

ANADOLU ÜNİVERSİTESİ  
FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

# UÇAK TASARIMINDA BAZI TEMEL KARAKTERİSTİKLER ARASINDAKİ BAĞINTILARIN İNCELENMESİ

Aydan CAVCAR (Serdar)

*Anadolu Üniversitesi  
Fen Bilimleri Enstitüsü*

*Lisansüstü Yönetmeliği Uyarınca  
Makina Mühendisliği Ana Bilim Dalı  
Konstrüksiyon ve İmalat Bilim Dalında*

**YÜKSEK LİSANS TEZİ**

*Olarak Hazırlanmıştır.*


Danışman :  
Dr. Armağan İNALHAN

**T. C.**  
**YÜKSEKÖĞRETİM KURULU**  
Dokümantasyon Merkezi

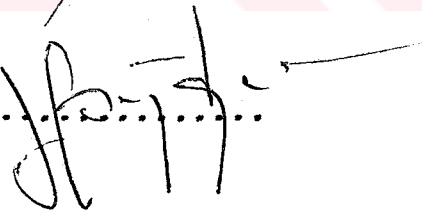
Haziran - 1988

Aydan Cavcar (Serdar)'ın YÜKSEK LİSANS tezi olarak hazırladığı "Uçak Tasarımında Bazı Temel Karakteristikler Arasındaki Bağlıntıların İncelenmesi" başlıklı bu çalışma jürimizce lisansüstü yönetmeliğinin ilgili maddeleri uyarınca değerlendirilerek kabul edilmiştir.

.5.11.8.1988

Üye: Dr. Arnağan ERGİMAN (Donatıcı) ..... 

Üye: Prof. Dr. Necide CÖMLEKÇİ ..... 

Üye: Doç. Dr. Hidayet BUĞDAYCI ..... 

Fen Bilimleri Enstitüsü Yönetim Kurulu' nun 23.8.1988...  
gün ve ...184-8..... sayılı kararıyla onaylanmıştır.

Enstitü Müdürü



Prof. Dr. Rüstem Kaya

## ÖZET

"Uçak Tasarımında Bazı Temel Karakteristikler Arasındaki Bağıntıların İncelenmesi" isimli bu çalışmada, mevcut yolcu uçaklarıyla ilgili olarak toplanan verilerden yararlanılarak; yolcu uçaklarının ağırlık, boyut ve motor tepki güçleri arasındaki parametrik bağıntılar bulunmuştur. Bu parametrik bağıntılar, özellikle ön tasarım sırasında, motor tepki gücü ve kanat alanı gibi büyüklüklerin bulunmasında yararlı olacaktır.

Çalışmanın ek bölümünde, ön dizayn esnasında ağırlık tahmini yöntemleri verilmiştir.

## SUMMARY

In that study, named "Investigation of Relations Between Some Basic Characteristics for Aircraft Design" parametric equations between weights, dimensions and powerplant thrusts of passenger transport airplanes are found by means of collected data about current transport planes. Those parametric equations are helpful especially, for determination of values like powerplant thrust, wing area during preliminary design phase.

At appendix, weight prediction methods for preliminary design are given.

## TEŐEKKÜR

"Uçak Dizayn Parametreleri" konusunda yapmış olduğum bu çalışmamda Dr. Armağan İNALHAN ve Yúk.Müh. Mustafa CAVCAR'a, ayrıca yapmış olduğum uçak parametrik veri taramaları için kaynak bulmada yardımlarını esirgemeyen Prof. Dr. Ahmet Nuri YÜKSEL'e çok teőekkür ederim.

## İÇİNDEKİLER

	<u>Sayfa</u>
ÖZET .....	iv
SUMMARY .....	v
ŞEKİLLER DİZİNİ .....	vii
TABLOLAR DİZİNİ .....	x
SİMGELER DİZİNİ .....	xii
1. GİRİŞ .....	1
1.1. Taşıma Uçağı Tasarımı ve Geliştirimi .....	3
1.2. Konfigürasyon Geliştirimi .....	7
1.2.1. Düşünsel tasarım .....	9
1.2.2. İlk konfigürasyon tasarımı ve konfigürasyon değişimleri .....	10
1.2.3. Temel konfigürasyon geliştirimi ...	13
1.3. Amaç .....	14
2. UÇAK PERFORMANS DENKLEMLERİ .....	18
2.1. Genel Bilgiler .....	18
2.1.1. Uçak performans denklemlerinde temel kabuller .....	18
2.1.2. Performans hesaplanmasında diğer kabuller .....	18
2.2. Uçuşun Genel Etüdü .....	19
2.2.1. Uçuşun genel denklemleri .....	19
2.2.2. Hareketin incelenmesi için eksen takımı seçimi .....	20
3. TEPKİLİ BİR UÇAĞIN SİMETRİK DAİMİ YATAY UÇUŞ HAREKETİNDE PERFORMANS DENKLEMLERİ .....	23

## İÇİNDEKİLER (devam)

	<u>Sayfa</u>
4. SEYAHAT UÇUŞU PERFORMANS DENKLEMLERİ .....	41
5. SİMETRİK DOĞRUSAL TIRMANMA HAREKETİNDE PERFORMANS DENKLEMLERİ .....	54
6. AĞIRLIKLAR İLE KANAT YÜKLEMELERİ ARASINDAKİ BAĞINTILAR .....	64
6.1. Boş Ağırlık ve Kalkış Kanat Yüklemeesi .....	65
6.2. Boş Ağırlık ve İniş Kanat Yüklemeesi .....	67
6.3. Kalkış Ağırlığı ve Kalkış Kanat Yüklemeesi ..	76
7. SONUÇLAR .....	90
7.1. Genel Değerlendirme .....	90
7.2. Yatay Uçuş Performansına Göre Motor Tepki Gücünün Belirlenmesi .....	91
7.3. Seyahat uçuşu Performansına Göre Motor Tepki Kuvvetinin Belirlenmesi .....	94
7.4. Sabit Hızla Simetrik Doğrusal Tırmanma Hareketinin, Performans Denklemlerine Göre Motor Tepki Kuvvetinin Belirlenmesi ..	97
7.5. Boyut Analizine Göre Kanat Yüklemeesi ve Ağırlıklar Arasında Bulunan Parametrik Bağıntılar .....	99
7.6. Öneriler .....	102
EK AÇIKLAMALAR-A .....	104

## İÇİNDEKİLER (devam)

	<u>Sayfa</u>
ÖN TASARIMDA AĞIRLIK TAYİNİ .....	104
A.1. Ağırlık Minimizasyonunun Önemi .....	104
A.2. Ağırlık Gruplamaları ve	
Sınırlamaları .....	108
A.2.1. Ağırlık grupları .....	108
A.2.2. Ağırlık sınırlamaları ve	
kapasiteler .....	113
A.3. Ağırlık Tahmin Parametreleri .....	115
A.3.1. Yapısal ağırlık .....	115
A.3.2. Güç grubu ağırlığı .....	121
A.3.3. Gövde servis ve teçhizatı .....	123
A.3.4. İşletme kalemleri .....	126
KAYNAKLAR DİZİNİ .....	129



## ŞEKİLLER DİZİNİ

<u>Şekil</u>	<u>Sayfa</u>
1.1. Morgan'a göre hava taşımacılığın büyümesine katılan faktörler .....	4
1.2. Uçak tasarımı ve geliştirimi .....	6
1.3. Yüksek subsonik hızlı, taşıma uçaklarının konfigürasyon tasarımı ve geliştirimi .....	8
1.4. Çok kısa menzilli bir yolcu uçağının başlangıç tasarım konsepti .....	11
2.1. Hareketin incelenmesinde eksen takımı gösterimi .....	21
3.1. Uçağa etki eden kuvvetler .....	23
3.2. Gerekli faydalı çekmenin hız ile değişimi ...	24
3.3. $W_{to} > 235000$ kg ağırlık grubu için $(W/S)_{to} - (W/T)_{to}$ arasındaki pratik ve teorik ilişkiler .....	37
3.4. $W_{to} < 65000$ kg. ağırlık grubu için $(W/S)_{to} - (W/T)_{to}$ arasındaki pratik ve teorik ilişkiler .....	37
3.5. $200000 > W_{to} > 100000$ kg ağırlık grubu için $(W/S)_{to} - (W/T)_{to}$ arasındaki pratik ve teorik ilişkiler .....	38
3.6. $W_{to} > 127000$ kg (geniş gövdeli) ağırlık grubu için $(W/S)_{to} - (W/T)_{to}$ arasındaki pratik ve teorik ilişkiler .....	38

## ŞEKİLLER DİZİNİ (devam)

<u>Şekil</u>	<u>Sayfa</u>
3.7. $W_{to} < 166000$ kg (dar gövdeli) ağırlık grubu için $(W/S)_{to} - (W/T)_{to}$ arasındaki pratik ve teorik ilişkiler .....	39
3.8. Bütün uçaklar için $(W/S)_{to} - (W/T)_{to}$ arasındaki pratik ve teorik ilişkiler .....	39
4.1. $W_{to} > 210000$ kg ağırlık grubu için $(W/S)_{sy} - (W/T)_{sy}$ arasındaki pratik teorik ilişkiler .....	50
4.2. $W_{to} < 100000$ kg ağırlık grubu için $(W/S)_{sy} - (W/T)_{sy}$ arasındaki pratik teorik ilişkiler .....	50
4.3. Bütün uçaklar için $(W/S)_{sy} - (W/T)_{sy}$ arasındaki pratik ve teorik ilişkiler .....	51
4.4. $W_{to} > 130000$ kg (geniş gövdeli) ağırlık grubu için $(W/S)_{sy} - (W/T)_{sy}$ arasındaki pratik ve teorik ilişkiler .....	51
4.5. $W_{to} < 152000$ kg (dar gövdeli) ağırlık grubu için $(W/S)_{sy} - (W/T)_{sy}$ arasındaki pratik ve teorik ilişkiler .....	52
5.1. Tırmanma hareketinde uçağa etki eden kuvvetler .....	54
5.2. $(W/T)_{to} - v_o/4 (W/S)_{to}$ arasındaki teorik ve pratik ilişkiler .....	63

## ŞEKİLLER DİZİNİ (devam)

<u>Şekil</u>	<u>Sayfa</u>
6.1. Bütün uçaklar için boş ağırlık ve kalkış kanat yüklemesi arasındaki pratik ve teorik ilişkiler .....	74
6.2. $W_{boş} > 40000$ kg ağırlık grubu için boş ağırlık ve kalkış kanat yüklemesi arasındaki pratik ve teorik ilişkiler .....	74
6.3. $W_{boş} < 40000$ kg ağırlık grubu için boş ağırlık ve kalkış kanat yüklemesi arasındaki pratik ve teorik ilişkiler.....	75
6.4. Bütün uçaklar için boş ağırlık ve iniş kanat yüklemesi arasındaki pratik ve teorik ilişkiler .....	82
6.5. $W_{boş} < 41000$ kg ağırlık grubu için boş ağırlık ve iniş kanat yüklemesi arasındaki pratik ve teorik ilişkiler .....	82
6.6. $W_{boş} > 41000$ kg ağırlık grubu için boş ağırlık ve iniş kanat yüklemesi arasındaki pratik ve teorik ilişkiler .....	83
6.7. Bütün uçaklar için kalkış ağırlığı ve kalkış kanat yüklemesi arasındaki pratik ve teorik ilişkiler .....	89
A.1. Ağırlık grupları ve ağırlık terminolojisi karakteristikleri .....	109

## TABLOLAR DİZİNİ

<u>Tablo</u>	<u>Sayfa</u>
3.1. Yatay uçuş hareketi ile ilgili istatistik veriler .....	32
3.2. Yatay uçuş hareketi performans denklemleri ile ilgili sonuçların özeti .....	40
4.1. Seyahat uçuşu ile ilgili istatistik veriler .....	45
4.2. Seyahat uçuşu hareketi performans denklemleri ile ilgili sonuçların özeti .....	53
5.1. Tırmanma hareketi ile ilgili istatistik veriler .....	59
5.2. Tırmanma hareketinde $(W/T)_{to}$ -X bağıntısı sonucu özeti .....	63
6.1. Boş ağırlık ve kalkış kanat yüklemesi ile ilgili istatistik veriler .....	68
6.2. $W_{boş} - (W/S)_{to}$ bağıntısı sonuçlarının özeti ...	75
6.3. Boş ağırlık ve iniş kanat yüklemesi ile ilgili istatistik veriler .....	77
6.4. $W_{boş} - (W/S)_{in}$ bağıntısı sonuçlarının özeti ...	83
6.5. Kalkış ağırlığı ve kalkış kanat yüklemesi ile ilgili istatistik veriler .....	85
6.6. $W_{to} - (W/S)_{to}$ bağıntısı sonucunun özeti .....	89
A.1. Yapısal ağırlıktaki %10'luk bir artışın maksimum kalkış ağırlığı üzerindeki etkisi ...	105

## TABLOLAR DİZİNİ (devam)

Tablo	Sayfa
A.2. Nakliye uçaklarının çeşitli katagorileri için boş ağırlık dilimleri .....	106
A.3. Konvansiyonel sivil uçaklar için ağırlık dağılımı .....	107
A.4. Gövde yapı grupları ağırlık listesi .....	116
A.5. Yapı gruplarının ağırlık listesi .....	117
A.6. İniş takımları ağırlıklarının hesap katsayıları .....	120
A.7. Taşıma uçakları sistem kontrolleri ağırlıkları .....	120
A.8. Kaporta grubu ağırlığı tahmini .....	121
A.9. Mevcut uçak tipleri için tahrik grubu ağırlığı .....	122
A.10. Gövde servisleri ve teçhizatı grubu ağırlık dağılımı .....	123
A.11. İş taşıma uçakları için döşeme ve teçhizat grubu ağırlıkları .....	127
A.12. İşletme kalemlerinin ağırlık tahminleri ...	128

## SİMGELER DİZİNİ

Simgeler	Açıklama
$A_R$	Açıklık Oranı
$b$	Kanat Açıklığı, m.
$b_s$	Yapısal Açıklık, m.
$C_{Do}$	Parazit Sürüklenme Kts.
$C_L$	Taşıma Kuvveti Kts.
$C_D$	Sürüklenme Kuvveti Kts.
$D$	Sürüklenme Kuvveti, kg.
$e$	Oswald Kts.
$g$	Yerçekimi İvmesi, $kg/m^2$
$k_{thr}$	Tepki Ters Çeviricisi Kts.
$k$	Endüklenmiş Sürüklenme Kts.
$k_{uc}$	İniş Takımı Ağırlık Kts.
$L$	Taşıma Kuvveti, kg.
$l_{pc}$	Yolcu Kabini Uzunluğu, m.
$N_c$	Mürettebat sayısı
$N$	Yolcu Sayısı
$N_e$	Motor Sayısı
$P_{el}$	Elektrik Gücü, W.
$R_D$	Max. Yakıtla alınacak Max. Menzil, nm.
$S$	Kanat Alanı, $m^2$
$T$	Motor Tepki Kuvveti, kgf
$V_{mx.sy}$	Mx. Seyahat Hızı, km/h.

## SİMGELER DİZİNİ (devam)

Simgeler	Açıklama
$V_o$	Deniz Seviyesi Tırmanma Hızı, m/dk.
$V_E$	Eşdeğer Hız, km/h
$V_D$	Dizayn Dalış Hızı, km/h
$W_f$	Gövde Grubu Ağırlığı, kg.
$W_{hp}$	Hidrolik ve Pnöma. Sistem Ağırlığı, kg.
$W_{ieg}$	Göstergeler ve Elekr. Gr. Ağırlığı, kg.
$W_{fe}$	Döşeme Ağırlığı, kg.
$W_{to}$	Uçak Kalkış Ağırlığı, kg.
$W_e$	Motor Ağırlığı, kg.
$W_{pq}$	Güç Grubu Ağırlığı, kg.
$W_{el}$	Elektrik Sistemi Ağırl., kg.
$W_{tg}$	Kuyruk Grb. Yapısal Ağırlık, kg.
$W_{DE}$	Teslimat Boş Ağırlığı, kg.
$W_w$	Kanat Grubu Yapısal Ağırl., kg.
$W_{bos}$	İmalatçı Boş Ağırlığı, kg.
$W_{mzf}$	Mx. Sıfır Yakıt Ağırl., kg.
$W_{acai}$	Havaland. ve buz önl. Teç. Ağırl., kg.
$W_{uc}$	İniş Takımları Ağırl., kg.
$W_{sc}$	Kontrol Yüzeyleri Ağırl., kg.
$W_{in}$	Uçak İniş Ağırlığı, kg.
$W_{APU}$	Yardımcı Güç Grubu Ağırlık, kg.

## SİMGELER DİZİNİ (devam)

Simgeler	Açıklama
$W_{yk}$	Yakıt Ağırlığı, kg.
$\sigma$	İzafi Hava Yoğunluğu
(W/S)	Kanağ Yüklemesi, kg/m <sup>2</sup>
(W/T)	Güç Yüklemesi kg/kgf.
$\rho$	Hava Yoğunluğu, kg.sn <sup>2</sup> /m <sup>3</sup>
$T_o$	Deniz Seviyesi Motor Statik Çekme Kuvveti, kgf
$T_u$	Motor Faydalı Çekme kuvveti., kgf.
$T_g$	Motor Gerekli Çekme kuvveti., kgf.
$\beta$	Motor Gaz Kolu Para- metresi.



## 1. GİRİŞ

Sivil havacılığın ilk yıllarında, uçak tasarımcıları çok sınırlı sayıda seçeneklere sahiptiler. Pratik bakımdan, yalnızca birtek kategoride güç kaynağı (motor) kullanmak zorundaydılar. Yani gücü çok sınırlı olan pistonlu motorları kullanıyorlardı. Düşük hızlarda, kanatların taşımalarını arttırıcı aerodinamik yardımcılarının bulunmayışı, kanat yüklemelerinin düşük tutulması sonucunu doğururken; yüksek hızlı uçuşlar da yapılamıyordu. Kanat yüklemelerinin mukavemet bakımından sınırlı olması, tasarımcıları yüksek parazit sürüklemeli çift kanatlı dizaynlar yapmaya zorluyordu. Bunun sonucunda da yüksek hızlara erişilemiyordu. Kabin basınçlandırmasının yapılması ise 3000 m. (10000 ft.) nin üzerindeki uçuşları engelliyordu. Bu dönemde uçak tasarımı, fabrikadaki bir veya birkaç mühendis tarafından gerçekleştirilirken, uçakların geliştirim çalışmaları çok dar çerçeveler içinde kalıyordu. 1920'lerde yeni bir uçağın tasarlanıp üretilmesi ve müşteriye sunulması altı ay gibi kısa bir zamanda gerçekleştiriliyordu. Örneğin, Anthony Fokker 1918-1936 yılları arasında 14 farklı tipte uçak tasarlamış ve üretmişti. Fakat II. Dünya Savaşından bu yana uçak tasarımında, büyük radikal değişimler görüldü. Jet motorunun ve onun ardından, turbofanın gelişimi, dolayısıyla 22500 kg. (50000 lb.) lık tepki kuvvetlerinin elde edili-

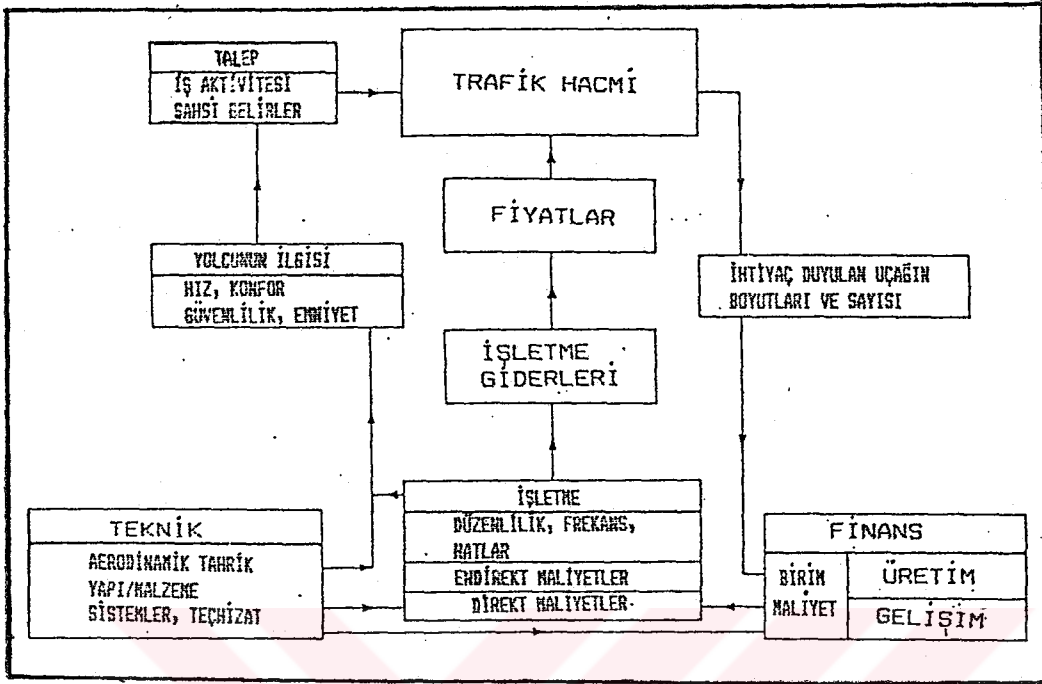
şi motor seçiminde, olasılıkları oldukça genişletmiştir. Günümüzde ticari taşıma uçakları 9000-12000m. (30000-40000ft.) gibi irtifalarda ses hızına çok yakın hızlarda uçabilmektedirler. Aynı zamanda büyük uçakların iniş ve kalkış hızlarında artmış, buna paralel olarak daha uzun pistlere gerek duyulmaya başlanmıştır. Hava taşıma endüstrisi belirli bir dönemde büyük bir büyüme göstermiştir. Özellikle 1950'den 1970'e kadar olan dönemde, uçulan yolcu-mil yılda ortalama %14'lük bir artış göstermiştir, bu büyüme hızı yalnızca, plastik endüstrisi tarafından geçilmiştir. Büyük ticari taşıma uçaklarının taşıma produktivitesindeki (yük\*hız) artış çok ilgi çekicidir. Bunlara ek olarak modern uçaklar hergün sayıları artan güvenlik koşullarını sağlamak zorunda kalırken, şiddetli rekabetin doğurduğu ekonomik gereksinimler yeni tip uçakların, geliştirim ve konstrüksiyonunda çok yüksek sermaye kullanımını ve büyük mali riskleri birlikte getirmiştir. Günümüz uçak endüstrileri 12 yıldan önce yeni bir tipin üretimine geçememektedir. Ancak Boeing ve Mc Donnell Douglas gibi devler aynı anda birkaç çeşit yeni tasarımı piyasaya sunabilmektedirler. İş hacminin büyüklüğü ve yeni projelerin geliştirim zamanlarının uzunluğu pekçok firmanın riskleri ortak paylaşım yolunu seçmesine neden olmuş, bunun sonucunda da Avrupa'daki Airbus Industrié gibi uluslararası şirketler ortaya çıkmıştır.

