0.150	0.862
15.0	1.611	2.333	-0.602	-0.772	0.300	1.724
20.0	1.550	2.245	-0.350	-0.449	0.400	2.299
25.0	1.500	2.172	-0.100	-0.128	0.460	2.644
30.0	1.523	2.206	0.058	0.074	0.500	2.874
40.0	1.500	2.172	0.380	0.487	0.550	3.161
50.0	1.500	2.172	0.680	0.872	0.590	3.391
60.0	1.632	2.364	1.004	1.287	0.655	3.765
70.0	1.850	2.679	1.270	1.628	0.755	4.340
80.0	1.895	2.745	1.598	2.049	0.751	4.317
90.0	1.602	2.320	1.430	1.834	0.598	3.437
100	0.519	0.752	0.519	0.665	0.519	2.983



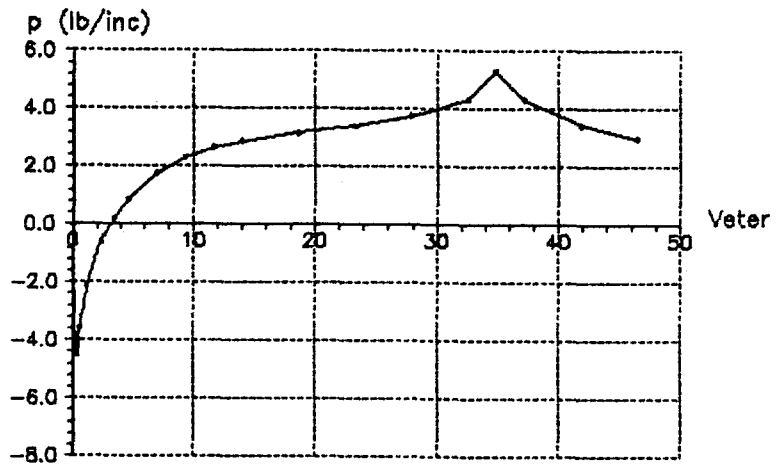
Şekil 2.38. $C_L=1.517$ ve $\beta=40$ İçin Yük

Diyagramı (Limit Yükler)



Şekil 2.39. $C_L=0.317$ ve $\beta=40$ İçin Yük

Diyagramı (Limit Yükler)



Şekil 2.40. $C_L=0.434$ ve $\delta_a=3.7$ 'deki Yük

Diyagramı (Limit Yükler)

SONUÇLAR VE ÖNERİLER

Bu tez çalışmasında hafif, pervaneli bir uçağın dizayn hesaplarının bir kısmını oluşturan, kanat üzerine çeşitli uçuş hallerinde gelen aerodinamik yüklerin hesabı ve dağılımlarının tesbiti yapılmıştır.

Dış boyutları ve ağırlık kalemleri belirlenmiş olan uçağın kanadına, simetrik ve simetrik olmayan uçuşlarda gelen aerodinamik yükler tesbit edilmiştir. Uçağın ömrü boyunca çeşitli uçuş hallerinde maruz kalabileceği sınır yükleri ihtiva eden V-n manevra zarfı çizilmiştir. V-n manevra zarfının çeşitli noktalarına tekabül eden yükleme halleri göz önüne alınarak, kanat elemanları üzerindeki zorlamalar incelenmiştir.