Artık yeni tipte uçakların tasarımcısı olan veya bu

uçakların efsanevi babaları olan baş tasarımcıların devri geçmiştir. Böyle bir durum ancak küçük özel uçaklar konusunda yaşanmaktadır. Günümüzün uçak imalat firmalarının n dizayn departmanlarında sayıları yüzlerce olan, yüksek düzeyde eēitilmiş teknisyenler, mühendisler bulunmaktadır. Aynı departmanlarda yalnızca n dizayna yönelik dev bilgi işlem tesisleri ve hava tünelleri de bulunmaktadır. Günümüz proje tasarım fazlarında, geçmişte tüm detaylı tasarıma harcanandan fazla adam-saat kullanılmaktadır. Buraya kadar yaptığımız geçmiş ile günümüzün karşılaştırması, ön tasarım çalışmasının ne derece önemli olduēunu göstermektedir. [Ref.9]

### 1.1 Taşıma Uaēı Tasarımı Ve Geliştirimi

Yeni ulaştırma uçaklarının gelişimi her zaman için trafik hacminin büyümesi ve teknik-işletme standartlarında oluşan ilerlemelerin sonucunda olmaktadır. Şekil 1.1 hava tařımacılıēının büyümesine katılan çeşitli faktörleri Őematik olarak göstermektedir. Hava trafiēindeki büyüme, fiyatların düşmesinden, uçakların kalitesinin (hız-konfor) artmasından, iş aktivitesinin artışı ve kişisel gelirlerin büyümesinden, uçakların kapasitelerinin artmasından, uçulan hat sayılarının artışından, mevcut hatlardaki frekansın artışından, uçakların ve yer tesislerinin daha fazla kullanımından dolayı olmaktadır. Bu işleme



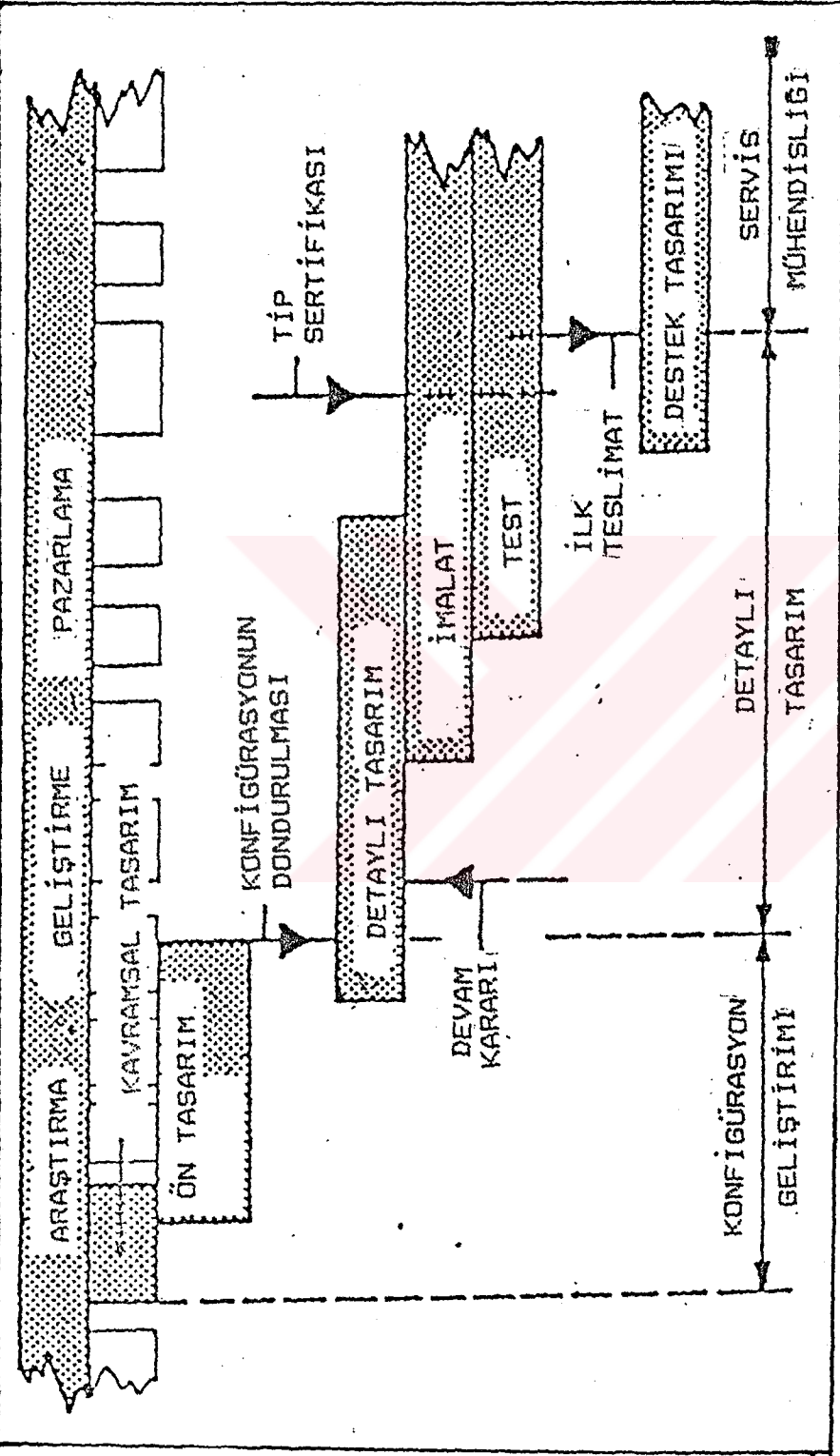
Şekil 1.1 Morgan' a göre [Ref.4] hava taşımacılığının büyümesine katılan faktörler.

araştırma ve geliştirmenin katılımı, şemanın sol alt köşesinde gösterilmektedir, şemaya dikkat edilirse bu bölümde yalnızca çıkış çizgileri vardır. Yani araştırma ve geliştirme yalnızca verici durumdadır. Bu şemayı hiçbir şekilde bir kontrol sistemi olarak düşünmemelidir, çünkü bu şemada hükümetlerin havacılık faaliyetlerinin uçak geliştirmesine etkisi gösterilmemektedir. Bu şema uçak geliştirmenin, büyümenin bir sonucu olduğunu göstermektedir. Bunlara ek olarak yeni projelerin yapılabilir olmasını kısıtlayan birkaç endüstriyel sınırlama vardır:

a- mevcut proje geliştirme organizasyonu ve üretim kapasitesi;

- b- yeni uçak sınıflarının geliştirilmesi için gerekli olan teknik ve endüstriyel knowhow;
- c- rekabet açısından ileriye dönük tahminler;
- d- yeterli mali dayanakların varlığı.

Bir tasarım çalışmasına başlangıç düşüncesi her zaman için herhangi bir özel kişi (baş tasarımcı) veya departmandan (ön tasarım bürosu) gelmez ve yönetim tarafından verilen bir emir şeklinde olmasına da gerek yoktur. Düşünce bir fizibilite çalışmasındaki başlangıç tasarım fazında, ön dizayn bürosu tarafından detaylı olarak incelenir. Bu düşünsel tasarım fazının hedefi, projenin yaşayabilirliğinin ve en önemli karakteristiklerinin incelenmesidir. Elde edilen sonuçlar teknik bakımdan ve pazarlama hedefleri bakımından tatmin ediciyse, yeni uçak tasarımının geliştirme programının başlamasına karar verilir. Şekil 1.2 bazı alternatiflerle, karşılaştırmalar sistematik bir tabana dayandırılarak yapılır. En yüksek puanları alan taslak model, ön tasarım fazında detaylı bir şekilde ele alınır. Bu fazın önemli bir özelliği son karar aşamasına varılincaya kadar sürekli modifikasyonların yapılmasıdır. Son karar ile birlikte uçağın kesin konfigürasyonu ortaya çıkar, ve ön tasarım fazı sona erer. Eğer uçağın pazarı bu modeli kabul edilebilecek ve projeyi mali yönden destekleyebilecekse yönetim tarafından, geliştirimin devamına karar verilir. Detaylı tasarım, konstrüksiyon ve test fazlarının sırasıyla geçilmesinden sonra uçuşa elverişlilik aşamasına gelinir, belir-



Şekil 1.2 Uçak tasarımı ve geliştirimi. [Ref.9]

li bir süre sonra da müşterilere teslimatlar başlar. Bu dönemde elde edilen bilgiler, mühendislik değişikliklerinin yapılmasına yol açar, bu da tasarım bürosunu uzun bir süre daha çalıştırır.

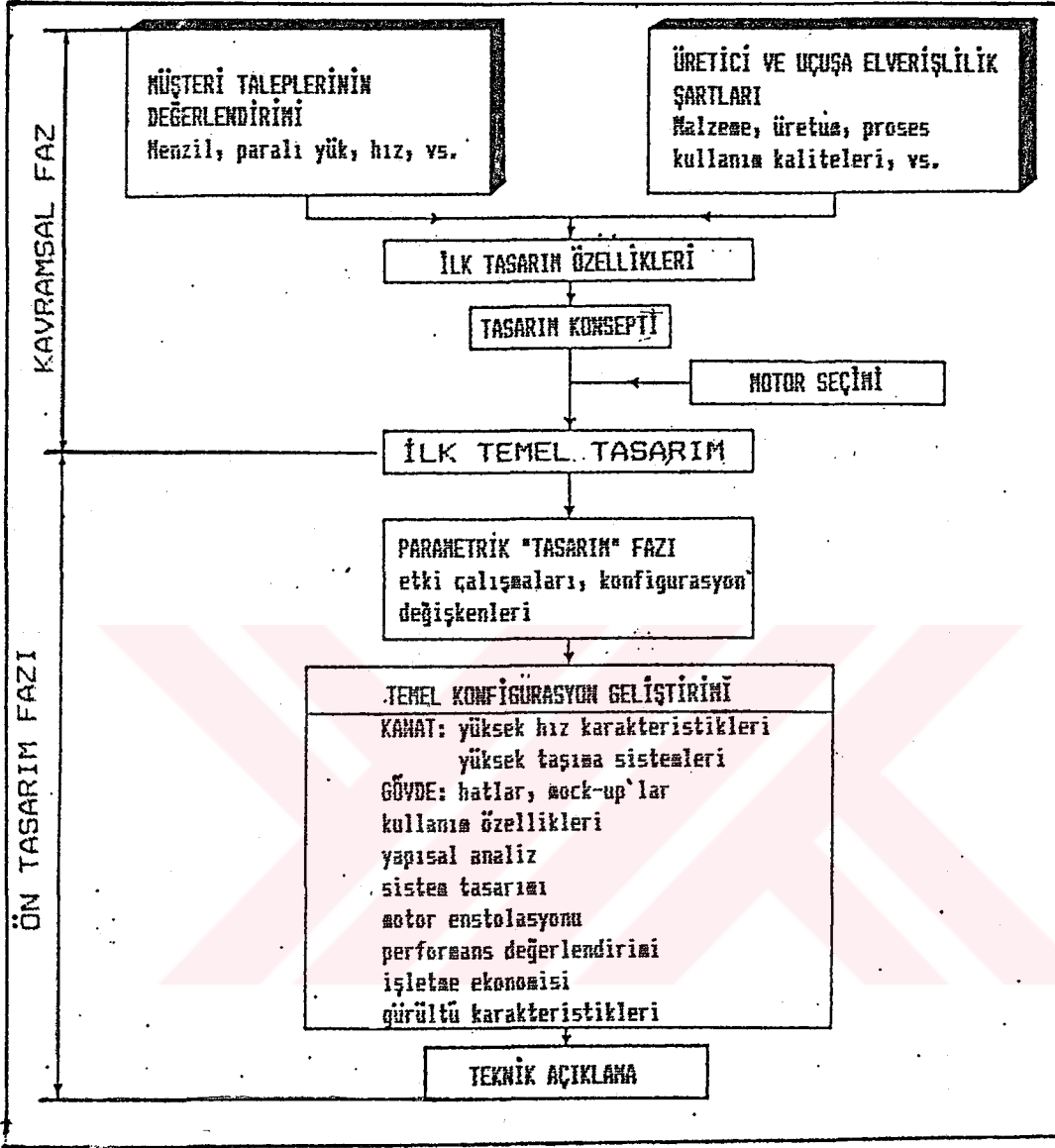
İlk üretim serisinin fabrikadan çıkışından sonrada ürünün firma tarafından geliştirimine devam edilir. Bu geliştirme çalışmaları, uçağın taşıma kapasitesinin artırılması (uzatma), daha gelişmiş motorların takılması, aerodinamik düzenlemelerle performansın arttırımı şeklinde olur. Başarılı bir uçak müşteriye herbiri özel taşımacılık isteklerine uygun düşen çeşitli seçenekler sunar.

Bu da firmanın rekabet piyasasındaki durumunu kuvvetlendirir. Tüm bu çalışmalar Şekil 1.2'den de görüleceği gibi üç ana grupta toplanır :

- a- konfigürasyon geliştirim fazı (ön tasarım aşaması);
- b- detaylı tasarım fazı;
- c- servis mühendisliği fazı. [Ref.9]

## 1.2 Konfigürasyon Geliştirilmesi

Şekil 1.3'de de görüldüğü gibi tasarımın bu aşamasındaki temel amaç konunun teknik açıdan yapılabilir; ekonomik açıdan da doyurucu olasılıklara sahip olup olmadığına karar vermek için gerekli bilgilerin elde edilmesidir. Ayrıntılı tasarım aşamasından farklı olarak, bu aşamada ne gerçek konstrüksiyon işlemi, ne de ayrıntılı üretim çizelgesi önemli bir rol oynamaz. Yeni bir tip uçağın tümü ile geliştiriminde göz önüne alınması gereken önemli



Şekil 1.3 Yüksek sübsonik hızlı , taşıma uçaklarının konfigürasyon tasarımı ve geliştirimi. [Ref.9]

bir konu da, bunun dizayn çevrimlerinin başarı ile sonuçlandırılmasının önemli bir yer tutmasıdır. Uçağın tasarımında bu çevrimlerdeki bu yol izlenir. Araştırmada tüm ana gruplar; gövde sistemleri ve teçhizat benzer bir ayrıntı derecesine kadar incelenir. Tasarım çevrimleri birbirini başarıyla sonuçlandırdıkça, incelemenin ayrıntı derecesi



de artar; sonuçta uçak tüm ayrıntılarıyla ortaya çıkar. Şekil 1.2 ve 1.3'de verilen terminoloji esas alınarak, sonucu oluşturacak temel tasarım aşamaları aşağıdaki sırayla verilebilir:

- a- düşünsel tasarım;
- b- ilk temel tasarım;
- c- temel tasarımdaki konfigürasyon geliştirimi;
- d- ayrıntılı tasarım.

Bu tasarım aşamaları; teorik tasarım, yapılabilir tasarım, kabul edilebilir tasarım ve son teçhizat tasarımı çevrimleri şeklinde de isimlendirilebilir. [Ref.9]

### 1.2.1 Düşünsel tasarım

Başlangıç aşamasında yeni bir uçak için talep olasılığı, pazar araştırmaları ve müşterilerle yapılan görüşmeler yardımıyla belirlenir. Büyük firmalarda pazar araştırmacılığı, ayrı bir bölümün sorumluluğundadır. Küçük firmalarda bu işi de tasarımcı veya tasarım grubu yapar. Her iki halde de tasarım taleplerinin doğası, bütün açılardan incelenmedikçe, yeni bir tasarıma başlanması olayı, tasarımcıları doğrudan doğruya ilgilendirir.

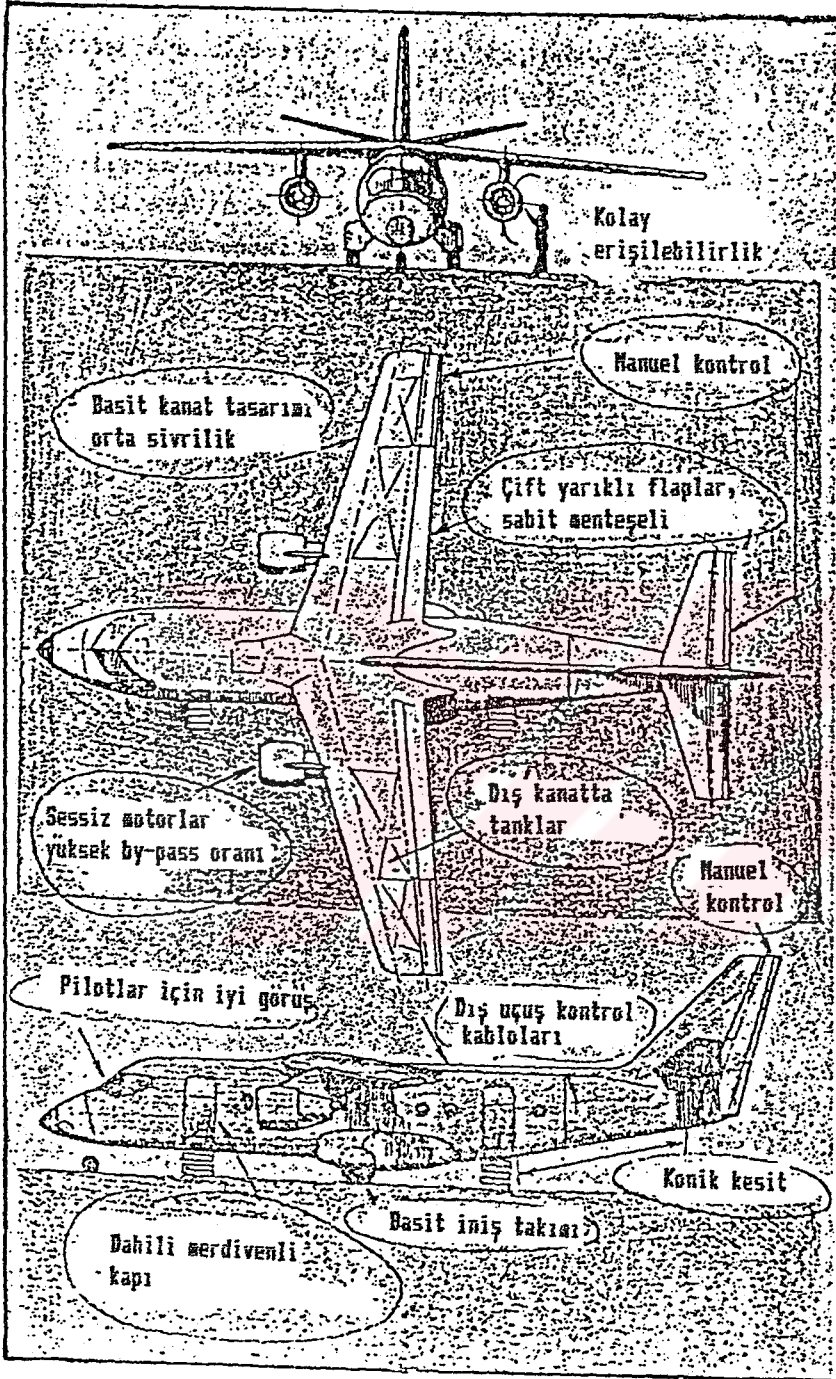
Pazar araştırması taşıma performansı (paralı yük ve maksimum menzil), seyir hızı, tırmanma performansı, kabin düzenlemesi, gövde nitelikleri ve teçhizat gibi başlangıç özelliklerini ortaya koyar. Tasarımın tamamını etkilediğinden, hangi uçuşa elverişlilik ve işletme taleplerinin karşılanacağı da belirlenmelidir. Proje öncesinde ve

proje çalışmaları esnasında diğer uçak tipleri veya uçak projeleri de tasarımcılar tarafından detaylı bir şekilde ele alınır.

Pazar araştırmaları ve piyasada mevcut diğer uçaklarla ilgili incelemeler, tasarımcıları düşünce üretme aşamasına getirir. Bu aşamada tasarımla ilgili çok değişik, birbirinden farklı tasarım düşünceleri doğmaya başlar. Monokok yapı, ok açılı kanat, kuyruktaki motorlar, alan kuralı gibi tasarım kavramları bu aşamada kullanılır. Ancak bunlardan çok azı ön tasarım ve bunu izleyen geliştirme programına girer. Düşünce aşaması Şekil 1.4'de gösterilene benzeyen ön tasarım modellerinin, temel karakteristikler ve temel tasarım felsefesiyle birlikte oluşması sonucunu getirir. Bu aşamada detaylar üzerinde çok düşünülmemiş olsa da kağıt üzerinde tam bir uçak meydana gelmiştir ve tasarımcı bu uçağın pazar araştırmasına yanıt olduğunu rahatlıkla düşünebilir. [Ref.9]

### 1.2.2 İlk konfigürasyon tasarımı ve konfigürasyon değişimleri

Tasarım özellikle düşüncelerin gerçekleştirildiği ilk aşamalarda bir deterministik işlem olmadığına göre gerek duyulan sonuç için, çok çeşitli çözümler elde edilir. Tasarımcının önsezilerine ve deneyimine dayanılarak, avantajları ve dezavantajları değerlendirerek gerçekçi bir sonuca ulaşmak mümkün değilse, karşılaştırmalı çalışmalar yapılmalıdır. Birbirine benzer bütün konfigürasyon-



Şekil 1.4 Çok kısa menzilli bir yolcu uçağının (30 kişi) başlangıç tasarım konsepti. [Ref.9]

ları, tam geliştirilmiş projeler haline döndürmek genel olarak yapılabilir olmayacağına göre parametrik tasarım fazına geçilir. Bu durum, ilkönce bir ilk temel tasarımın (veya nokta tasarım) oldukça basit boyutlandırma yöntemleriyle geliştirimini gerektirir. Bu yöntemler kısmen teorik bağıntılara, kısmen de istatistikî bağıntılara dayanır.

Temel tasarım ile birlikte, özellikle uçağın üç yönden görünüşünün ve bazı önemli kesitlerinin ana hatları ortaya çıkar. Sonraki adım tasarımın performans ve özelliklerinin tasarım isteklerini ne kadar karşılayacağını kontrol etmektir. Bundan sonra bu temel tasarım üzerinde önceden belirlenmiş ve açıkça tanımlanmış çalışma kurallarına uyularak, yani sistematik bir şekilde değişiklikler yapılabilir. Böylece temel tasarımla olduğu kadar birbirleriyle de karşılaştırılabilen tasarımlar ailesi ortaya çıkar. Bu çalışmanın iki amacı vardır:

- a- tasarımın istekleri karşılamayan yönlerini geliştirmek
- b- en uygun olasılıkları gözlemek ve diğer çeşitlemelerin daha iyi olup olmadığını görmek.

Şekil 1.3'deki diyagram ilk temel tasarım kağıt üzerine konmadan önce motorun tipinin seçimini öneriyorsa da, parametrik tasarım fazında farklı motor tiplerine ve farklı motor sayılarına sahip olan çeşitlemeler de ele alınır. Birkaç çeşit uçak incelendiği zaman etkili bir karşılaştırma yapılabilmesi için sistematik yaklaşımlarda bulunulmalıdır. Kullanılan yöntemlerin mutlak doğruluğu

mümkün olduğu kadar yüksek olsa da ana amaç, tasarımlar arasında bir farklılık oluşturmaktadır. Bu aşamanın sonundaki nihai karar, ileri geliştirim için seçilecek olan temel konfigürasyonu belirleyecektir. Bu tasarımın detaylı mühendislik çalışmalarından sonra ilk özellikleri karşılamaya ilaveten en iyi tasarım olduğu kabul edilebilir. Öte yandan, parametrik çalışmalar sonucunda tam bir çözüme ulaşılamadığı da olur. Böyle bir durumda, iki alternatif tasarımın daha detaylı bir şekilde incelenmesine geçilerek, seçim daha sonraya bırakılabilir.

Ön tasarım aşamasının büyüklüğü, küçük bir nakliye uçağının ilk temel tasarımında; binlerce adam saatlik çalışmanın gerekliliğiyle ortaya çıkar. Çeşitlemelerle ilgili tasarım fazları ve parametrik çalışmalar ise bunun birkaç katını gerektirecektir. [Ref.9]

### 1.2.3. Temel konfigürasyon geliştirimi

Temel tasarım bu aşamada belirli bir anlam kazandıracak detaylılığa getirilir. Tasarım departmanının çeşitli bölümleri aerodinamik tasarıma, ana yapının hesaplamalarına, gövde sistemlerinin ve teçhizatın tasarımına katılır. Dış hatlar belirlenirken ve gövde içi düzenlemeleri gösteren mock-up yapılırken en erken zamanda hava tüneli deneyleride başlatılır.

Temel konfigürasyonun geliştirimi esnasında her

bölüm kendisiyle ilgili hataların düzeltilmesi çalışması-  
nıda yürütür. Bu aşamada bölümler arasındaki ilişkileri,  
ön tasarım departmanı yüklenir. Bu aşamadaki en yoğun iş-  
lerden biri daha önceden, istatistikî verilere dayanıla-  
rak yaklaşık ağırlıkları belirlenmiş olan parçaların,  
kesin ağırlıklarının tayinini sağlayan ağırlık kontrol  
programının oluşturulmasıdır.

Projenin yeterli olgunluğa eriştiğinden emin olu-  
nca, ve gerekli özellikler hakkındaki problemler orta-  
dan kalkınca, proje yöneticisi konfigürasyonun dondurul-  
ması kararına varır. Bu, ön tasarım aşamasının bitişidir.  
Konfigürasyon geliştirme programı konusundaki bazı fikir-  
ler Ref.4'de detaylı olarak verilmektedir. Aynı yayında  
Lockheed L-1011'in konfigürasyon geliştirimi fazının iki  
yıl sürdüğü, çeşitli konfigürasyonların incelenmesine ve  
optimum tasarımın elde edilmesine kadar 2 milyon saat  
zaman sarfedildiği, 7 ayrı hava tüneline 10000 saatlik  
deneylerin yapıldığı belirtilmektedir. [Ref.9]

### 1.3 Amaç

Buraya kadar kısaca özetlenen tasarım aşamaları,  
uçak tasarımının ne kadar uzun zaman alan, karmaşık bir  
olay olduğunu göstermektedir. Bu yorucu çalışmalar ve  
karmaşık problemler, tasarımcıları bazı kolaylaştırıcı  
yöntemler aramaya yöneltmektedir. 10 ve 12. sayfalarda da  
belirtildiği gibi o anda piyasada var olan uçaklara ait

özelliklerin sık sık gözden geçirilmesi, bu yöntemlerin en çok kullanılanlarından biridir. Mevcut uçaklara ait çeşitli özelliklerden yararlanma, tasarım olayının başlangıcındaki düşünsel tasarım ve ön tasarım fazlarının ana unsurudur.

Daha önce de belirtildiği gibi uçağın kapasitesi, performansı ve bazı nitelikleri pazar araştırmaları sonucunda belirlenir. Bu sonuca dayanılarak, düşünce bazında çeşitli modeller ortaya çıkarılır (Bkz. kısım 1.2.1). Daha sonra da kağıt üzerinde ön tasarım aşamasına geçilir. Ön tasarım sonucunda pazar tarafından istenene yakın bir taslak proje ortaya çıkmış olur. Bu aşamada elde edilen değerlerin ve sonuçların hiçbiri kesin sonuç olmayıp, detaylı tasarıma taban oluşturan kaba yaklaşımlardır, yani elde edilen değerler ancak merteye belirtmektedir.

Ön tasarım aşamasındaki hesaplamaların büyük bir bölümü istatistik parametrik bağıntılara dayalıdır. Pazar araştırmaları ve düşünsel tasarım ile yolcu kapasitesi, seyir hızı, pist uzunluğu, genel formu ve yaklaşık ana boyutları belirlenen uçağın; boş ağırlığı uçakta aranan niteliklere göre Ek-A'da verilen yöntemlerle hesaplanır. Tamamı istatistik bulgulara dayalı olan bu yöntemlerin kullanılmasının ana nedeni, uçağa ait ağırlık gruplarının tasarıma başlangıç aşamasında kesin olarak hesaplanamamasıdır. Bu nedenle, benzer özelliklerdeki

mevcut uçakların bilinen ağırlık grupları yeni tasarlanan uçağın ağırlık grupları hakkında da fikir verecektir. Kısacası yolcu kapasiteleri ve performansları benzer olan uçakların, ağırlık grupları ve boyutları da benzer olur.

Ön tasarım aşamasında karşılaşılan problemlerden biri de motor seçimidir. Uçağa uygun olan motorun ve motor gücünün belirlenebilmesi için uçağın parazit sürük-leme ve endüklenmiş sürüklenme gibi aerodinamik değerleri- nin bilinmesi gereklidir. Oysa tasarımın bu aşamasında bu değerleri kesin olarak hesaplayabilmek çok güçtür. Bu büyüklüklere ait kesine yakın değerler daha sonraki hava tüneli deneyleri aşamasında belirlenebilirken, kesin değerler ancak uçuş tecrübelerinden sonra ortaya çıkar. Benzer ağırlık gruplarındaki uçakların boyutlarının da benzer olacağı düşünülürse, bu uçakların endüklenmiş sürüklenme ve parazit sürüklenme değerleri de benzer olur. Bu durumda benzer ağırlık ve kanat alanı özelliklerine sahip uçakların, motor güçleri de benzer olur.

Uçak performansının özelliklerine göre uçak dizayn karakteristiklerinin belirlenmesi konulu bu çalışmada; 1963 yılından itibaren günümüze kadar havayolu işletmeciliğinde aktif olarak görev yapan sivil, tepkili motorlu yolcu uçaklarının; motor tepki gücü, uçuş hızları, ağırlık özellikleri ve bunların bazı performans denklemlerine uygulanmasından yararlanılarak, motor güçleri ve ağırlıklar arasındaki parametrik bağıntıların belirlenmesi amaç-



landı. Elde edilen bu parametrik bağıntıların yukarıda açıklanan ön tasarım problemlerinin çözümünde büyük kolaylıklar sağlayacağı beklenmektedir. Çünkü Ek-A'daki yöntemlerle boş ağırlığı tahmin edilen uçağın kanat alanı motor gücü gibi değerleri istenen performans özelliklerine göre, bulduğumuz parametrik bağıntılar yardımıyla kolaylıkla tahmin edilebilecektir.

Bu doğrultuda ilkönce, yukarıda belirtilen özellikte paralı yük taşıyan uçakların; ağırlık, motor tepki gücü ve uçuş hızları (tırmanma hızı, maksimum seyahat hızı) özellikleri saptanmıştır. Ağırlık olarak ise maksimum kalkış ağırlığı, maksimum iniş ağırlığı ve işletme boş ağırlığı ele alınmıştır.

Bu çalışmada kullanılan istatistikî yöntemler, eldeki veri gruplarına matematik model aranması şeklinde değildir. Kullanılacak matematik model, uçuş olayının fiziğinden çıkmaktadır. Büyüklükler arasındaki parametrik bağıntıların derecesini de, ele alınan uçuş halinin fiziği belirlemektedir. Kısacası büyüklükler arasında rastgele parametrik bağıntılar kurularak, bu bağıntılardan hangisinin olaya daha uygun olduğunu araştırmak yerine, zaten belirli olan bağıntıların sabit katsayılarının bulunmasına çalışılmıştır. Bulunan parametrik bağıntıların sabitlerinin belirlenmesinde ise nümerik çözüm yöntemi olarak en küçük kareler yöntemi kullanılmıştır.

## 2. UÇAK PERFORMANS DENKLEMLERİ

### 2.1 Genel Bilgiler

Uçak ön tasarımıda kullanılabilcek performans denklemlerinin elde edilmesine geçilmeden önce, denklemlerimiz ile ilgili birtakım kabullerin yapılması gerekmektedir. Yapılan bu kabuller aşağıda belirtilmiştir.

#### 2.1.1 Uçak performans denklemlerinde temel kabuller

- 1- Yerde ve uçuş sırasında uçağa etki eden, tüm kuvvetlerin geometrik bileşkesi (vektörel toplamı) daima sıfırdır. ( $\sum \vec{F}_i = 0$ )
- 2- Uçağın ağırlık merkezi etrafındaki tüm momentlerinin toplamı sıfırdır. ( $\sum \vec{M}_i = 0$ )

#### 2.1.2 Performans hesaplanmasında diğer kabuller

- 1- Uçak ve uçuş simetriktir. Yani hız vektörü uçağın simetri düzlemi içindedir. Bu durumda uçağın simetri düzlemine dik olarak etkiyen kuvvetler ihmal edilebilir. ( $\sum F_{y_i} = 0$ )
- 2- Uçuş sırasında rüzgar hızı vektörü, incelenen t anında sabit kabul edilir. ( $\vec{u} = \text{sabit}$ )
- 3- Güç grubunun verdiği çekme/itme kuvveti hız vektörü doğrultusunda ( $\vec{T} // \vec{V}$ ) olup, uzunlamasına simetri eksenine çakışıktır ( $\vec{T} // Gx_1$ )

ayrıca motor rejimi ve gaz kolu parametresi sabittir ( $\beta$ =sabit).

4- Aerodinamik kuvvetler hava hızının bir fonksiyonudur.

$$L = C_L \frac{\rho}{16} v^2 S$$

$$D = C_D \frac{\rho}{16} v^2 S$$

$$v_E = v \sqrt{\rho}$$

5- Uçak rijittir yani hareketin incelendiği her t anında, kumanda yüzeyleri ve dümenler sabittir.

## 2.2 Uçuşun Genel Etüdü

Bir uçağın hareketini en genel hal için incelemek istediğimizde uçağa etki eden kütleesel kuvvetleri (ağırlık, atalet kuvvetleri) ve dış kuvvetleri (aerodinamik kuvvet, motor tepkisi) göz önüne alarak, bu kuvvetlerin etkisi altında tamamen serbest hareket edebilen bir cisim gibi düşünmek gerekir. Uçağa etki eden kuvvetler her t anında şiddet, yön, doğrultu açısından tamamen belirlenmiş kuvvetlerdir. Bu nedenlerle uçuş mekaniğinde genelde performans analizinde uçağın hareketleri, sabit bir uçuş konfigürasyonu ve uçuş rejimi için, uçak rijit bir cisim kabul edilerek incelenir.

### 2.2.1 Uçuşun genel denklemleri

Uçağın hareket denklemleri Newton Hareket Kanunu gereğince bulunabilir. Newton Hareket Kanunlarıysa,

a- Herhangibir doğrultudaki dış kuvvetlerin toplamı, hareket miktarı değişimine eşittir.

b- Herhangibir eksen etrafındaki dış momentlerin toplamı, hareket miktarı momentinin değişimine eşittir.

En genel durumda uçuş için hareket denklemleri bu kanunlara göre yazılır. Uçağın en genel hareketini veren hareket denklem takımının çözümü mümkün olmadığından daha önce verilen kabuller ile hareket denklemleri basitleştirilir. Ancak bu kabullerin yanında, performans denklemlerinin yazılabilmesi için uygun eksen takımlarının da tanımlanması gereklidir. Bunu da şu şekilde tanımlayabiliriz:

## 2.2.2 Hareketin incelenmesi için eksen takımı seçimi

1- Uçağa bağlı eksen takımı:  $G(x_1, y_1, z_1)$

$Gx_1$  : uçağın uzunlamasına eksenleriyle çakışık ve ilerleme yönüyle (+)

$Gy_1$  : kanat düzlemi içerisinde  $Gx$ 'e dik ve sağ kanat yönünde (+)

$Gz_1$  :  $Gx_1, Gy_1$  düzlemine dik, iniş takımlarına doğru (+)

$Gx_1, z_1$  düzlemi uçağın simetri düzlemini oluşturur.

2- Hız vektörüne bağlı eksen takımı:  $G(x, y, z)$

$G_x$  : hız doğrultusunda (yörüngeye teğet), ilerleme yönüyle (+)

$G_y$  : eğrilik merkeziyle ağırlık merkezi doğrultusunda, dışa doğru (+)

$G_z$  : bu düzleme dik doğrultuda yani normal doğrultuda ve aşağı doğru (+). [Ref.1]

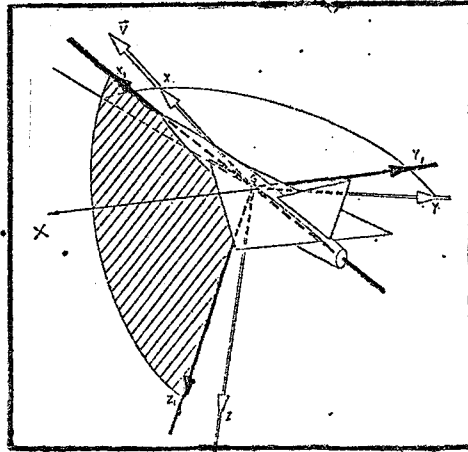
$G_x, z$  hareketin simetri düzlemidir.

3- Yere bağlı eksen takımı:  $G(X, Y, Z)$

$G_X$  : yatay düzlem içinde, referans doğrultuda, ilerleme yönünde (+)

$G_Y$  : yatay düzlem içinde, referans doğrultusuna dik, sağ tarafa doğru (+)

$G_Z$  :  $GXY$  düzlemine dik, düşey doğrultuda, yerçekimi ivmesi yönünde (+)



Şekil 2.1. Hareketin incelenmesinde eksen takımı gösterimi. [Ref.2]

Bu kabullerden sonra sıra performans denklemlerinin bulunmasına gelmiştir. Bundan sonraki bölümlerde uçağın çeşitli hareket denklemleri incelenecek ve bunlara göre, parametrik ön tasarım denklemleri çıkarılacaktır. İlkönce uçağın en genel hareketi olan simetrik daimi yatay uçuş hareketi ele alınacaktır.



### 3. TEPKİLİ BİR UÇAĞIN SİMETRİK DAİMİ YATAY UÇUŞ HAREKETİNDE PERFORMANS DENKLEMLERİ

Sabit bir irtifa ( $h = \text{sabit}$ ) ve sabit bir hızda ( $V = \text{sabit}$ ), simetrik ( $F_y = 0$ ) daimi ( $d/dt = 0$ ) yatay uçuş yapan uçağa etki eden kuvvetler; taşıma, sürüklenme, çekme kuvveti ve ağırlık şeklindedir (Şekil 3.1).

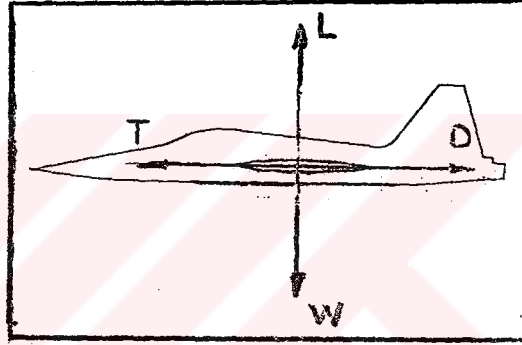
$Gx_1$  ve  $Gz_1$  doğrultularında denge denklemleri;

$$Gx_1: T - D = 0 \quad \dots (3.1)$$

$$Gz_1: W - L = 0 \quad \dots (3.2)$$

şeklinde ifade edilebilir.

Taşıma ve sürüklenme kuvvetlerinin açık ifadeleri ise:



Şekil 3.1 Uçağa etki eden kuvvetler.

$$L = C_L \rho V^2 S / 16 = C_L \rho V^2 S / 2 \quad \dots (3.3)$$

$$D = C_D \rho V^2 S / 16 = C_D \rho V^2 S / 2 \quad \dots (3.4)$$

olup uçağın sürüklenme katsayısının, taşıma katsayısıyla parabolik olarak değiştiği kabul edilirse;

$$C_D = C_{D0} + k C_L^2 \quad \dots (3.5)$$

(3.1), (3.4) ve (3.5) denklemlerinden uçuş hareketi için gerekli olan çekme kuvveti ifadesi;

$$T = C_{D0} \rho V^2 S / 16 + k C_L^2 \rho V^2 S / 16 \quad \dots (3.6)$$

şeklini alır. (3.2) ve (3.3) denklemlerinden yararlanarak

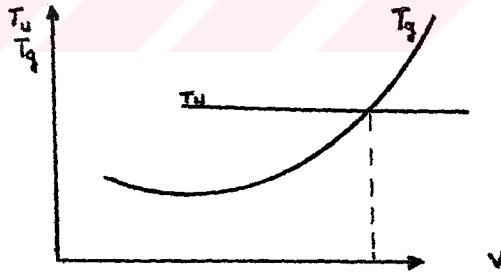
$C_L$  taşıma katsayısı;

$$C_L = 16W / \rho V^2 S$$

şeklinde bulunur. Bu da (3.6) denkleminde yerine konulursa sonuçta;

$$T/W = C_{Do} \sigma V^2 / 16(W/S) + k 16(W/S) / \sigma V^2 \dots\dots\dots(3.7)$$

şeklinde ifade edilebilir. Buna göre sabit bir irtifada yatay uçuş yapan belirli bir uçağın, bu uçuşu için gerekli olan çekme kuvvetinin, uçağın hızı ile değişimi Şekil 3.2' deki gibidir. Halbuki aynı uçağın motorlarının, o irtifadaki çekme kuvvetinin uçağın hızı ile değişimi biraz daha farklı bir özellik gösterir. Bu uçak, ancak motorlar tarafından sağlanan çekme kuvvetinin, gerekli çekmeye eşit olduğu noktaya karşılıklı gelen  $V$  hızında, simetrik daimi yatay uçuşunu yapabilir. Yani,  $V$ =sabit hızı ile simetrik yatay uçuş için  $T_g$  gibi bir kuvvet gerekiyorsa, motorlar buna karşılık olarak:



Şekil 3.2. Gerekl ve faydalı çekmenin hız ile değişimi.

$$T_u = T_g$$

gibi bir çekme kuvveti vermelidir. Uçağın motorları tarafından sağlanan çekme kuvvetine "faydalı çekme" adı da verilir. Motor sayısı,  $N_e$  olan tepkili bir uçakta, faydalı çekmenin en genel ifadesi;

$$T_u = N_e \beta T_o f(\sigma, V)$$



şeklindedir. Burada  $\beta$  gaz kolu parametresi olup, motorlar kapalı iken  $\beta = 0$ , motorlar tam gaz ile çalışırken  $\beta = 1$  olur. Gaz türbinli uçak motorlarının tamamının çekme kuvveti, uçuş irtifası ve uçuş hızı ile değişim gösterir. Özellikle sıkıştırılma etkisi, motor çekmesinin hız ile değişiminde önemli rol oynar. Ancak uçuş mekaniği ile ilgili literatürün büyük çoğunluğunda, hesap kolaylığı bakımından, biraz da motor çekmesinin hız ile değişiminin, irtifaya göre çok daha küçük olması nedeniyle;

$$T_u = N_e \beta T_o f(\sigma) \dots \dots \dots (3.8)$$

gibi bir kabul yapılır. Biz bu çalışmadaki hesaplamalarımızda bu kabulü kullanacağız. Yani;

$$T = T_u = T_g = D$$

olması gerekmektedir. Bilindiği gibi uçaklarla ilgili çeşitli broşür ve kataloglarda, o uçakların deniz seviyesindeki motor çekme kuvvetleri, maksimum kalkış ağırlığı ve kanat alanı gibi çeşitli özellikleri verilmektedir. (3.8) denklemini göz önüne alırsak, uçağın herhangi bir irtifadaki çekme kuvvetinin;

$$T = C_o T_o = C_o N_e T_o$$

olduğunu kabul edebiliriz. Öte yandan, uçağın o irtifadaki yatay uçuşu esnasındaki ağırlığının da;

$$W = C_1 W_{to}$$

olduğunu düşünmek mümkündür. Buradaki  $C_0$  ve  $C_1$  katsayıları, orantı sabitleridir. Bu durumda (3.7) denklemini;

$$(W/T)_{to} = \frac{(W/S)_{to}}{C_{Do} \frac{\sigma \sqrt{2}}{16 C_0} + k \left(\frac{1}{\sqrt{C_0}}\right) \frac{16 C_1}{\sigma \sqrt{2}} (W/S)_{to}^2} \dots \dots \dots (3.9)$$

şeklinde ifade etmek mümkündür.

Elde edilen bu genel denklemde,

$$Y = (W/T)_{to} \quad A_0 = C_{Do} \frac{\sigma}{16 C_0} \sqrt{2}$$

$$X = (W/S)_{to} \quad B_0 = k \frac{16 C_1}{\sigma \sqrt{2} \sqrt{C_0}}$$

olarak;

$$Y = \frac{X}{A_0 + B_0 X^2} \dots \dots \dots (3.10)$$

ifadesi yazılır. Bu durumda problem  $A_0$  ve  $B_0$  katsayılarının bulunmasına dönüşmüş olup, yapılacak analizde, değişim seyhat hızından bağımsız incelenmiş olacaktır.  $A_0$  ifadesindeki  $C_{Do}$  değeri, taşıma sürüklenme katsayısını,  $k$  ise kanat açıklık oranı ve Oswald sabitine bağlı olarak

$$k = 1/(\pi A_R e)$$

ifade edilebilen, endüklenmiş sürüklenme katsayısını belirtmektedir.  $e$  ise eliptik kanattan sivriltilmiş trapez kanada geçiş faktörü olup ekseriyetle 0.80 civarında değerler alır.  $e$ 'nin değeri ok açışı etkisiyle artar ve

0.95 'e yaklaşır.

$A_0$  ve  $B_0$  katsayılarının bulunmasında en küçük kareler yönteminden yararlanılmak üzere (3.10) denklemi;

$$f = A_0 Y + B_0 X^2 Y - X = 0 \dots\dots\dots(3.11)$$

haline getirilir. Bu denklemin katsayıları :

$$A_0 = \frac{\sum X_i Y_i \sum X_i^4 Y_i^2 - \sum X_i^2 Y_i^2 \sum X_i^3 Y_i}{\sum Y_i^2 \sum X_i^4 Y_i^2 - (\sum X_i^2 Y_i^2)^2} \dots\dots\dots(3.12)$$

$$B_0 = \frac{\sum Y_i^2 \sum X_i^3 Y_i - \sum X_i^2 Y_i^2 \sum X_i Y_i}{\sum Y_i^2 \sum X_i^4 Y_i^2 - (\sum X_i^2 Y_i^2)^2} \dots\dots\dots(3.13)$$

ifadelerinden hesaplanabilir.

Bu çalışma ile yolcu uçaklarının  $(W/S)_{to}$  ve  $(W/T)_{to}$  değerleri arasında (3.7) denklemindeki ilişkinin kurulmasındaki amaç, ön tasarım esnasında henüz boyutları tam olarak belirlenememiş olan uçakta, motor tepki gücünün hangi mertebede olacağını belirlemesidir. Gerçekte  $A_0$  ve  $B_0$  katsayıları uçağın boyutlarına, hızına ve aerodinamik formuna göre uçaktan uçağa farklılık gösteren büyüklüklerdir. Ancak yukarıda da belirtildiği gibi henüz formu ve boyutları tam olarak ortaya çıkmamış bir uçakta bu katsayıların bilinmesi de oldukça zordur. Bu nedenle ,

aynı işi gören, benzer uçaklara benzer uçakların tamamına ait ortalama  $A_0$ ,  $B_0$  katsayılarının hesaplanması, ön tasarımdaki motor seçiminde büyük kolaylıklar sağlayabilir.