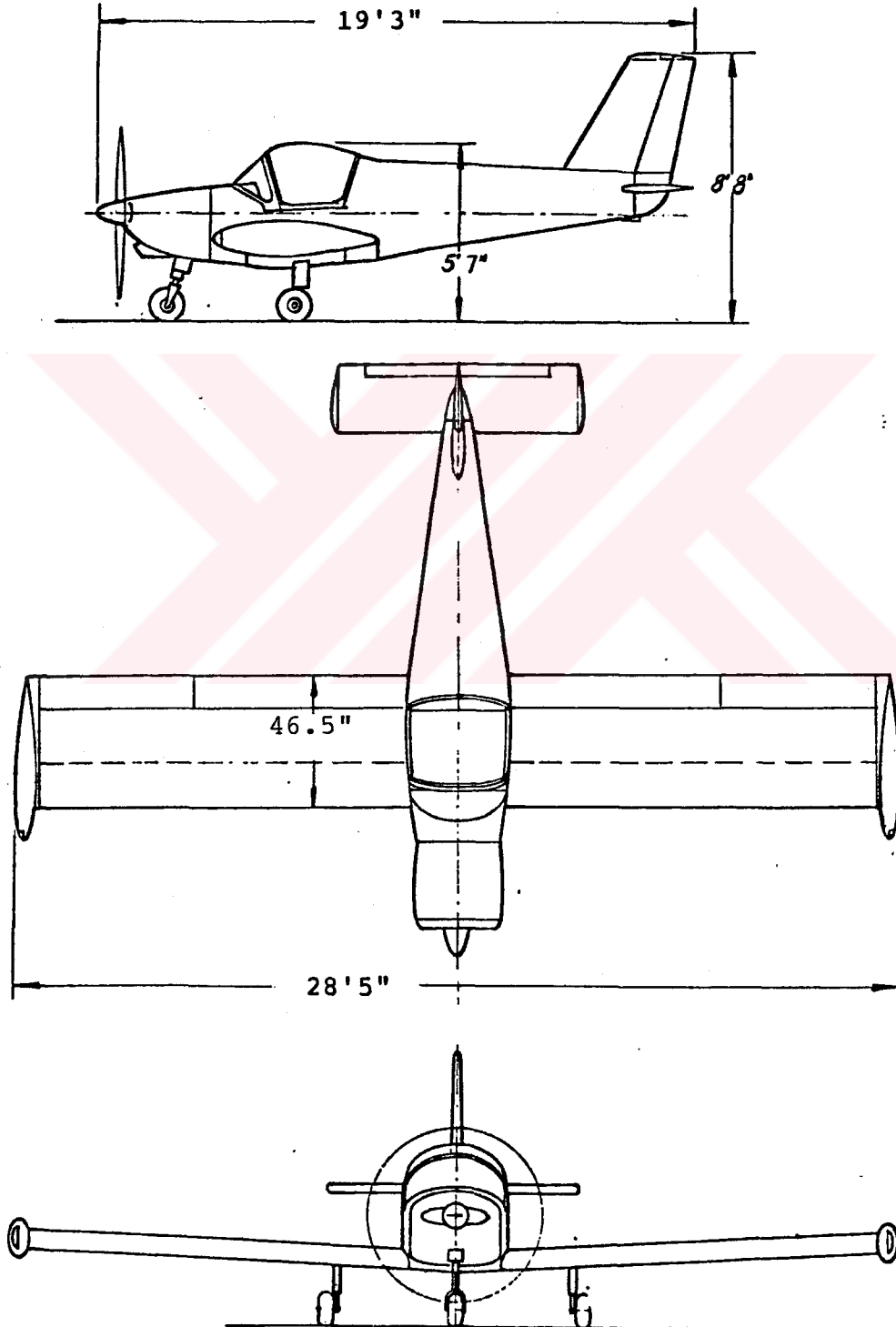
Bu çalışmada, sadece kanat ve elemanlarına uçuş hallerinde gelen yüklerin hesabı ve bunların dağılımları incelenmiştir. Gövde ve diğer elemanlar üzerindeki yüklerin hesaplarına girilmemiştir. Ayrıca dizayn hesaplarının önemli bir kısmını oluşturan yapısal mukavemet hesaplarına girilmemiştir. Bu tez çalışması, gövde üzerindeki yüklerin analizi veya yapısal mukavemet hesapları ile uğraşacak kişiler için iyi bir referans teşkil edecek nitelikte olup yararlanılması tavsiye edilir.

KAYNAKLAR

- [1] PAZMANY, L, Light Airplane Design, San Diego 10, California, 1963
- [2] FAR, Federal Air Regulations, Washington, D.C.
- [3] ABBOTT, DOENHOFF and STRIVERS Jr. NACA Technical Report 824, U.S. Government Printing Office, Washington, D.C.
- [4] YOUNG, A.D., The Aerodynamic Characteristics of Flaps Aeronautical Research Council, Technical Report No: 2622, London
- [5] CAB, Civil Air Regulations, Washington, D.C.
- [6] CAM, Commercial Air Movement
- [7] WOOD, K.D. Technical Aerodynamics, Colarado.
- [8] ABBATT and DOENHOFF, Theory of Wing Sections, New York, 1949



EK-A UÇAĞIN ÜÇ GÖRÜNÜŞÜ



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

Oğuz TUBAY, 1967 yılında Kırıkhan'da doğdu. 1984 yılında Kırıkhan Gazi Lisesi'nden pekiyi dereceyle, okul birincisi olarak mezun oldu.

Aynı yıl İstanbul Teknik Üniversitesi, Uçak ve Uzay Bilimleri Fakültesi, Uçak Mühendisliği bölümüne kayıt oldu. 1988 yılında bu okuldan, "Biri Jet ve Diğeri Pervaneli İki Yolcu Uçağının Dizaynı ve Sonuçlarının Mukayese-si" bitirme tezi ile iyi dereceyle Mühendis olarak mezun oldu.

1988 yılında, İ.T.Ü. Fen bilimleri Enstitüsü, Uçak ve Uzay Bilimleri Teknolojisi Anabilim dalı, Uçak Programına kayıt yaptırdı. 1988-89 yılında İngilizce Hazırlık sınıfında bir sene okudu.

Halen Yüksek lisans öğrenimine devam etmektedir.