$A_0$  ve  $B_0$  katsayıları, sırasıyla  $C_{D0}$  ve  $k$  ile orantılı olduğundan, uçak boyutlarına bağımlıdırlar. Ayrıca katsayıların açık ifadelerinden görüldüğü gibi, bir de hız bağımlılık söz konusudur. Ancak ele alarak incelediğimiz tepkili motorlu yolcu uçaklarının hız bölgeleri hemen hemen hepsi için aynı olduğundan,  $A_0$  ve  $B_0$ 'in uçaktan uçağa hız ile değişimi çok büyük farklılık göstermez. Yani, en büyük farklılık uçak boyutlarının ve formunun değişimiyle birlikte görülür. Örneğin, 12 yolcu taşıyabilen 10000 kg. ağırlıktaki bir uçağın boyutları ve formu, 120 yolcu taşıyabilen 80000 kg. ağırlıktaki bir uçağın boyutları ve formu ile aynı olamaz. Daha önce de belirtildiği gibi, endüklenmiş sürüklenme katsayısı:

$$k = \frac{1}{\pi A_R e}$$

ifadesinden de görüleceği gibi,  $A_R$ , açıklık oranı ile ters de olsa orantılıdır. Ele alınan uçak tiplerinin açıklık oranları arasında ise büyük farklılıklar yoktur. Bu nedenle,  $B_0$  katsayısını boyut bakımından etkileyen  $k$  çok değişmediği için  $B_0$ 'da uçaktan uçağa büyük farklılık göstermez. Bu durumda uçak boyut ve formlarındaki farklılık en fazla  $A_0$  katsayısını etkileyecektir. Yani küçük

uçaklardaki  $A_0$  değeri, büyük uçaklardakinden daha küçük olacaktır. Bunun nedeni boyutlar büyüdükçe uçağın hava ile temas eden yüzey alanının artması, dolayısıyla,  $C_{D0}$  parazit sürüklemesinin artmasıdır.

Yukarıda belirtilen nedenlerden dolayı, uçakların  $(W/S)_{to}$  ve  $(W/T)_{to}$  değerleri arasında (3.10) denklemindeki gibi genel bir parametrik bağıntı oluşturulurken, uçakların form ve boyutlar yönünden birbirine yakın olanlarını ayrı ayrı gruplayıp, herbir grup için ayrı bir  $(W/T)_{to} - (W/S)_{to}$  bağıntısı çıkarılması uygundur. Ancak, uçak boyutlarının parametreleri çok sayıda olduğu için, bu şekilde bir grupta çok güçleşeceğinden, boyutlarla doğru orantılı olan maksimum kalkış ağırlığına göre gruplamanın yapılması daha uygundur.

Tablo 3.1' deki verilerden yararlanarak maksimum kalkış ağırlığına göre grupta yapılırken  $(W/S)_{to}$  ve  $(W/T)_{to}$  arasındaki korelasyonun en yüksek değerler aldığı ağırlık grupları esas alınmıştır. Buna göre 235000 kg.' dan büyük maksimum kalkış ağırlığına sahip uçakların ayrı bir grup (Bkz.Şekil 3.3), 65000 kg.' dan daha küçük maksimum kalkış ağırlığına sahip uçakların ( Bkz. Şekil 3.4) ise bir başka grup oluşturduğu görüldü. İki grubun korelasyon katsayıları sırasıyla 0.829 ve 0.719 olarak bulunmuştur. 235000 kg. ile 65000 kg. maksimum kalkış ağırlığı bölgesinde korelasyon katsayısının 0.25 gibi çok küçük değerlerde kaldığı gözlenmiştir. Bunun nedeni de bu

geniş ağırlık bölgesinde uçakların form, boyut, kapasite ve modernlik bakımından çok büyük farklılıklar göstermesidir. Özellikle 200000 kg. ile 100000 kg. maksimum kalkış ağırlığı bölgesinde (Bkz. Şekil 3.5) korelasyon katsayısı  $-0.25$  gibi bir değere ulaşmaktadır. Bunun nedeni belirtilen bölgede Airbus A300, A310 ve Boeing 767 gibi modern, geniş gövdeli yani parazit sürüklemesi biraz daha büyük olan, buna nazaran güç yüklemesi küçük, kanat yüklemesi yüksek olan uçaklarla birlikte Boeing 707, DC 8 gibi eski model, ince gövdeli, düşük kanat yüklemeli fakat yüksek güç yüklemeli uçakların birarada bulunmasıdır. 200000 ve 100000 kg. maksimum kalkış ağırlığı arasında kalan bölgede karşılaşılan bu durum bizi maksimum kalkış ağırlığı dışında form ile ilgili bir gruplama yapmaya da yöneltmiştir. Veriler incelendiğinde maksimum kalkış ağırlığı 166000 kg. dan düşük olan uçakların dar gövdeli (Bkz. Şekil 3.7), maksimum kalkış ağırlığı 127000 kg. dan fazla olan uçakların (Bkz. Şekil 3.6) geniş gövdeli uçaklar grubuna toplanabileceği görülmüştür. Buna göre 166000 kg. ile 127000 kg. arasında dar ve geniş gövdeli uçaklar birarada bulunmaktadır. Bilindiği gibi bir oturma sırasında, 6 veya daha az yolcu taşıyan uçaklar dar gövdeli, bir oturma sırasında 6 dan fazla yolcu taşıyan uçaklar ise geniş gövdeli olarak tanımlanırlar. Geniş gövdeli uçaklarda, uçağın hava akımına dik kesit alanının büyük olması nedeniyle parazit sürüklemesinin,

dolayısıyla (3.10) denklemindeki  $A_0$  katsayısının büyük olması beklenir. Geniş ve dar gövdeli uçaklarla ilgili yaptığımız incelemelerde de bu sonuç elde edilmiştir. Bunlara ilaveten, uçakların tamamının birarada ele alındığı (Bkz. Şekil 3.8) bir korelasyon incelemesi de yapılmıştır. Bütün uçakları kapsayan bu incelemede  $(W/S)_{to}$  ve  $(W/T)_{to}$  arasındaki korelasyonun 0.52 gibi ortalama bir düzeyde olduğu gözlenmiştir. Hernekadar ilgili büyüklükler arasında, çok büyük bir ilişkinin varlığını göstermiyorsa da, böyle bir incelemenin diğerleriyle karşılaştırma yapılmasında büyük bir yararı vardır. Yukarıda açıklanan bu incelemelerin sonuçları Tablo 3.2' de özetlenmiştir.

Bu bölümde uçağın deniz seviyesinde yatay uçuş hali esas alınarak  $(W/S)_{to}$  ve  $(W/T)_{to}$  değerleri arasındaki ilişkiler incelendi. Bundan sonra olayı bir adım daha ileriye götürerek, özellikle motorların daimi rejim güçlerinin belirlenmesine yardımcı olacak seyahat uçuşu ile ilgili incelemelere geçilecektir.

Tablo 3.1. Yatay uçuş hareketi için gerekli istatistik veriler. [Ref. 7]

UÇAK TİPİ	JANE'S NO	Wto (kg)	S (m <sup>2</sup> )	N <sub>g</sub>	To (kgf)	Wto/S (kg/m <sup>2</sup> )	Wto/T
BOEING 747-300	1984-1985	377840	511.00	4	24083	739.413	3.922
BOEING 747-200F	1984-1985	377840	511.00	4	24822	739.413	3.805
BOEING 747-200B	1984-1985	377840	511.00	4	24567	739.413	3.845
BOEING 747-200B	1984-1985	377840	511.00	4	23394	739.413	4.038
BOEING 747-200B	1984-1985	377840	511.00	4	23802	739.413	3.969
BOEING 747-200B	1984-1985	377840	511.00	4	24083	739.413	3.922
BOEING 747-200B	1979-1980	371950	511.00	4	23802	727.886	3.907
BOEING 747-200B	1979-1980	371950	511.00	4	24027	727.886	3.870
BOEING 747-200B	1977-1978	371945	511.00	4	23802	727.877	3.907
BOEING 747-200B	1979-1980	365140	511.00	4	22671	714.560	4.027
BOEING 747-200F	1979-1980	362880	511.00	4	22671	710.137	4.002
BOEING 747-200F	1979-1980	362880	511.00	4	22712	710.137	3.994
BOEING 747-200B	1984-1985 C	362875	511.00	4	24822	710.127	3.655
BOEING 747-200B	1977-1978	362875	511.00	4	22712	710.127	3.994
BOEING 747-200F	1984-1985	362875	511.00	4	22722	710.127	3.993
BOEING 747-200B	1975-1976	362870	511.00	4	23802	710.117	3.811
BOEING 747 B	1970-1971	351540	511.00	4	21320	687.945	4.122
BOEING 747-200F	1973-1974	351530	511.00	4	21623	687.926	4.064
BOEING 747-100B	1984-1987	340195	511.00	4	21081	665.744	4.034
BOEING 747-100B	1984-1985	340195	511.00	4	23802	665.744	3.573
BOEING 747-100B	1984-1985	340195	511.00	4	22722	665.744	3.743
BOEING 747-100B	1984-1985	340195	511.00	4	23394	665.744	3.635
BOEING 747-100B	1979-1980	340190	511.00	4	21081	665.734	4.034
BOEING 747-100	1977-1980	332483	511.00	4	22018	650.652	3.775
BOEING 747-100	1973-1974	332480	511.00	4	20412	650.646	4.072
L-500-11GALAXY	1968-1969	370249	576.00	4	20620	642.793	4.489
BOEING 747-100	1975-1976	322050	511.00	4	21296	630.235	3.781
BOEING 747-100	1973-1974	322050	511.00	4	20412	630.235	3.944
BOEING 747	1970-1971	322050	511.00	4	17730	630.235	4.081
BOEING 747 SP	1984-1985	317515	511.00	4	21081	621.360	3.765
BOEING 747 SP	1984-1985	317515	511.00	4	24083	621.360	3.296
BOEING 747 SP	1979-1980	312979	511.00	4	21764	612.483	3.595
BOEING 747 SP	1977-1978	312979	511.00	4	21284	612.483	3.676
DC10 Srs 30CF	1984-1985	267620	367.70	3	22222	727.822	4.014
DC10 Srs 30	1979-1980	259450	367.70	3	23139	705.602	3.738
DC10 Srs 40	1984-1985	259450	367.70	3	24057	705.602	3.595
DC10 Srs 40	1976-1977	259450	367.70	3	24057	705.602	3.595
DC10 Srs 40	1975-1976	259450	367.70	3	24040	705.602	3.597
DC10 Srs 30	1984-1985	259450	367.70	3	22222	705.602	3.892
385L-1011TRISTA	1984-1985	231330	329.00	3	22671	703.131	3.401
385 L-1011-500	1979-1980	224980	320.00	3	22671	703.063	3.308
385 L-1011-250	1979-1980	224980	320.00	3	21764	703.063	3.446
DC10 Srs 30	1975-1976	256280	367.70	3	22222	696.981	3.844
L-1011-B	1970-1971	269885	388.30	3	24950	695.042	3.606
DC10 Srs 30	1973-1974	251744	364.30	3	22222	691.035	3.776
DC10 Srs 40	1984-1985	251745	367.70	3	22426	684.648	3.742
DC10 Srs 40	1979-1980	251744	367.70	3	22426	684.645	3.742
DC10 Srs 40	1973-1974	251744	367.70	3	22000	684.645	3.814
DC10 Srs 40	1975-1976	251744	367.70	3	22407	684.645	3.745
385 L-1011-100	1979-1980	211375	320.00	3	19725	660.547	3.572
385 L-1011-200	1979-1980	211375	320.00	3	21764	660.547	3.237
ILYUSHIN IL86	1984-1985	206000	320.00	4	12997	643.750	3.962
BOEING 747 SP	1979-1980	299371	511.00	4	21081	585.853	3.550
BOEING 747 SP	1977-1978	299371	511.00	4	21284	585.853	3.516
BOEING 747 SP	1984-1985	299370	511.00	4	21081	585.851	3.550
BOEING 747 SP	1984-1985	299370	511.00	4	22722	585.851	3.294
BOEING 747 SP	1984-1985	299370	511.00	4	23394	585.851	3.199
BOEING 747 SP	1975-1976	299370	511.00	4	21296	585.851	3.514
DC10 Srs10	1984-1985	206385	358.70	3	18593	575.369	3.700
DC10 Srs10	1984-1985	206385	358.70	3	18145	575.369	3.791
DC10 Srs 15	1984-1985	206385	358.70	3	21101	575.369	3.260
DC10 Srs10	1979-1980	206384	358.70	3	18593	575.367	3.700
DC10 Srs10	1979-1980	206384	358.70	3	18145	575.367	3.791
BOEING 747 SP	1984-1985	292777	511.00	4	24567	572.949	2.979
BOEING 747 SR	1984-1985	235870	511.00	4	23394	461.585	2.521
BOEING 747 SR	1984-1985	235870	511.00	4	22722	461.585	2.595
BOEING 747 SR	1984-1985	235870	511.00	4	21081	461.585	2.797
BOEING 747 SR	1984-1985	235870	511.00	4	23802	461.585	2.477
BOEING 747 SR	1973-1974	235865	511.00	4	20635	461.575	2.858
A310-300	1984-1985	153000	219.00	2	22671	698.630	3.374
A310-300 apt 1	1984-1985	153000	219.00	2	21764	698.630	3.515
AIRBUS A310-300	1984-1985	150000	219.00	2	21764	684.932	3.446
A310-300	1986-1987	150000	219.00	2	22671	684.932	3.308
A300-600R	1986-1987	170500	260.00	2	26891	655.769	3.170
A300-600R	1986-1987	170500	260.00	2	25382	655.769	3.359
A310-200 apt 2	1984-1985	142000	219.00	2	22671	648.402	3.132
BOEING 767-300ER	1986-1987HG	181435	283.30	2	27890	640.434	3.253
BOEING 767-300ER	1986-1987	181435	283.30	2	22671	640.434	4.001
A300-600	1986-1987	165000	260.00	2	25382	634.615	3.250
A300-600	1986-1987	165000	260.00	2	26891	634.615	3.068



(devam)

UÇAK TİPİ	JANE'S NO	Wto (kg)	S (m <sup>2</sup> )	N <sub>c</sub>	To (kgf)	Wto/S (kg/m <sup>2</sup> )	Wto/T
A300B4-200	1979-1980	165000	260.00	2	23133	634.615	3.566
A310-200 apt 1	1984-1985	138600	219.00	2	22671	632.877	3.057
A310-200	1984-1987	138600	219.00	2	21764	632.877	3.184
385 L-1011-1	1975-1976	195050	320.00	3	19050	609.531	3.413
385L-1011TRISTA	1979-1980	195045	320.00	3	19062	609.516	3.411
BOEING767-300ER	1986-1987	172365	283.30	2	22671	608.419	3.801
A310-200	1984-1985	132000	219.00	2	22671	602.740	2.911
A310-200	1984-1985	132000	219.00	2	21764	602.740	3.033
AIRBUS A310-201	1979-1980	132000	219.90	2	21081	600.273	3.131
ILYUSHIN IL62M	1984-1985	165000	279.55	4	10999	590.234	3.750
ILYUSHIN IL62M	1979-1980	165000	279.60	4	11498	590.129	3.588
ILYUSHINIL62M200	1973-1974	165000	279.60	4	11500	590.129	3.587
ILYUSHIN IL62	1984-1985	162000	279.55	4	10500	579.503	3.857
L-1011	1968-1969	185520	321.10	3	18415	577.764	3.358
A300B4	1976-1977	150000	260.00	2	23140	576.923	3.241
A300B4-100	1979-1980	150000	260.00	2	23133	576.923	3.242
BACsprVC10	1968-1969	151950	264.90	4	12025	573.613	3.722
ILYUSHIN IL76T	1984-1985	170000	300.00	4	11958	566.667	3.542
BOEING 767-300	1986-1987HG	157211	283.30	2	22671	561.987	3.511
DCB Super 62	1970-1971	151950	271.90	4	8172	558.845	4.648
ILYUSHIN IL62	1968-1969	157500	282.20	4	10500	558.115	3.750
DC10 Srs10	1976-1977	199580	358.70	3	18145	556.398	3.666
DC10 Srs10	1975-1976	199580	358.70	3	18597	556.398	3.577
DCB Srs 30	1963-1964	142880	257.60	4	7945	554.658	4.496
DCB Srs 50	1963-1964	142880	257.60	4	8172	554.658	4.371
BOEING767-200ER	1984-1985	156490	283.30	2	21672	552.383	3.610
BOEING 767-300	1984-1985	156490	283.30	2	22579	552.383	3.465
BOEING 767-300	1986-1987	156489	283.30	2	22671	552.379	3.451
DCB Super 61	1970-1971	147415	262.90	4	8172	550.261	4.510
A300B2-200	1979-1980	142000	260.00	2	23133	546.154	3.064
BOEING 707-320B	1963-1964	148780	273.30	4	8165	544.383	4.555
BOEING 707-320C	KARGO	150138	279.64	4	8165	536.897	4.597
BOEING767-200ER	1984-1985MR	151950	283.30	2	21672	536.357	3.506
BOEING767-200ER	1984-1985	151950	283.30	2	22579	536.357	3.365
BAC VC10srs1101	1968-1969	141520	264.90	4	9525	534.239	3.714
BOEING 707-320C	1976-1977	151315	283.40	4	8614	533.927	4.392
BOEING 707-320C	1973-1974	151315	283.40	4	8618	533.927	4.390
BOEING 707-320C	1973-1974	151315	283.40	4	8172	533.927	4.629
L-1011 md1993	1970-1971	185552	348.85	3	18415	531.896	3.359
BOEING 707-320B	1968-1969	148325	279.64	4	8165	530.414	4.541
A300B2	1976-1977	137900	260.00	2	23133	530.385	2.981
A300B2-100	1978-1979	137000	260.00	2	23133		
BOEING 707-420	1963-1964	141520	268.60	4	7945	526.923	2.961
BOEING 707-320	1963-1964	141520	268.60	4	7167	526.880	4.453
BOEING 707-420	1968-1969	141520	268.68	4	7945	526.880	4.937
BOEING 707-320	1968-1969	141520	268.68	4	7167	526.723	4.453
BOEING 707-120	1968-1969	116575	226.04	4	6124	526.723	4.937
A300B	1970-1971	132000	260.00	2	22226	515.727	4.759
A300B	1970-1971	132000	260.00	2	23133	507.692	2.969
BOEING 767-200	HGWV	142881	283.30	2	21713	507.692	2.853
BOEING 767-200	HGWV	142881	283.30	2	21672	504.345	3.290
BOEING 767-200	1984-1985HG	142880	283.30	2	21713	504.345	3.296
BOEING 767-200	1984-1985HG	142880	283.30	2	21672	504.342	3.290
BOEING 707-120B	1968-1969	116575	234.20	4	7718	504.342	3.296
TU-164	1984-1985	100000	201.45	2	10601	497.758	3.776
BOEING 707-120	1963-1964	112037	226.00	4	5902	496.401	4.717
BOEING 707-120B	1963-1964	112037	226.00	4	7718	495.739	4.746
BOEING 707-220	1968-1969	112037	226.04	4	7167	495.739	3.629
DCB Srs 20	1963-1964	125190	257.60	4	7167	495.651	3.908
DCB Srs 10	1968-1969	123830	257.60	4	6124	485.986	4.367
BOEING 767-200	1984-1985	136080	283.30	2	21713	480.707	5.055
BOEING 767-200	1984-1985	136080	283.30	2	21672	480.339	3.134
BOEING 767-200	1984-1987BS	136078	283.30	2	21713	480.339	3.140
BOEING767-200TC	1979-1980	136078	283.30	2	22671	480.332	3.134
BOEING 767-200	1986-1987BS	136078	283.30	2	21672	480.332	3.001
LOCK.200 C141A	1968-1969	143600	299.90	4	9525	480.332	3.139
BOEING 720B	1968-1969	106140	226.04	4	7710	478.826	3.769
BOEING 720	1968-1969	103870	226.04	4	5902	469.563	3.442
BOEING 767-200	1986-1987MR	127913	283.30	2	21713	459.520	4.400
BOEING 767-200	1984-1985MR	127910	283.30	2	21672	451.511	2.946
BOEING 767-200	1984-1985MR	127910	283.30	2	21713	451.500	2.951
BOEING767-200MR	1979-1980	127006	283.30	2	18135	451.500	2.945
BOEING 757	1986-1987	99790	185.25	2	17329	448.309	3.502
BOEING 757	1986-1987	99790	185.25	2	16962	538.677	2.879
BOEING 737-200	1979-1980	56472	91.05	2	7023	538.677	2.942
MD 83	1986-1987	72575	118.00	2	9521	620.231	4.021
BOEING 727-200	1979-1980	95027	157.90	3	7258	615.042	3.811
BOEING 727-200	1975-1976	94120	157.90	3	7257	601.818	4.364
DC 9 Srs 50	1975-1976	54900	92.97	2	7034	596.073	4.323
DC 9 Srs 50	1979-1980	54885	92.97	2	7034	590.513	3.902
DC9 Srs 30	1973-1974	54885	92.97	2	6575	590.352	3.901
						590.352	4.174

(devam)

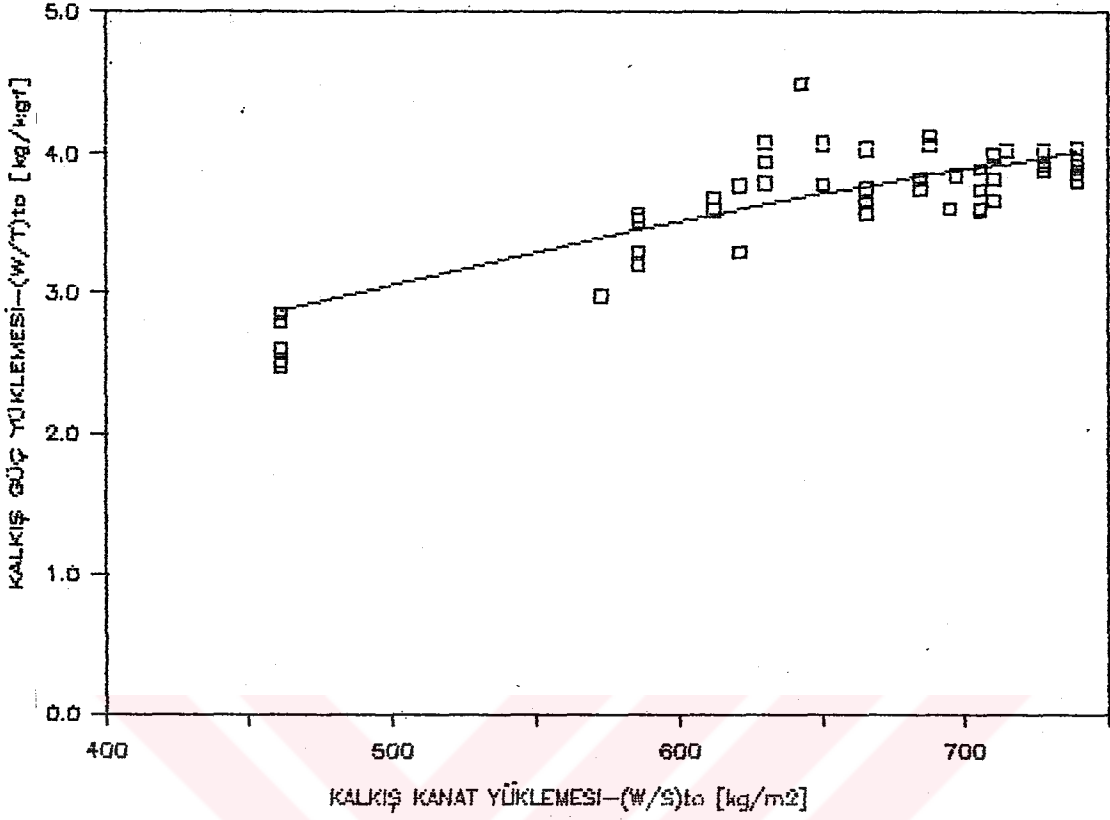
UÇAK TIPI	JANE'S NO	Wto (kg)	S (m <sup>2</sup> )	Ne	To (kgf)	Wto/S (kg/m <sup>2</sup> )	Wto/T
DC9 Srs 30	1979-1980	54885	92.97	2	6351	590.352	4.321
DC9 Srs 40	1979-1980	54884	92.97	2	6575	590.341	4.174
DC 9 Srs 50	1976-1977	54884	92.97	2	7034	590.341	3.901
BOEING 737-200	1977-1977	52390	91.05	2	6575	575.398	3.984
MD 82	1986-1987	67812	118.00	2	9072	574.678	3.737
MD 82	1984-1985	66680	118.00	2	9072	565.085	3.675
DC9 Srs 40	1975-1976	51710	92.97	2	6575	556.201	3.932
BOEING 727-200	1977-1978	86405	157.90	3	7258	547.213	3.968
BOEING 727-200	1979-1980	86405	157.90	3	7023	547.213	4.101
A320-200	1984-1985	66000	122.00	2	11335	540.984	2.911
A320	1985-1986	66000	122.00	2	10652	540.984	3.098
A320-200	1986-1987	66000	122.40	2	11335	539.216	2.911
A320-100	1986-1987	66000	122.40	2	11335	539.216	2.911
BOEING 757	1986-1987	99790	185.25	2	18186	538.677	2.744
MD 87	1986-1987	63503	118.00	2	9072	538.161	3.500
MD 81	1986-1987	63503	118.00	2	8389	538.161	3.785
MD 81	1984-1985	63500	118.00	2	8389	538.136	3.785
BOEING 737-300	1986-1987	56472	105.40	2	9072	535.787	3.112
DC9 Super 80	1979-1980	63502	118.80	2	8389	534.529	3.785
BOEING 727-200	1975-1976	83820	157.90	3	6804	530.842	4.106
BOEING 727-200	1979-1980	83820	157.90	3	6575	530.842	4.249
BOEING 727-200	1977-1978	83820	157.90	3	7023	530.842	3.978
BOEING 727-200	1973-1974	83550	157.90	3	6577	529.132	4.234
HSTRIDENT spr3B	1975-1976	71667	138.70	3	7806	516.705	3.060
BOEING 737-200	1986-1987	52390	102.00	2	7258	513.627	3.609
BOEING 727-200	1976-1977	78015	157.90	3	6575	494.079	3.955
BOEING 727-200	1970-1971	78015	157.90	3	6350	494.079	4.095
HS TRIDENT 3B	1976-1977	68040	138.70	3	7803	490.555	2.907
MERCURE	1975-1976	56500	116.00	2	7030	487.069	4.018
TU-154B	1984-1985	98000	201.45	3	10499	486.473	3.111
BOEING 727-200	1968-1969	76655	157.90	3	6350	485.465	4.024
HS TRIDENT2E	1976-1977	65315	135.82	3	5423	480.894	4.015
HS TRIDENT2E	1975-1976	65315	135.82	3	5425	480.894	4.013
HS TRIDENT2E	1973-1974	65090	135.70	3	5425	479.661	3.999
HS TRIDENT2E	1968-1969	65090	135.70	3	5411	479.661	4.010
CONVAIR 880-22M	1963-1964	87540	185.80	4	5285	471.152	4.141
MERCURE	1973-1974	54500	116.00	2	7030	469.828	3.876
TU-154A	1984-1985	94000	201.45	3	10499	466.617	2.984
BOEING 727-100	1973-1974	72575	157.90	3	6350	459.626	3.810
HS TRIDENT1E	1968-1969	61462	134.33	3	5170	457.545	3.763
HS TRIDENT1F	1963-1964	59874	131.40	3	5117	455.662	3.900
CONVAIR 880-22	1963-1964	83690	185.80	4	5080	450.431	4.119
BOEING 727	1963-1964	68947	153.30	3	6350	449.752	3.619
TU-154	1984-1985	90000	201.45	3	9501	446.761	3.158
TU-104A	1963-1964	75500	170.00	2	8700	444.118	4.339
HS TRIDENT1E	1963-1964	58060	131.40	3	5117	441.857	3.782
HS TRIDENT1	1968-1969	52163	126.16	3	4468	413.467	3.892
SE210CARAVL.12	1973-1974	58000	146.70	2	6577	395.365	4.409
HS COMET4B	1963-1964	71650	191.30	4	4767	374.543	3.758
HS COMET4C	1963-1964	73500	197.00	4	4767	373.096	3.855
YAK 42	1985-1986	54000	150.00	3	6497	360.000	2.771
YAK 42	1984-1985	53500	150.00	3	6497	356.667	2.745
CARAVL SPR A	1963-1964	52000	146.70	2	7300	354.465	3.562
SE210CARAVL.10R	1970-1971	52000	146.70	2	6350	354.465	4.094
SE210CARAVL.6R	1970-1971	50000	146.70	2	5725	340.832	4.367
BAe 146 srs200	1986-1987	42184	77.30	4	3160	545.718	3.337
BOEING 737-200	1973-1974	49440	91.05	2	6575	542.998	3.760
BOEING 737-200	1970-1971	49435	91.05	2	6575	542.943	3.759
BOEING 737-200	1968-1969	48535	91.05	2	6575	533.059	3.691
DC9 Srs 30	1975-1976	48985	92.97	2	6350	526.890	3.857
BAe146 srs200	1979-1980	39690	77.30	4	3038	513.454	3.266
BOEING 737-100	1970-1971	45575	91.05	2	6575	500.549	3.466
BAC1-11srs500	1970-1971	47400	95.78	2	5692	494.884	4.164
BAe 146 srs100	1986-1987	38102	77.30	4	3160	492.911	3.014
BOEING 737-100	1968-1969	44000	91.05	2	6350	483.251	3.465
DC9 Srs 20	1976-1977	44450	92.97	2	6575	478.111	3.380
DC9 Srs 10-15	1973-1974	41140	86.77	2	6350	474.127	3.239
BAC1-11srs500	1970-1971	45200	95.78	2	5692	471.915	3.970
IAvROMBAC1-11	srs560 1986	45200	95.78	2	5688	471.915	3.973
BAe1-11 srs475	1973-1974	44678	95.78	2	5692	466.465	3.925
BAC1-11srs500	1968-1969	44452	95.78	2	5692	464.105	3.905
BAe146 srs100	1984-1985	34473	77.30	4	3038	445.964	2.837
FQKKE 100	1984-1985	41500	93.50	2	6147	443.850	3.376
IAvROMBAC1-11	SRS4951986-	41730	95.78	2	5688	435.686	3.668
BAe1-11 srs475	1970-1971	41730	95.78	2	5692	435.686	3.666
BAe146 srs100	1979-1980	33497	77.30	4	3038	433.338	2.737
BAC1-11srs300	1973-1974	40143	93.18	2	5171	430.811	3.882
BAC1-11srs400	1968-1969	39463	93.18	2	5171	423.514	3.816
BAC1-11srs300	1975-1976	39462	93.18	2	5171	423.503	3.816

(devam)

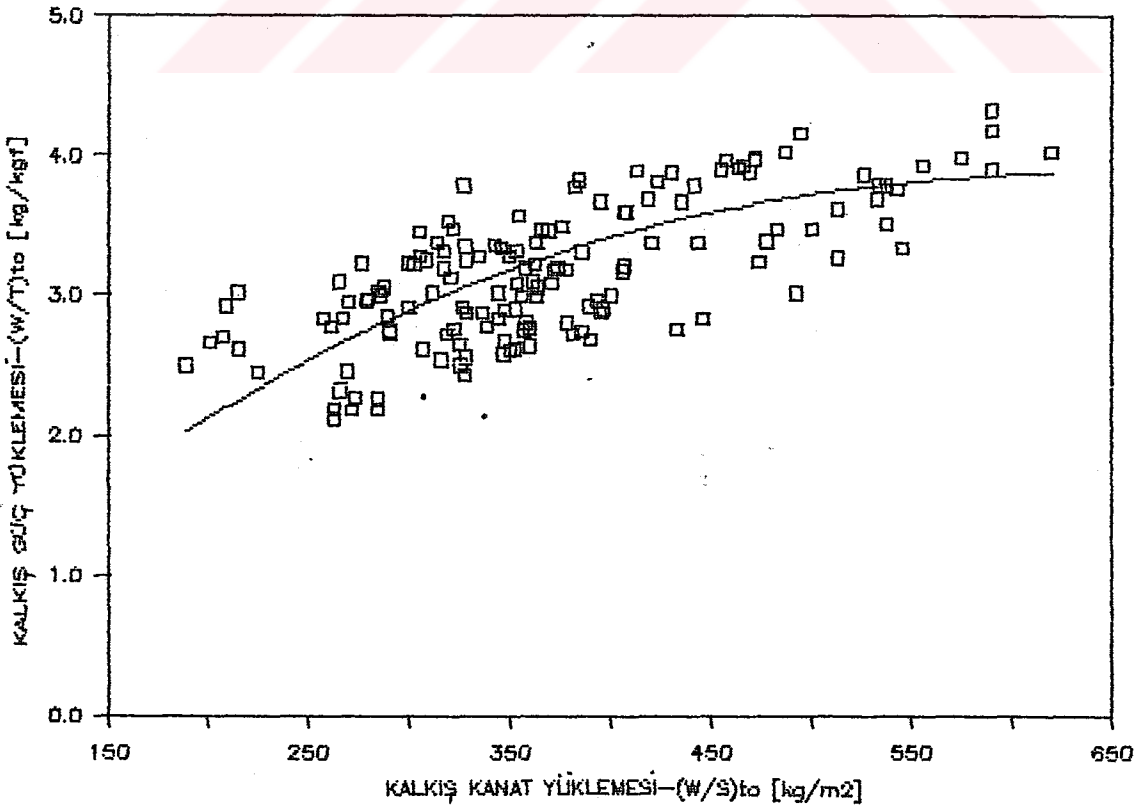
UÇAK TIPI	JANE'S NO	Wto (kg)	S (m <sup>2</sup> )	Ne	To (kgf)	Wto/S (kg/m <sup>2</sup> )	Wto/T
FALCON 900	1986-1987	20640	49.03	3	2039	420.967	3.374
F28 Mk4000	1984-1985	33110	79.00	2	4485	419.114	3.691
F28 Mk3000	1977-1978	32200	79.00	2	4485	407.595	3.590
F28 Mk5000	1975-1976	32115	78.97	2	4468	406.673	3.594
DC 9	1963-1964	34930	85.90	2	5440	406.636	3.210
DC9 Srs 10-11	1976-1977	35245	86.77	2	5556	406.189	3.172
LOCK. 1329-25	1979-1980	20185	50.40	4	1682	400.496	3.000
GULFSTREAM2	1979-1980	29711	75.21	2	5171	395.041	2.873
F28 Mk1000	1975-1976	29485	76.40	2	4468	385.929	3.300
F28 Mk2000	1970-1971	29480	76.40	2	4468	385.864	3.299
BAC1-11srs200	1973-1974	35833	93.18	2	4686	384.557	3.823
BAC1-11srs200	1968-1969	35608	93.18	2	4722	382.142	3.770
GULFSTREAM2	1975-1976	28122	73.72	2	5171	381.470	2.719
F28 Mk1000	1970-1971	28580	76.40	2	4468	374.084	3.198
TU-134A	1973-1974	47000	127.30	2	6800	369.207	3.456
BAC1-11srs200	1963-1964	33940	91.05	2	4808	366.172	3.467
GULFSTREAM3	1984-1985	31615	86.83	2	5171	364.102	3.057
GULFSTREAM4	1985-1986	31615	88.29	2	5631	358.081	2.807
GULFSTREAM3	1979-1980	30935	86.83	2	5171	356.271	2.991
TU-134	1977-1978	45000	127.10	2	6777	353.496	3.309
TU-134	1973-1974	44500	127.30	2	6800	349.568	3.272
FOKKER F28	1968-1969	25710	76.40	2	4468	336.518	2.877
SE210CARAV10B1N	1963-1964	48000	146.70	2	6350	327.198	3.780
SE210CARAVL.6N	1970-1971	48000	146.70	2	5535	327.198	4.336
FOKKER F28	1963-1964	24500	76.40	2	3924	320.681	3.122
TU-124	1968-1969	38000	119.00	2	5400	319.328	3.519
SE210CARAVL.3	1970-1971	46000	146.70	2	5170	313.565	4.449
CHALLNGR 601	1984-1985	19550	48.31	2	4144	404.678	2.359
FALCON 50	1985-1986	18500	46.83	3	1682	395.046	3.666
LOCK. 1329-25	1975-1976	19844	50.40	4	1678	393.730	2.956
LOCK. JETSTAR2	1973-1974	19617	50.40	4	1678	389.226	2.923
CHALLNGR 600	1986-1987	18642	48.31	2	3401	385.883	2.741
LOCK.1329 DASHB	1970-1971	19051	50.40	4	1497	377.996	3.182
FALCON 50	1986-1987	17600	46.83	3	1682	375.827	3.488
IAI WESTW1124II	1986-1987	10660	28.64	2	1678	372.207	3.176
FALCON 20G	1984-1985	15200	41.00	2	2467	370.732	3.081
FALCON 50	1979-1980	17000	46.83	3	1682	363.015	3.369
IAI 1125ASTRA	1986-1987	10659	29.40	2	1654	362.551	3.222
IAI WESTW.1124I	1986-1987	10365	28.64	2	1670	361.906	3.088
BAe 125 srs800	1986-1987	12430	34.75	2	1950	357.698	3.187
FALCON-200	1986-1987	14515	41.00	2	2358	354.024	3.078
FALCON 20G	1979-1980	14515	41.80	2	2513	347.249	2.888
HS125 srs600	1975-1976	11340	32.80	2	1701	345.732	3.333
BAe125 srs700	1979-1980	11249	32.80	2	1678	342.957	3.352
MBB HFB330	1970-1971	10200	30.14	2	1840	338.421	2.772
HS 125 srs700	1977-1978	10977	32.80	2	1678	334.665	3.271
ROCKWELL SBR75A	1976-1977	10432	31.80	2	2041	328.050	2.556
FALCON 30	1973-1974	16000	49.00	2	2753	326.531	2.906
ROCKWELL SBR75A	1973-1974	10340	31.80	2	1957	325.157	2.642
HS125 srs400A/B	1970-1971	10568	32.80	2	1525	322.195	3.465
FALCON 20F	1979-1980	13000	41.00	2	2039	317.073	3.188
FALCON 20F	1973-1974	13000	41.00	2	1960	317.073	3.316
HS 125 srs3AR	1968-1969	10297	32.80	2	1525	313.933	3.376
VFW FOKKER614	1976-1977	19950	64.00	2	3303	311.719	3.020
ROCKWELL SBR65	1979-1980	10886	35.30	2	1678	308.385	3.244
FALCON 20D	1970-1971	12400	41.00	2	1930	302.439	3.212
VFW FOKKER614	1973-1974CR	18600	64.00	2	3389	290.625	2.744
VFW FOKKER614	1970-1971	18600	64.00	2	3410	290.625	2.727
HEINKELHe211B1	1963-1964	11000	38.00	2	1925	289.474	2.857
VFW FOKKER614	1968-1969	17250	63.92	2	3500	269.869	2.464
YAK 40	1970-1971	13700	70.00	3	1500	195.714	3.044
LEARJET 55LR	1984-1985	9752	24.57	2	1678	396.907	2.906
PD-808	1968-1969	8165	20.90	2	1520	390.670	2.686
LEARJET 56	1979-1980	9299	24.57	2	1655	378.470	2.809
FALCON 100	1986-1987	8755	24.10	2	1468	363.278	2.982
LEARJET 55	1986-1987	8845	24.57	2	1678	359.992	2.636
LEARJET 36A	1984-1985	8300	23.53	2	1587	352.741	2.615
FALCON 10	1979-1980	8500	24.10	2	1465	352.697	2.901
LEARJET 55	1979-1980	8618	24.57	2	1655	350.753	2.604
PD-808 VESPAJET	1963-1964	7257	20.90	2	1360	347.225	2.668
LEARJET 36A	1979-1980	8164	23.53	2	1587	346.961	2.572
FALCON 10	1973-1974	8300	24.10	2	1465	344.398	2.833
CESSNA md1650	1986-1987	9979	29.00	2	1655	344.103	3.015
CESSNA CITAT3	1985-1986	9525	29.00	2	1655	328.448	2.878
DIAMOND 1A	1985-1986	7362	22.43	2	1134	328.221	3.246
IAI WESTW.1123	1975-1976	9389	28.64	2	1406	327.828	3.339
LEARJET 35A	1979-1980	7711	23.53	2	1587	327.709	2.429
FALCON 10	1970-1971	7319	22.48	2	1465	325.578	2.498
LEARJET 25G	1984-1985	7393	22.93	2	1340	322.416	2.759

(devam)

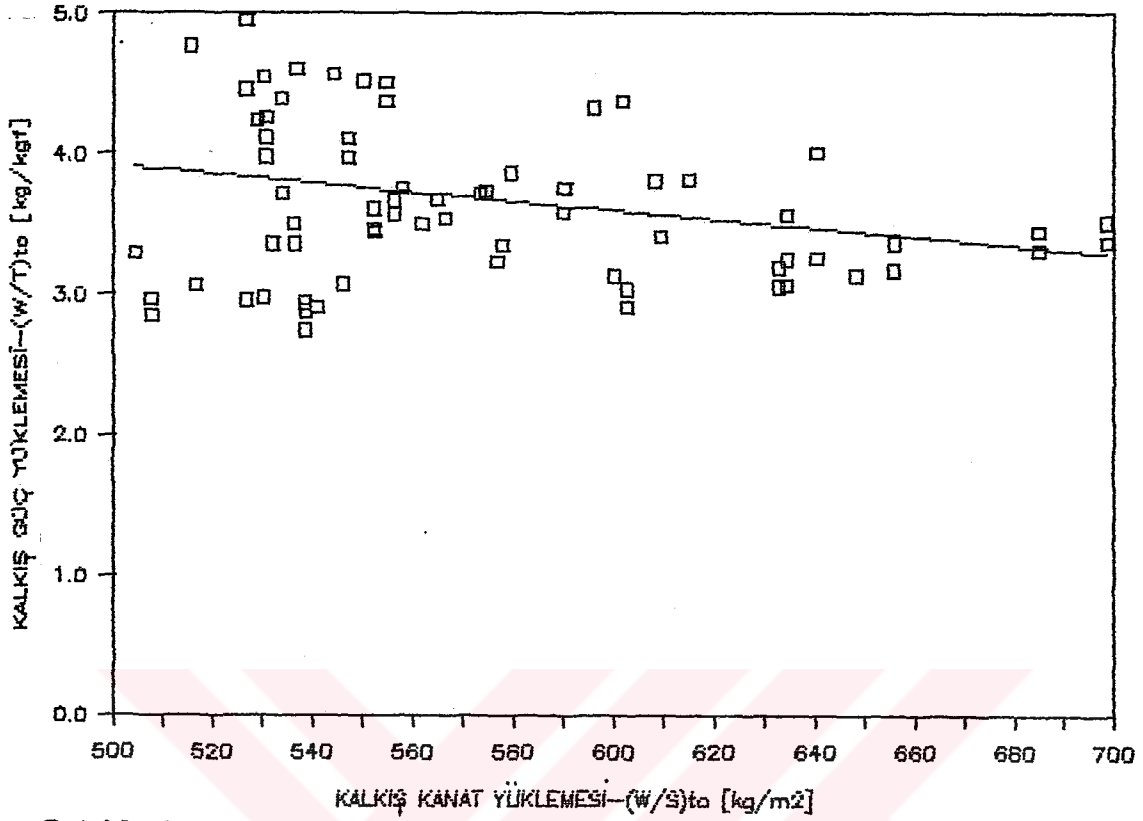
UÇAK TIPI	JANE'S NO	Wto (kg)	S (m <sup>2</sup> )	N <sub>e</sub>	To (kgf)	Wto/S (kg/m <sup>2</sup> )	Wto/T
BEECHCRAFT	1986-1987	7157	22.43	2	1315	319.082	2.721
LEARJET 25B	1973-1974	6805	21.53	2	1340	316.071	2.539
LEARJET 25	1968-1969	6805	21.53	2	1338	316.071	2.543
DIAMOND 2	1984-1985	6880	22.43	2	1315	306.732	2.616
HFB320 HANSA	1973-1974	9200	30.14	2	1406	305.242	3.272
HFB320 HANSA	1968-1969	9200	30.14	2	1335	305.242	3.446
HS 125	1963-1964	9843	32.80	2	1525	300.091	3.227
SN601CORVETTE	1976-1977	6600	22.00	2	1134	300.000	2.910
ROCKWELL SBR60	1976-1977	9150	31.78	2	1497	287.917	3.056
SN601CORVETTE	1975-1976	6300	22.00	2	1050	286.364	3.000
ROCKWELL SBR60	1975-1976	9060	31.78	2	1497	285.085	3.026
LEARJET 24D	1970-1971	6124	21.53	2	1340	284.440	2.285
LEARJET 24F	1979-1980	6123	21.53	2	1340	284.394	2.285
LEARJET 24F	1977-1978	6123	21.53	2	1407	284.394	2.176
SABRE 60	1968-1969	8897	31.78	2	1497	279.956	2.972
ROCKWELL SBR40A	1973-1974	8861	31.78	2	1497	278.823	2.960
HS 125	1963-1964	9072	32.79	2	1405	276.670	3.228
LEARJET 24	1968-1969	5897	21.53	2	1293	273.897	2.280
LEARJET 24E	1976-1977	5850	21.53	2	1340	271.714	2.182
IAI JETCOM.121A	1968-1969	7620	28.18	2	1293	270.405	2.947
ROCKWELL SBR40	1973-1974	8498	31.78	2	1497	267.401	2.838
CESSNA CITAT3	1979-1980	7711	29.00	2	1655	265.897	2.330
HFB320 HANSA	1963-1964	8000	30.14	2	1293	265.428	3.094
LEARJET 24C	1970-1971	5670	21.53	2	1340	263.353	2.116
LEARJET 23	1963-1964	5670	21.53	2	1293	263.353	2.193
SABRE 40	1968-1969	8320	31.78	2	1497	261.800	2.779
SN600CORVETTE	1970-1971	5670	22.00	2	1000	257.727	2.835
JETCOMM.1121	1963-1964	6350	28.18	2	1293	225.337	2.456
CESSNA CITAT500	1975-1976	5215	24.20	2	998	215.496	2.613
CESSNA md15550	1986-1987	6849	31.83	2	1134	215.174	3.020
CESSNA CITA S/2	1984-1985	6668	31.83	2	1134	209.488	2.940
CESSNA CITA S/2	1985-1986	6668	31.83	2	1142	209.488	2.919
CESSNA CITAT.1	1984-1985	5375	25.90	2	996	207.529	2.693
CESSNA CITATI.2	1984-1985	6033	30.00	2	1134	201.100	2.660
CESSNA CITAT2SP	1984-1985	5670	30.00	2	1134	189.000	2.500



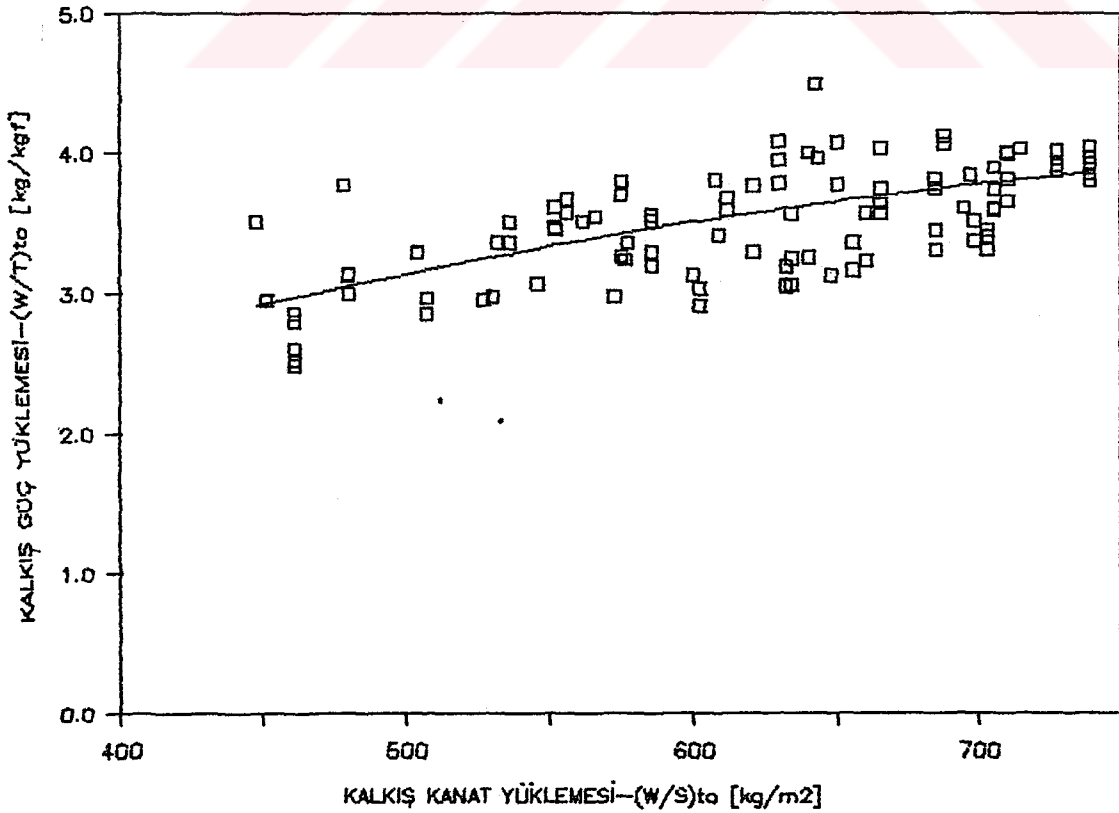
Şekil 3.3.  $W_{tg} > 235000$  kg. ağırlık grubu için  $(W/S)_{to}$  -  $(W/T)_{to}$  arasındaki pratik ve teorik ilişkiler.



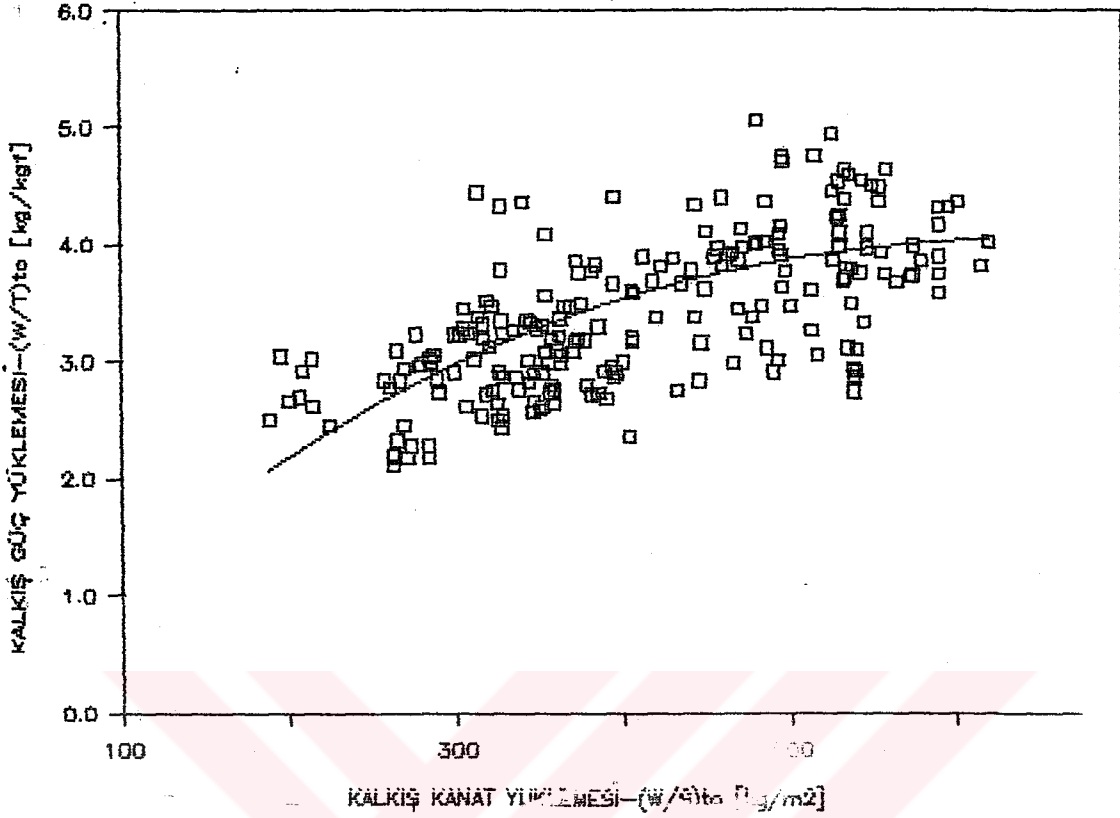
Şekil 3.4.  $W_{tg} < 65000$  kg. ağırlık grubu için  $(W/S)_{to}$  -  $(W/T)_{to}$  arasındaki pratik ve teorik ilişkiler.



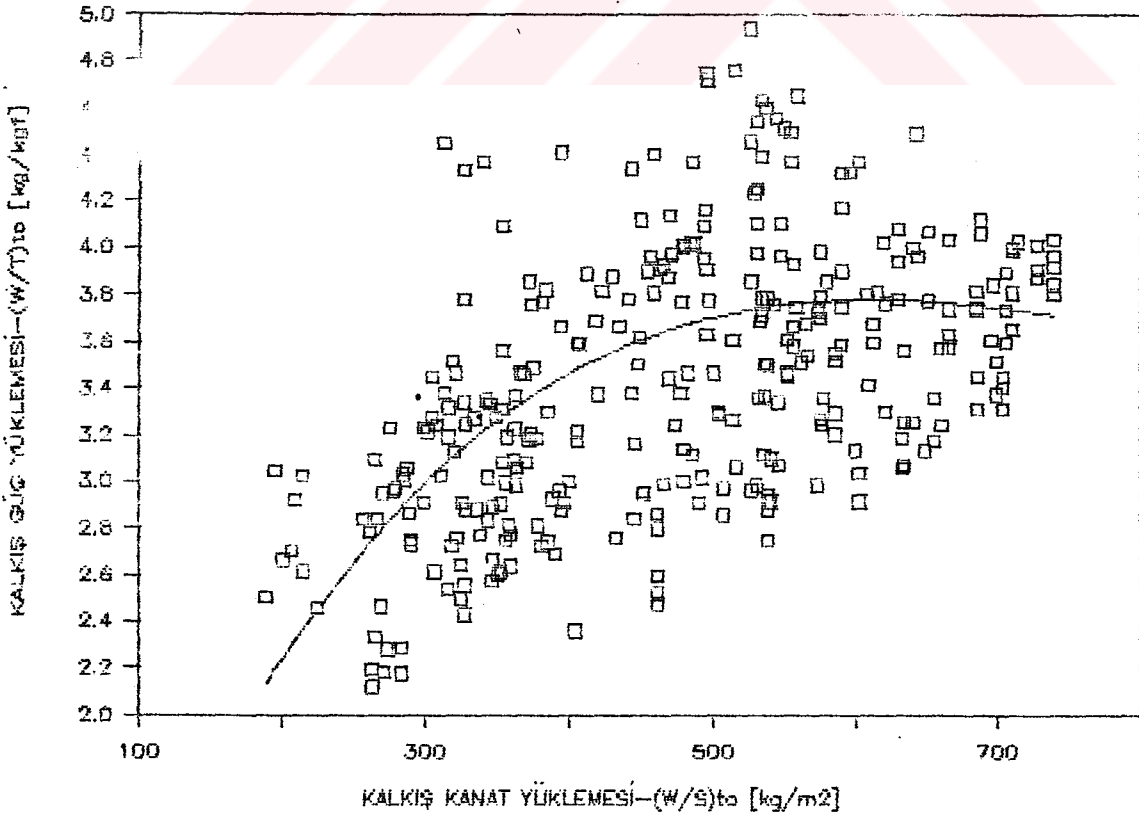
Şekil 3.5 200000 > W<sub>to</sub> > 100000 kg. ağırlık grubu için (W/S)<sub>to</sub> — (W/T)<sub>to</sub> arasındaki pratik ve teorik ilişkiler.



Şekil 3.6. W<sub>to</sub> > 127000 kg. (geniş gövdeli) ağırlık grubu için (W/S)<sub>to</sub> — (W/T)<sub>to</sub> arasındaki pratik ve teorik ilişkiler.



Şekil 3.7.  $W_{max} < 155000 \text{ kg}$ . (dar gövdeli) ağırlık grubu için (W/S)<sub>to</sub> - (W/T)<sub>to</sub> arasındaki pratik ve teorik ilişkiler.



Şekil 3.8. Bütün uçaklar için (W/S)<sub>to</sub> - (W/T)<sub>to</sub> arasındaki pratik ve teorik ilişkiler.

Tablo 3.2. Yatay uçuş hareketi performans denklemleri ile ilgili sonuçların özeti.

AĞIRLIK GRUBU	Ao	Bo	TAH.KOR KTS.	KORELASYON KTS.	ST.SAPMA	ST.HATA
Wto > 235000 kg	145.435	0.000071	0.8420	0.8289	0.4188	0.2257
Wto < 65000 kg	86.603	0.000191	0.6710	0.7191	0.4891	0.3626
200000>Wto>100000 kg	38.861	0.000358	0.1762	-0.2457	0.5679	0.5570
Wto>127000 kg(gnş.gv.)	131.997	0.000109	0.6752	0.6775	0.3934	0.2902
Wto<166000 kg(dar gv)	84.701	0.000178	0.6301	0.6539	0.6333	0.4917
BÜTÜN UÇAKLAR	80.970	0.000216	0.5353	0.5202	0.5665	0.4785



#### 4. SEYAHAT UÇUŞU PERFORMANS DENKLEMLERİ

Belirli bir görev için  $W_{to}$  ağırlığı ile kalkan uçağın belirli bir seyahat irtifasına doğru tırmanması gereklidir. Bu tırmanma esnasında belirli bir miktarda yakıt sarfedilmesi nedeniyle uçağın seyahat irtifasına çıktığındaki ağırlığının azalması doğaldır. Bu nedenle seyahat irtifasındaki ağırlığı, seyahat uçuşunun başlangıç zamanlarında yakıt ağırlığının %20' si kadar daha az kabul edebiliriz [Ref. 9] Bu durumda seyahat ağırlığı için;

$$W_{sy} = W_{to} - 0.2W_{yk}$$

veya;

$$(W/S)_{sy} = (W/S)_{to} - 0.2(W_{yk}/S) \dots\dots (4.1)$$

olur. Öte yandan, gerek uçağın yükselmiş olması, dolayısıyla hava yoğunluğunun azalması, gerekse sıkıştırılma etkileri nedeniyle motorların seyahat irtifasındaki çekme kuvvetleri de azalır. Zaten bu durum, (3.8) denklemiyle de ortaya konmuştu. Bu durumda seyahat halindeki motor çekme kuvvetini;

$$* \frac{T_{sy}}{T_{to}} = 1.103 - 0.803 \sqrt{1 - 7.021(1 - 1.336^{1/4.256})^2} \dots\dots (4.2)$$

şeklinde ifade edersek, seyahat halindeki güç yüklemesi

\* Cavcar, Mustafa, Yük.Müh.,1987, "Uçak Motor Tepki Bağlantılarının Genelleştirilmesi",Yayınlanmamış

(4.1) ve (4.2) denklemlerinden;

$$(W/T)_{sy} = (W/T)_{to} \frac{1 - 0.2 \frac{(W/S)_{yk}}{(W/S)_{to}}}{(T_{sy}/T_{to})} \dots\dots(4.3)$$

olarak bulunur. 3. bölümde yatay uçuş ile ilgili olarak yapılan işlemlere benzer işlemler tekrarlanırsa;

$$(T/W)_{sy} = C_{Do} \frac{\sigma}{16} \frac{V_{sy}^2}{(W/S)_{sy}} + k \frac{16}{\sigma} \frac{(W/S)_{sy}}{V_{sy}^2} \dots\dots(4.4)$$

bulunur.

$$Y = (W/T)_{sy} \dots\dots(4.5)$$

$$A_1 = C_{Do} \sigma V_{sy}^2 / 16$$

$$B_1 = k 16 / \sigma V_{sy}^2$$

kabulleriyle (3.10) denkleminin tam bir benzeri olan

$$Y = \frac{X}{A_1 + B_1 X^2} \dots\dots\dots(4.5)$$

denklemini elde edilir. Burada dikkat edilecek önemli bir özellik  $A_1$  ve  $B_1$  katsayılarının  $A_0$  ve  $B_0$  a nazaran biraz daha hassaslaşmış olmasıdır. Çünkü (3.10) denklemindeki  $V$  hızları ile  $V_{sy}$  hızlarının aynı olduğunu düşünürsek  $A_0$  ve  $B_0$  katsayılarındaki  $C_0$  ve  $C_1$  değerleri ortadan kalkmıştır. (4.5) denklemini  $A_1$  ve  $B_1$  katsayılarının bulunabilmesi için (3.11) denklemine benzer şekilde:

$$f = A_1 Y + B_1 X^2 Y - X = 0 \dots \dots (4.6)$$

haline getirilir.  $A_1$  ve  $B_1$  katsayıları ise (3.12) ve (3.13) denklemlerindeki ifadelerden hesaplanabilir.

Uçakların seyahat halindeki güç yüklemelerinin hesaplanmasının ana nedeni seçilecek motorun seyahat irtifasındaki daimi rejim performansı hakkında bir fikir edinebilmektir. Çünkü öyle motorlar vardır ki deniz seviyesi statik çekme kuvvetleri aynı iken, belirli irtifalara çıkıldıkça performansları farklı özellikler göstermeğe başlar. Örneğin, P ve G gibi iki motorun deniz seviyesindeki statik çekme kuvveti 10000 kgf. iken, 11000 m. ye çıkıldığında P motorunun çekme kuvveti 4500 kgf. olurken G motorunun çekme kuvveti 3500 kgf.'e düşer. Eğer biz performans optimizasyonu bakımından 11000 m.' de 4000 kgf. çekme kuvveti istiyorsak G motoru isteklerin altında kalacaktır.

Uçakların seyahat uçuşları ile ilgili incelemeler ise, Tablo 4.1' deki değerler esas alınarak yapılmıştır. İlkönce yatay uçuş ile ilgili incelemedekine benzer şekilde maksimum kalkış ağırlıkları esas alınarak ağırlık gruplarına bölünme yapılmıştır. Maksimum kalkış ağırlığının 210000 kg. dan daha büyük olduğu uçaklarda (Bkz. Şekil 4.1) seyahat halindeki kanat ve güç yüklemeleri arasındaki korelasyon katsayısı 0.786 gibi bir değere ulaşmıştır. Öte yandan maksimum kalkış ağırlığı 100000

kg. in altında kalan uçaklar için (Bkz. Şekil 4.2) büyüklükler arasındaki korelasyon katsayısının 0.752 olduğu görülmüştür. 210000 kg. ile 100000 kg. ağırlık grubu arasında kalan uçaklarda  $(W/S)_{sy}$  ve  $(W/T)_{sy}$  arasındaki ilişkinin, daha önceki bölümde de açıklanan nedenlerden dolayı zayıfladığı göze çarpmıştır. Burada göze çarpan diğer önemli bir olay 3. bölümdeki  $W_{to} > 235000$  kg. aralığının biraz daha genişleyerek  $W_{to} > 210000$  kg 'a gelmesi, ve  $W_{to} < 65000$  kg. aralığının da genişleyerek  $W_{to} < 100000$  kg a çıkmış olmasıdır. Bu genişlemelerin en büyük nedeni her bir uçakla ilgili biraz daha fazla verinin kullanılmasıdır. Burada fazladan kullanılan veriler; yakıt ağırlığı ve seyir irtifası olmuştur. Bütün uçaklarla ilgili olan inceleme ise Şekil 4.3' verilmektedir.

210000 kg ile 100000 kg arasındaki zayıf ilişki durumunun ortadan kaldırılabilmesi için 3. Bölümdekine benzer şekilde geniş ve dar gövdeli uçak incelemesi yapılabilir (Bkz. Şekil 4.4 ve 4.5).

Bu konu ile ilgili sonuçlar Tablo 4.2. de özetlenmiştir.

Bu konudan sonra benzer incelemeye simetrik doğrusal, sabit hızlı tırmanma hareketi ile devam edilecektir.

Tablo 4.1. Seyahat uçuşu için gereklili istatistik veriler.  
[Ref. 7]

UÇAK TİPİ	JANF'S NO	Wto (kg)	S (m <sup>2</sup> )	Ne	To (kgf)	Wto/S (kg/m <sup>2</sup> )	Wtn/T	WYK/S (kg/m <sup>2</sup> )	Vmx.sy km/hr	irtifa m.	(W/T)sy	(W/S)sy
BOEING 747-200F	1984-1985	377840	511.00	4	23194	739.413	4.038	313.930	986	9145	11.966	676.627
BOEING 747-200F	1984-1985	377840	511.00	4	23802	739.413	3.969	313.930	986	9145	11.761	676.627
BOEING 747-200F	1984-1985	377840	511.00	4	24083	739.413	3.922	313.930	986	9145	11.624	676.627
BOEING 747-200F	1984-1985	377840	511.00	4	24822	739.413	3.802	313.930	986	9145	11.278	676.627
DC10 Srs 30CF	1984-1985	267620	367.70	3	22222	727.822	4.014	294.967	908	7620	11.195	668.828
A310-300 opt 1	1984-1985	153000	219.00	2	21764	698.630	3.515	219.584	895	8145	10.263	654.713
A310-300	1984-1985	153000	219.00	2	22671	698.630	3.374	219.584	895	9145	10.241	654.713
DC10 Srs 40	1975-1976	259450	367.70	3	24040	705.602	3.597	289.299	922	9145	10.696	647.743
DC10 Srs 40	1976-1977	259450	367.70	3	24057	705.602	3.595	289.299	922	9145	10.688	647.743
BOEING 747-200F	1984-1985	362875	511.00	4	22722	710.127	3.993	313.930	986	9145	11.787	647.341
DC10 Srs 30	1984-1985	259450	367.70	3	22722	705.602	3.992	294.967	908	9145	11.550	646.609
DC10 Srs 30	1979-1980	259450	367.70	3	23139	705.602	3.738	294.967	908	9145	11.093	646.609
DC10 Srs 40	1984-1985	259450	367.70	3	24057	705.602	3.595	294.967	908	9145	10.669	646.609
385L-1011TRISTA	1984-1985	231330	329.00	3	22671	703.131	3.401	284.782	973	9145	10.120	645.974
385 L-1011-250	1979-1980	224980	320.00	3	21764	703.063	3.446	293.820	973	9145	10.227	644.299
385 L-1011-500	1979-1980	224980	320.00	3	22671	703.063	3.308	293.820	899	10670	10.095	644.299
AIRBUS A310-300	1984-1985	150000	219.00	2	21764	684.932	3.446	219.584	895	9145	10.445	641.015
A310-300	1986-1987	150000	219.00	2	22671	684.932	3.308	219.584	851	11280	10.310	641.015
DC10 Srs 30	1975-1976	256280	367.70	3	22226	696.981	3.844	289.299	908	9145	11.414	639.121
DC10 Srs 30	1973-1974	251744	364.30	3	22226	691.035	3.776	291.999	956	9450	11.291	632.635
DC10 Srs 40	1973-1974	251744	367.70	3	22000	684.645	3.814	289.299	949	9450	11.407	626.785
DC10 Srs 40	1973-1976	251744	367.70	3	22407	684.645	3.745	289.299	906	9145	11.104	626.785
DC10 Srs 40	1976-1977	251744	367.70	3	22426	684.645	3.742	289.299	906	9145	11.094	626.785
DC10 Srs 40	1984-1985	251745	367.70	3	22426	684.645	3.742	294.903	906	9145	11.075	625.667
DC10 Srs 40	1979-1980	251744	367.70	3	22426	684.645	3.742	294.967	906	9145	11.074	625.652
DC10 Srs 10	1976-1977	256280	367.70	3	22222	696.981	3.844	368.534	908	9145	11.133	623.274
A300-600R	1986-1987	170500	260.00	2	25382	655.769	3.359	205.609	890	7620	9.554	614.647
A300-600R	1986-1987	170500	260.00	2	26891	655.769	3.170	205.609	890	7620	9.017	614.647
385 L-1011-100	1979-1980	211375	320.00	3	19725	660.547	3.572	246.090	954	9145	10.706	611.329
385 L-1011-200	1979-1980	211375	320.00	3	21764	660.547	3.237	246.090	982	9145	9.703	611.329
BOEING 747-100B	1984-1985	340195	511.00	4	21081	665.744	4.034	281.709	973	9145	11.960	609.602
A310-200 opt 2	1984-1985	142000	219.00	2	22671	648.402	3.132	197.504	895	9145	9.525	608.901
A300B4-200	1979-1980	165000	260.00	2	23133	634.615	3.566	180.248	911	5666	10.208	598.566
A300-600 CAF	1984-1985	165000	260.00	2	25382	634.615	3.250	189.709	890	7620	9.274	596.634
A300-600	1986-1987	165000	260.00	2	25382	634.615	3.250	205.609	890	7620	9.225	593.694
A300-600	1986-1987	165000	260.00	2	26891	634.615	3.068	205.609	890	7620	8.707	593.694
A310-200	1986-1987	138600	219.00	2	21764	632.877	3.184	197.146	851	11280	9.943	593.694
A310-200 opt 1	1984-1985	138600	219.00	2	21764	632.877	3.184	197.504	895	9145	9.669	593.694
A310-200 opt 1	1984-1985	138600	219.00	2	22671	632.877	3.057	197.504	895	9145	9.282	593.694
L-500-116GALAXY	1968-1969	370249	576.00	4	20620	642.793	4.489	252.780	892	7600	12.538	592.237
BOEING 727-200	1979-1980	93027	157.90	3	7258	601.818	4.364	152.242	999	6250	11.528	571.569
BOEING 727-200	1979-1977	95027	157.90	3	7258	601.818	4.364	152.242	964	7530	12.512	571.569
DC9 Srs 40	1979-1980	54884	92.97	2	6575	590.341	4.174	117.576	898	7620	12.161	566.826
385L-1011TRISTA	1979-1980	195045	320.00	3	19062	609.516	3.411	221.124	964	9145	10.245	565.291
BOEING 727-200	1975-1976	94120	157.90	3	7257	596.073	4.323	154.041	964	7530	12.381	565.265
A310-200	1984-1985	132000	219.00	2	21764	602.740	3.033	197.504	895	9145	9.178	563.239
A310-200	1984-1985	132000	219.00	2	22671	602.740	2.911	197.504	895	9145	8.810	563.239
BOEING 747 SP	1984-1985	317515	511.00	4	21081	621.360	3.765	292.838	999	9145	11.045	562.792
BOEING 747 SP	1984-1985	317515	511.00	4	24083	621.360	3.294	292.838	999	9145	9.669	562.792

( devam )

UÇAK TIPI	JANE'S NO	Wto (kg)	S (m <sup>2</sup> )	N <sub>0</sub>	To (kgf)	Wto/S (kg/m <sup>2</sup> )	Wto/T	Mk/S (kg/m <sup>2</sup> )	Vm <sub>0</sub> /hr km/hr	irtifa m.	(W/T)sy	(W/S)sy
DC 9 Srs 50	1975-1976	54900	92.97	2	7034	590.513	3.902	161.044	898	7620	11.197	558.304
DC 9 Srs 50	1976-1977	54884	92.97	2	7034	590.341	3.901	161.044	898	7620	11.194	558.132
A300B4	1976-1977	150000	260.00	2	23140	576.923	3.241	170.888	911	7620	9.253	542.745
A300B4-100	1979-1980	150000	260.00	2	23133	575.923	3.242	180.248	911	7620	9.253	540.873
DC10 Srs10	1979-1980	206384	333.70	3	18145	575.367	3.791	179.764	925	9145	11.512	539.414
DC10 Srs10	1979-1980	206384	333.70	3	18593	575.367	3.700	179.764	928	9145	11.234	539.414
1-1011	1968-1969	185520	321.10	3	18415	577.764	3.358	220.367	945	6705	8.908	533.571
DC9 Srs 40	1973-1974	51710	92.97	2	6575	556.201	3.932	117.576	903	7620	11.427	532.686
BOEING 747 SP	1984-1985	299370	511.00	4	21081	585.851	3.550	292.838	999	9145	10.348	527.284
BOEING 747 SP	1984-1985	299370	511.00	4	22722	585.851	3.294	292.838	999	9145	9.601	527.284
BOEING 747 SP	1984-1985	299370	511.00	4	23374	585.851	3.199	292.838	999	9145	7.325	527.284
BOEING 737-200	1973-1974	49440	91.05	2	6575	542.998	3.760	93.372	927	6890	10.552	524.324
DC9 Srs 40	1975-1976	51710	92.97	2	6575	556.201	3.932	161.044	895	6890	10.552	524.324
DC10 Srs10	1976-1977	199580	358.70	3	18145	556.398	3.666	180.587	925	9145	11.242	523.992
DC10 Srs10	1973-1974	199580	358.70	3	18597	556.398	3.577	180.587	940	9450	11.103	520.201
DC10 Srs10	1979-1980	142000	260.00	2	23133	546.154	3.069	129.825	911	7620	10.928	520.281
A300B2	1975-1976	142000	260.00	2	23133	546.154	3.069	129.825	911	7620	8.871	520.189
BOEING 727-200	1977-1978	86405	157.90	3	7258	547.213	3.968	152.224	964	7530	11.117	516.769
BOEING 727-200	1979-1980	86405	157.90	3	7023	547.213	4.101	152.224	964	7530	11.295	516.769
DC10 Srs10	1984-1985	206385	358.70	3	18145	575.369	3.791	302.368	925	9145	10.988	514.896
DC10 Srs10	1984-1985	206385	358.70	3	18593	575.369	3.700	302.368	928	9145	10.724	514.896
BOEING 737-200	1968-1969	48535	91.05	2	24567	533.059	3.691	93.001	922	6275	9.928	514.459
BOEING 747 SP	1984-1985	292777	511.00	4	24567	572.949	2.979	292.838	995	9145	9.928	514.459
DCB Srs 40	1963-1964	142880	257.60	4	7945	554.658	4.496	202.734	943	9150	13.498	514.112
BOEING 737-200	1970-1971	49435	91.05	2	6575	547.613	3.722	156.074	915	6650	10.154	511.725
BACsprVC10	1968-1969	151950	264.90	4	10205	573.613	3.752	332.321	935	6450	10.751	507.148
DC9 Super 80	1979-1980	63502	118.80	2	8389	534.529	3.785	144.551	898	7620	10.865	505.618
A300B2	1976-1977	137900	260.00	2	23133	530.385	2.981	129.826	911	7620	8.602	504.419
A300B2-100	1978-1979	137000	260.00	2	23133	526.923	2.961	129.826	911	7620	8.543	500.958
DC8F Jetrader	1963-1964	142880	257.60	4	8172	554.658	4.371	269.886	932	9145	12.778	500.681
BOEING 727-200	1979-1980	83820	157.90	3	6575	530.842	4.249	152.242	953	6705	11.503	500.394
BOEING 727-200	1977-1978	83820	157.90	3	7023	530.842	3.978	152.242	953	6705	10.769	500.394
BOEING 727-200	1975-1976	83820	157.90	3	6804	530.842	4.106	154.041	953	6705	11.107	500.034
BOEING 727-200	1973-1974	83550	157.90	3	6577	529.132	4.234	154.041	953	6705	11.452	498.324
DC10 Srs10	1975-1976	199580	358.70	3	18597	529.132	4.234	154.041	953	6705	11.452	498.324
DC9 Srs 30	1975-1976	48985	92.97	2	6350	556.398	3.577	294.557	928	9145	10.350	497.087
BOEING 707-320B	1963-1964	148781	273.32	4	8165	528.890	3.857	161.044	914	7620	10.990	494.682
Bae146 srs200	1979-1980	39690	77.30	4	3038	544.347	4.555	258.907	959	7620	12.509	492.566
HSTRIDENT spr3B	1975-1976	71667	138.70	4	8165	513.454	3.266	131.104	782	7315	9.246	487.233
BOEING 707-320B	1973-1974	151321	283.35	4	7806	516.705	3.060	154.368	927	8625	9.151	485.832
BOEING 707-320C	1976-1977	151321	283.35	4	8165	534.035	4.633	250.163	966	7620	12.743	484.002
BOEING 737-200	1985-1987	52390	102.00	2	7258	513.627	3.609	150.319	856	10060	11.242	483.564
A300B	1970-1971	132000	260.00	2	22226	507.692	2.969	129.826	937	7620	8.551	481.727
A300B	1970-1971	132000	260.00	2	23133	507.692	2.853	129.826	937	7620	8.215	481.727
BOEING 707-120	1968-1969	116575	226.03	4	6124	515.744	4.759	177.190	918	7620	13.450	480.306
BOEING 707-420	1963-1964	141523	268.68	4	7945	526.744	4.453	234.470	970	7620	12.311	479.850
BOEING 707-320	1963-1964	141523	268.68	4	7167	526.744	4.937	234.470	965	7620	13.548	479.850
BOEING 707-320C	1968-1969	150142	283.35	4	8165	529.872	4.597	250.163	966	7620	12.634	479.840

UÇAK TİPİ	JANE'S NO	Mto (kg)	S (m <sup>2</sup> )	N <sub>e</sub>	To (kgf)	Mto/S (kg/m <sup>2</sup> )	Mto/T	Wk/S (kg/m <sup>2</sup> )	V <sub>mx</sub> (km/hr)	irtifa m.	(W/T) <sup>a</sup>	(W/S) <sup>b</sup>
BOEING 737-200	1984-1985	52390	102.00	2	7258	513.627	3.609	173.915	856	10060	11.133	478.844
BOEING 707-320	1968-1969	141523	268.68	4	7167	526.744	4.937	263.830	968	7620	12.481	473.978
BOEING 707-420	1968-1969	141523	268.68	4	7795	526.744	4.453	263.830	954	7620	12.161	473.978
BOEING 707-320R	1968-1969	148327	283.35	4	8165	523.468	4.543	250.163	968	7620	12.465	473.434
BOEING 737-100	1970-1971	45575	91.05	2	6575	500.549	3.466	156.094	917	6735	9.350	459.330
BOEING 737-100	1968-1969	43999	91.05	2	6250	483.269	3.464	93.001	965	7160	9.846	464.669
BOEING 727-300	1970-1971	78015	157.90	3	6350	494.079	4.095	150.174	958	6395	10.755	464.044
BOEING 727-500	1975-1976	78015	157.90	3	6575	494.079	3.953	152.242	953	6705	10.658	463.630
HS TRIDENT 3B	1975-1976	56500	116.00	2	7030	487.069	4.018	124.517	926	6100	10.492	462.166
HS TRIDENT 3D	1975-1976	68040	138.70	3	7803	490.555	2.907	144.593	967	8625	8.699	461.637
BOEING 707-220	1968-1969	112039	226.03	4	7167	495.683	3.908	177.190	967	7620	11.012	460.243
BOEING 707-120B	1973-1974	68040	138.70	3	7303	490.555	2.907	154.368	967	8625	8.662	459.682
BOEING 707-120	1968-1969	76655	157.90	3	6350	485.465	4.024	135.016	933	5500	9.979	458.462
DC9 Srs 20	1973-1974	44450	92.97	2	6575	478.111	3.380	117.576	903	7620	9.754	454.596
DC9 Srs 20	1976-1977	44450	92.97	2	6575	478.111	3.380	117.576	915	7620	9.753	454.596
BOEING 707-120B	1968-1969	116575	234.21	4	7711	497.741	3.780	219.926	994	7620	10.456	453.756
BOEING 707-120	1963-1964	112039	226.03	4	5897	495.676	4.750	228.811	941	7620	13.084	449.914
BAC1-11srs500	1970-1971	45200	95.78	2	6350	474.127	3.239	126.656	882	7620	10.622	448.927
DC9 Srs 10-15	1973-1974	41140	84.77	2	6575	471.915	3.970	114.938	802	6400	10.622	448.927
IAVRMBAC1-11	srs560 1984	45200	95.78	2	5688	471.915	3.973	115.799	810	6400	10.625	448.755
HS TRIDENTPE	1968-1969	65090	135.70	3	5411	479.661	4.010	168.303	911	8230	11.662	446.000
DC9 Srs 20	1975-1976	44450	92.97	2	6575	478.111	3.380	161.044	911	7620	9.557	445.902
DC8 Srs 20	1963-1964	125190	257.60	4	7167	485.986	4.367	202.734	931	9150	12.965	445.437
MERCURE		54500	116.00	4	7030	469.828	3.876	114.938	932	6100	10.101	444.924
BAC1-11srs475	1973-1974	44678	95.78	2	5692	466.465	3.925	114.938	871	6400	10.493	443.477
BAC1-11srs500	1968-1969	44452	95.78	2	5692	466.465	3.905	114.938	882	6400	10.437	441.118
LOCK 200 C141A	1968-1969	143600	299.90	4	9525	478.826	3.769	233.746	908	7400	10.196	432.077
CONVAIR 880-23M	1963-1964	87540	185.80	4	5285	471.152	4.141	200.453	990	6860	10.790	431.061
BOEING 720B	1968-1969	106142	226.03	4	7711	469.588	3.441	194.957	983	7620	9.576	430.596
BOEING 727-100	1970-1971	72575	157.90	3	6350	459.626	3.810	150.174	974	5900	9.577	429.592
HS TRIDENT1F	1963-1964	59874	131.40	3	5117	455.662	3.900	147.740	958	8230	11.409	426.114
HS TRIDENT1F	1968-1969	61462	134.33	3	5170	457.543	3.963	159.395	972	8230	11.531	425.666
BOEING 727-100	1968-1969	72575	157.90	3	6350	459.626	3.810	171.994	974	5800	9.480	425.228
BOEING 720	1968-1969	103874	226.03	4	5897	459.554	4.404	194.957	945	7620	12.231	420.543
BOEING 727-100	1973-1974	72575	157.90	3	6350	459.626	3.810	196.231	977	6400	9.799	420.380
CONVAIR 880-22	1963-1964	83690	185.80	4	5080	450.431	4.119	170.900	990	6860	11.041	415.251
BAC1-11 srs475	1975-1976	41730	95.78	2	5688	435.686	3.668	114.938	871	6400	9.771	412.698
BAC1-11 srs475	1970-1971	41730	95.78	2	5692	435.686	3.666	114.938	882	6400	9.765	412.698
IAVRMBAC1-11	1963-1964	58060	131.40	3	5117	441.857	3.782	147.740	970	8230	11.039	412.309
HS TRIDENT1E	1973-1974	90000	201.45	3	9500	446.761	3.158	182.465	975	9500	9.485	410.268
TU-154	1984-1985	90000	201.45	3	9501	444.761	3.158	182.465	975	9500	9.484	410.268
TU-154	1973-1974	40143	93.18	2	5171	430.811	3.882	118.145	871	6400	10.317	407.102
BAC1-11srs400	1973-1974	33497	77.30	4	3038	433.338	2.757	131.104	791	6705	7.437	407.117
BAC1-11srs300	1968-1969	39463	93.18	2	5171	423.514	3.816	118.145	882	6400	10.132	399.885
BAC1-11srs300	1975-1976	39462	93.18	2	5171	423.503	3.816	118.145	871	6400	10.132	399.874
F28 Mk3000	1984-1985	33110	79.00	2	4485	419.114	3.691	96.783	843	7000	10.305	399.757
HS TRIDENT1	1968-1969	52163	126.16	3	4485	413.467	3.892	108.615	948	7620	11.189	391.744
F28 Mk4000	1977-1978	32200	79.00	2	4485	407.595	3.590	96.783	843	7000	10.008	388.233
F28 Mk5000	1975-1976	32115	78.97	2	4468	406.673	3.594	96.643	843	7000	10.021	387.425

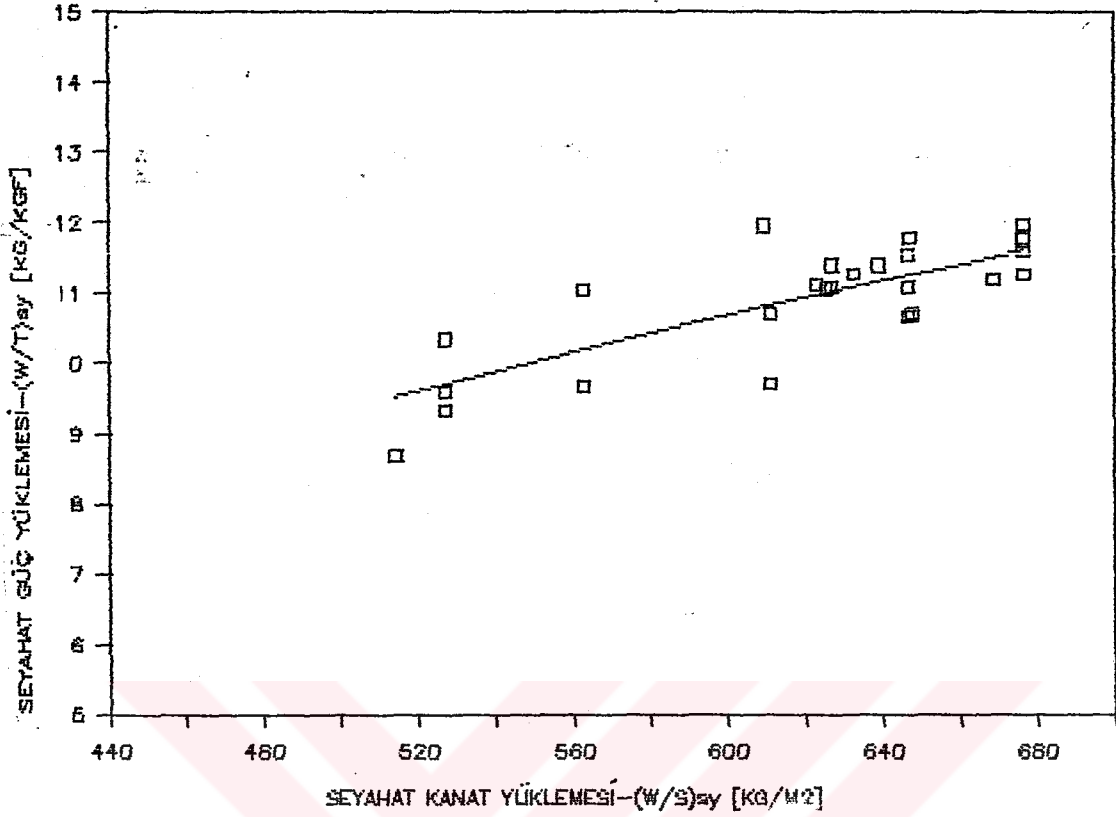
(devam)

UÇAK TIPI	JANE S NO	Wto (kg)	S (m <sup>2</sup> )	N <sub>0</sub>	To (kgf)	Wto/S (kg/m <sup>2</sup> )	Wto/T	Wk/S (kg/m <sup>2</sup> )	Vmx/s km/hr	irtifa m.	(W/T)sy	(W/S)sy
DC9 Srs 10-11	1975-1977	35245	85.77	2	5555	406.189	3.172	95.408	907	7620	9.173	387.107
DC 9	1963-1964	34930	85.90	2	5440	406.636	3.210	128.761	900	7420	9.124	380.883
GULFSTREAM	1974-1980	27711	75.21	2	5171	395.041	2.873	110.302	936	7620	8.231	372.980
LEARJET 55LR	1984-1985	9752	24.57	2	1678	396.907	2.906	121.056	843	12500	8.852	372.496
SE210CARAVL.12	1973-1974	58000	146.70	2	6577	395.565	4.409	117.723	825	7620	12.584	371.620
LOCK. 1329-P5	1979-1980	20185	50.40	4	1682	400.476	3.000	158.370	880	9145	8.948	368.822
BAC 1-11 srs200	1970-1971	35833	93.18	2	4686	384.557	3.823	85.787	882	6400	10.272	367.399
GULFSTREAM	1976-1977	29711	75.21	2	5171	395.041	2.873	140.513	936	7620	8.073	366.738
F2R Mk1000	1975-1975	29485	76.40	2	4468	385.929	3.300	100.077	843	7000	9.156	365.914
F2B Mk2000	1970-1971	29480	76.40	2	4468	385.864	3.299	100.077	843	6400	8.776	365.914
PD-808	1968-1969	8165	20.70	2	1520	390.670	2.686	139.985	800	11000	8.311	362.573
BAC 1-11 srs200	1973-1974	35833	93.18	2	4686	384.557	3.823	118.145	871	6400	10.091	360.928
LOCK.1329 DASHB	1970-1971	19051	50.40	4	1497	377.996	3.182	90.212	917	7010	8.873	359.954
BAC 1-11 srs200	1969-1969	35608	93.18	2	4722	382.142	3.770	118.145	882	6400	9.947	358.513
F2B Mk1000	1970-1971	28580	76.40	2	4468	374.084	3.198	100.077	849	6400	8.513	354.640
GULFSTREAM	1975-1974	28122	73.72	2	5171	381.470	2.719	143.353	946	7620	7.652	352.800
TU-134A	1979-1980	47000	127.30	2	6799	369.207	3.456	110.997	885	10000	10.738	347.007
TAI WESTW112411	1986-1987	10660	28.64	2	1678	372.207	3.174	148.314	723	12500	9.483	342.544
IAI 1125ASTRA	1985-1987	10659	29.40	2	1654	362.551	3.262	127.549	876	10570	9.976	337.041
LEARJET 55	1986-1987	8845	24.57	2	1678	359.992	2.636	121.056	843	12500	7.975	335.781
YAK 42	1985-1986	54000	150.00	3	6497	360.000	2.771	123.333	810	7620	7.832	335.333
IAI WESTW.11241	1986-1987	10365	28.64	2	1678	361.906	3.088	134.853	872	5900	7.747	334.936
SE210CARAVL10R	1968-1969	52000	146.70	2	6350	354.465	4.074	101.670	800	7620	11.713	334.131
TU-134	1977-1978	45000	127.30	2	6799	353.496	3.309	101.747	870	11000	10.396	333.146
FALCON 206	1979-1980	14515	41.00	2	2513	354.024	2.888	108.360	855	7220	8.043	332.352
BAC 125 srs800	1986-1987	12430	34.75	2	1950	357.698	3.187	128.175	845	8840	9.486	332.063
YAK 42	1984-1985	53500	150.00	3	6497	356.667	2.745	123.333	810	7620	7.754	332.000
FALCON 200	1985-1987	14515	41.00	2	2358	354.024	3.078	114.878	870	9150	9.322	331.049
TU-134	1973-1974	44500	127.30	2	6800	349.568	3.272	98.664	870	11000	10.291	329.835
GULFSTREAM4	1985-1986	31615	88.29	2	5631	358.081	2.807	146.063	908	10470	8.586	328.869
CESSNA md1650	1986-1987	8300	23.53	2	1655	352.741	2.615	140.152	852	12500	7.809	324.711
SE210CARAVL.6R	1970-1971	50000	146.70	2	5725	340.832	4.367	101.141	874	7620	12.466	321.458
HS125 srs600	1968-1969	50000	146.70	2	5725	340.832	4.367	101.670	845	7620	12.461	320.498
HS125 srs600	1975-1974	11340	32.80	2	1701	345.732	3.333	128.471	840	8534	9.778	320.038
FOKKER F28	1973-1974	11249	32.80	2	1678	342.957	3.352	129.572	834	8230	9.645	319.817
DIAMOND 1A	1968-1969	25710	76.40	2	4468	336.518	2.877	100.077	849	6400	9.763	317.258
FALCON 30	1985-1986	7362	22.43	2	1134	328.221	3.246	84.239	797	9145	9.973	311.503
HS 125 srs700	1973-1974	16000	49.00	2	2753	326.531	2.906	84.908	830	7620	8.360	309.549
SE210CARAVL10B1N	1977-1978	10977	32.80	2	1678	334.665	3.271	128.495	808	8380	9.508	308.966
SE210CARAVL.6N	1963-1964	48000	146.70	2	6350	327.198	3.780	98.994	791	10700	11.827	307.400
CESSNA CITATE3	1970-1971	48000	146.70	2	5535	327.198	4.336	101.670	845	7620	12.341	306.864
FALCON 10	1985-1986	9525	29.00	2	1655	328.448	2.878	113.229	874	10670	8.923	305.802
IAI WESTW.1123	1970-1971	7319	22.48	2	1465	325.578	2.498	104.759	900	7620	7.093	304.626
DIAMOND 2	1975-1976	9389	28.64	2	1406	327.888	3.339	138.005	872	5900	8.288	300.227
LEARJET 25G	1985-1986	7157	22.43	2	1315	319.082	2.721	96.978	845	8840	8.194	299.686
HS125 srs400A/B	1984-1985	7393	22.93	2	1340	322.416	2.759	117.938	835	14325	7.545	298.888
	1970-1971	10568	32.80	2	1525	322.195	3.465	123.733	821	9450	10.450	297.449

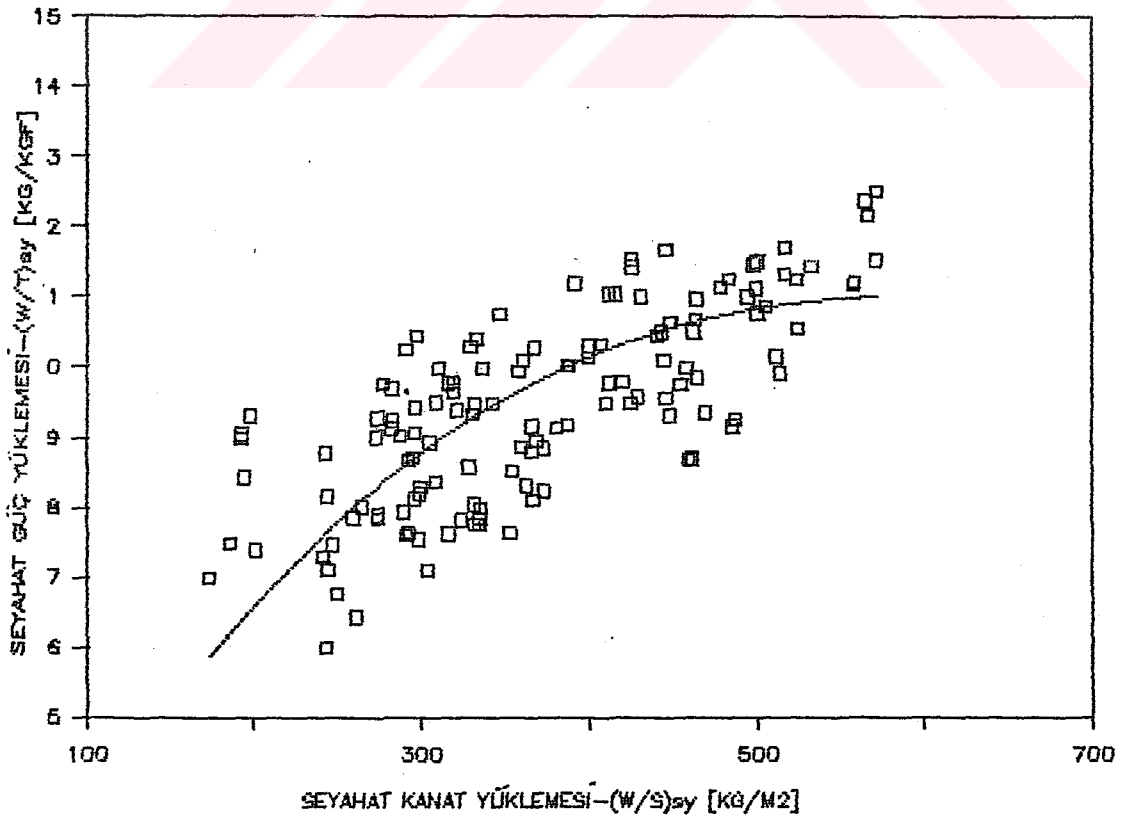


(devam)

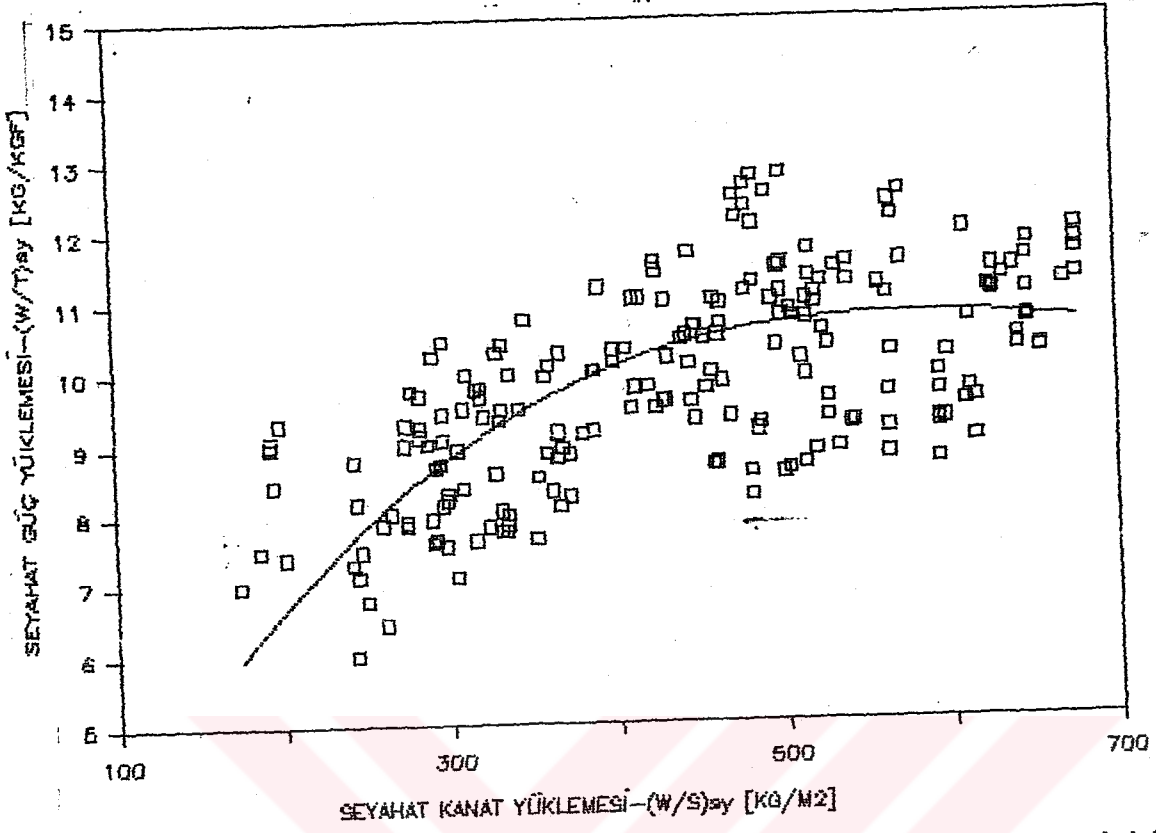
UÇAK TIPI	JANE'S NO	Wto (kg)	S (m <sup>2</sup> )	N <sub>0</sub>	To (kgf)	Wtb/S (kg/m <sup>2</sup> )	Wto/T	WVK/S (kg/m <sup>2</sup> )	Vmx.Sy km/hr	İttifa m.	(W/T)sy	(W/S)sy
FALCON 20F	1979-1980	13000	41.00	2	2039	317.073	3.188	99.560	862	7620	9.067	297.161
BEECHCRAFT	1985-1987	7157	22.43	2	1315	319.082	2.721	109.483	854	8840	8.125	297.145
FALCON 20F	1973-1974	13000	41.00	2	1960	317.073	3.316	100.326	862	7620	9.427	297.008
VFW FOKKER614	1976-1977	19950	64.00	2	3303	311.719	3.020	77.518	704	7620	8.709	296.213
SE210CARAVL.3	1970-1971	44000	146.70	2	5170	313.565	4.449	101.670	805	7620	12.625	293.231
FOKKER F28	1963-1964	24500	76.40	2	3924	320.681	3.122	137.611	815	7620	8.661	293.158
LEARJET 25B	1973-1974	6805	21.53	2	1340	316.071	2.539	115.945	877	12500	7.633	292.882
HS 125 SF53AR	1968-1969	10297	36.80	2	1525	313.933	3.374	111.527	821	9450	10.245	291.628
LEARJET 25	1968-1969	6805	21.53	2	1338	316.071	2.543	126.154	848	12500	7.591	290.840
DIAMOND 2	1984-1985	6880	22.43	2	1315	306.732	2.616	84.239	845	8840	7.926	289.884
SN601CORVETTE	1976-1977	6600	22.00	2	1134	300.000	2.910	59.231	760	9000	9.011	288.154
HF8320 HANSA	1973-1974	9200	30.14	2	1406	305.242	3.272	107.824	825	7620	9.227	283.677
HF8320 HANSA	1968-1969	9200	30.14	2	1335	305.242	3.446	110.816	825	7600	9.687	283.079
FALCON 20D	1970-1971	12400	41.00	2	1930	309.439	3.212	97.454	852	7620	9.121	282.948
HS 125 SF53A	1968-1969	9843	32.80	2	1525	300.091	3.227	111.527	805	9450	9.759	277.786
VFW FOKKER614	1973-1974CR	18600	64.00	2	3889	290.625	2.744	77.641	722	7620	7.883	275.097
VFW FOKKER614	1970-1971	18600	64.00	2	3410	290.625	2.727	77.641	722	7620	7.834	275.097
SN601CORVETTE	1975-1976	6300	22.00	2	1050	286.364	3.000	59.231	760	9000	9.271	274.517
HEINKELHP211B1	1963-1964	11000	36.00	2	1925	289.474	2.857	78.947	800	11000	9.004	273.684
ROCKWELL SBR60	1975-1976	9060	31.78	2	1497	285.085	3.026	99.397	906	16550	7.999	265.206
LEARJET 24D	1970-1971	6124	21.53	2	1340	284.440	2.285	115.945	859	13720	6.433	261.251
SABRE 60	1968-1969	8897	31.78	2	1497	279.956	2.972	99.397	906	6550	7.843	260.077
LEARJET 24	1968-1969	5897	31.78	2	1293	273.897	2.280	116.783	860	12500	6.767	250.540
SABRE 40	1970-1971	8498	31.78	2	1497	267.401	2.838	99.397	906	6550	7.466	247.521
CESSNA CITATS	1979-1980	7711	29.00	2	1655	265.897	2.330	104.827	869	10060	7.100	244.931
SN600CORVETTE	1970-1971	5670	22.00	2	1000	257.727	2.835	65.940	750	7620	8.163	244.539
LEARJET 24C	1970-1971	5670	21.53	2	1340	263.353	2.116	98.642	859	13720	5.999	243.621
HF8320 HANSA	1963-1964	8000	30.14	2	1293	265.428	3.094	110.816	820	8000	8.774	243.265
SABRE 40	1968-1969	8320	31.78	2	1497	261.800	2.779	99.397	906	6550	7.297	241.920
CESSNA CITATS500	1975-1976	5215	24.20	2	978	215.496	2.613	71.074	644	7560	7.382	201.281
CESSNA md15550	1985-1987	4849	31.83	2	1134	215.174	3.020	80.472	746	10660	9.304	199.080
CESSNA CITAT.1	1984-1985	5375	25.90	2	976	207.529	2.698	64.709	662	10670	8.426	194.587
CESSNA CITA S/2	1984-1985	6668	31.83	2	1134	209.488	2.940	80.472	746	10660	9.038	193.394
CESSNA CITA S/2	1985-1986	6668	31.83	2	1142	209.488	2.919	80.472	746	10660	8.975	193.394
CESSNA CITATI.2	1984-1985	6033	30.00	2	1134	201.100	2.660	73.476	713	7620	7.483	186.405
CESSNA CITATE2P	1984-1985	5670	30.00	2	1134	189.000	2.500	73.476	718	7620	6.997	174.305



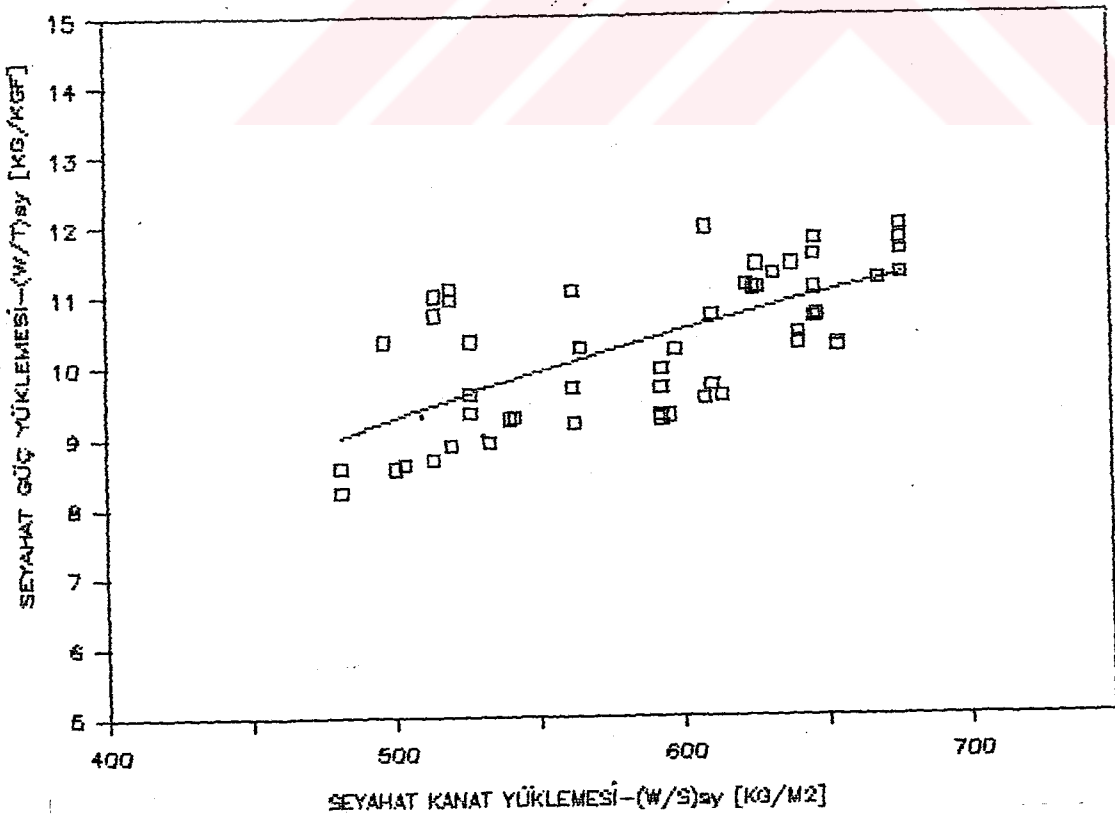
Şekil 4.1  $W > 21000$  kg. ağırlık grubu için  $(W/S)_{sy}$  -  $(W/T)_{sy}$  arasındaki pratik ve teorik ilişkiler



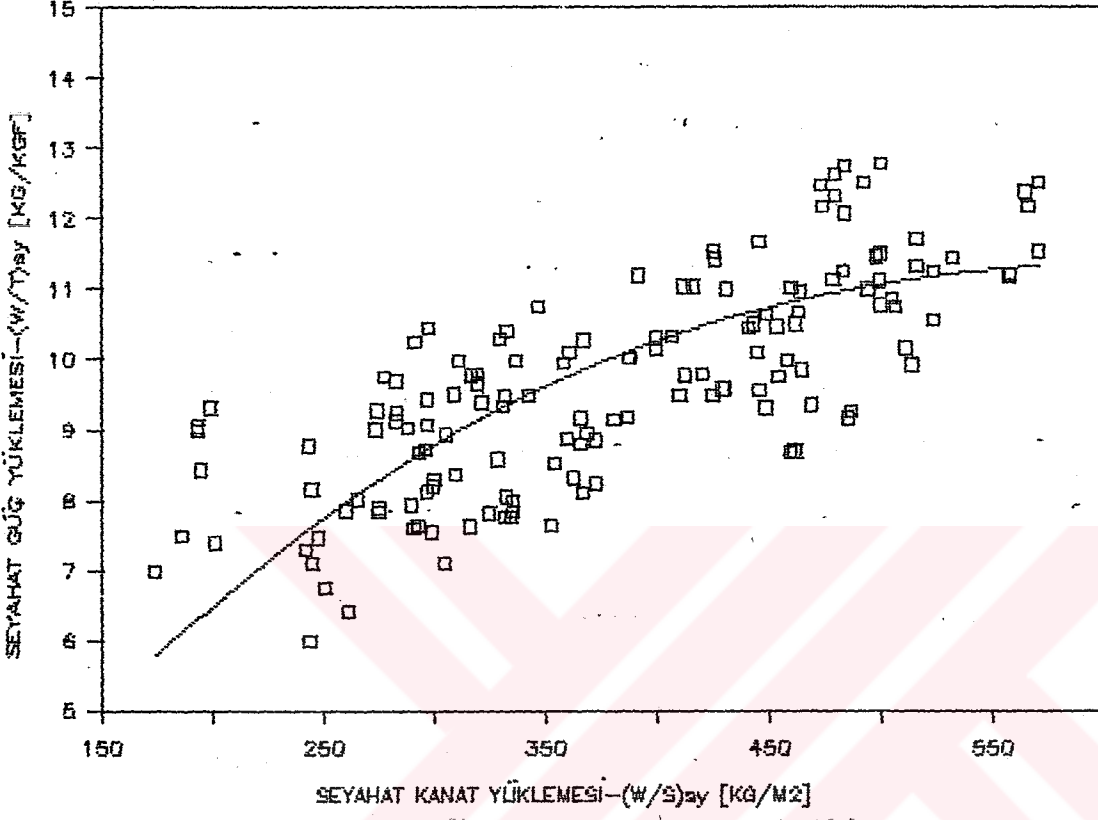
Şekil 4.2  $W < 10000$  kg ağırlık grubu için  $(W/S)_{sy}$  -  $(W/T)_{sy}$  arasındaki pratik ve teorik ilişkiler



Şekil 4.3 Bütün uçaklar için  $(W/S)_{sy} - (W/T)_{sy}$  arasındaki pratik ve teorik ilişkiler.



Şekil 4.4  $W_{to} > 130000$  kg. (geniş gövdeli) ağırlık grubu için  $(W/S)_{sy} - (W/T)_{sy}$  arasındaki pratik ve teorik ilişkiler.



Şekil 4.5  $W_{to} < 152000$  kg (dar gövdeli) ağırlık grubu için  $(W/S)_{sy} - (W/T)_{sy}$  arasındaki pratik ve teorik ilişkiler.

Tablo 4.2. Seyahat uçuşu hareketi performans denklemleri ile ilgili sonuçların özeti.

AĞIRLIK GRUBU	A <sub>1</sub>	B <sub>1</sub>	TAH.KOR KTS.	KORELASYON KTS.	ST.SAPMA	ST.HATA
Wto > 210000 kg	48.216	0.0000219	0.7886	0.7855	0.8127	0.4996
Wto < 100000 kg	27.486	0.0000747	0.6679	0.7524	1.3373	0.9952
Wto>130000 kg(gns.gv)	46.848	0.0000288	0.6651	0.6729	1.0157	0.7584
Wto<152000 kg(dar gv)	27.994	0.0000687	0.6994	0.7656	1.4582	1.0422
BÜTÜN UÇAKLAR	26.964	0.0000795	0.6232	0.6351	1.3757	1.0758

## 5. SİMETRİK DOĞRUSAL TIRMANMA HAREKETİNDE PERFORMANS

DENKLEMLERİ (V= sabit)

Yataya nazaran sabit bir açı ( $\theta$ =sabit, tırmanma açısı), sabit bir hızda (V= sabit), simetrik ( $\sum F_{yi}=0$ ), daimi ( $d/dt=0$ ) tırmanma yapan uçağa etki eden kuvvetler; taşıma, sürüklenme, çekme kuvveti ve ağırlık şeklindedir (Şekil 5.1). Bu durumda uçağa bağlı eksen takımında denge denklemleri;

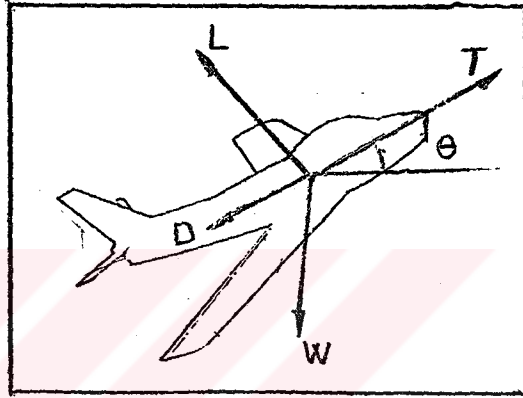
$$Gx_1: T-D-W\sin\theta=0 \dots\dots(5.1)$$

$$Gz_1: L-W\cos\theta=0 \dots\dots(5.2)$$

olurken uçağın o andaki tırmanma hızı;

$$v= V\sin\theta \dots\dots\dots(5.3)$$

olur.



Şekil 5.1 Tırmanma hareketinde uçağa etki eden kuvvetler.

Taşıma, sürüklenme ve parabolik poler ifadeleri daha önce 3. Bölümde belirtilen şekilde olmak üzere (5.1), (5.3) denklemlerinden;

$$\frac{1}{(W/T)} - \frac{C_D \sigma v^2}{16(W/S)} - \frac{v}{V} = 0 \dots\dots(5.4)$$

ve (5.2) denkleminden;

$$\frac{C_L \sigma v^2}{16(W/S)} - \cos\theta = 0 \dots\dots\dots(5.5)$$

bulunur.

Uçak tasarımımda, uçak performans hesaplamalarında tırmanma olayının en kritik anı olarak, deniz seviyesi şartlarındaki tırmanmaya başlangıç hali ele alınır. Çünkü bu noktada uçak ağırlığı maksimum değerdedir. Buna karşın (5.1) ve (5.3) denklemlerinden çıkan

$$v = (T-D)V/W$$

bağıntısı maksimum hızla tırmanmanın gerçekleşebilmesi için, maksimum tepki gücünün gerekliliğini göstermektedir. Tırmanan uçak belirli bir irtifaya yükseldiğinde, ağırlığı yakıt sarfiyatı nedeniyle azalır, çekme kuvveti irtifa artışı nedeniyle düşer, bunlara bağlı olarak tırmanma hızında da belirgin bir azalma meydana gelir. Bundan dolayı deniz seviyesi şartlarındaki maksimum tırmanma hızı tasarım açısından kritik bir değerdir. Nitekim, uçakların özelliklerini veren yıllık ve broşürlerin performans bölümlerinde deniz seviyesi şartlarında maksimum tırmanma hızı önemli bir değer olarak verilir. Tırmanma hızının ön tasarımda, bir anahtar nokta olarak ele alınması da yukarıda açıklanan nedenlerden dolayıdır. Bundan ötürü daha önceki bölümlerde verilen yatay uçuş, seyahat uçuşu gibi fazlardan yararlanarak kanat yüklemeleri ve güç yüklemeleri arasında kurulan parametrik bağıntılara benzer şekilde kanat, güç yüklemesi ve deniz seviyesi maksimum tırmanma hızı arasında, bir parametrik bağıntının istatistikî verilere dayanılarak kurulmasına çalışacağız.

Parametrik bağıntılar, deniz seviyesindeki değerler

esas alınarak kurulacağından, izafi hava yoğunluğu ( $\sigma$ ) için;

$$\sigma = 1$$

ve tırmanma hızı için;

$$v = v_0$$

kabulünü yapacağız.

Maksimum hız ile tırmanma esas olarak ele alındığından ve deniz seviyesinde  $\tau(\sigma) = 1$  olduğundan;

$$T = T_{to}$$

olacaktır.

$$A_2^2 = \frac{\cos \theta}{C_L}$$

$$B_2 = C_D$$

$$X = \frac{v_0}{4 \sqrt{W/S}}_{to}$$

$$Y = (W/T)_{to}$$

olduğunu kabul edersek (5.4) ve (5.5) denklemlerini;

$$\frac{1}{Y} - \frac{X}{A_2} - A_2^2 B_2 = 0$$

haline getirebiliriz. Bu denklemin daha düzenlenmiş hali;

$$Y = \frac{A_2}{(X + A_2^3 B_2)} \dots \dots \dots (5.6)$$

olur. Denklemin en küçük kareler metodu ile  $A_2$  ve  $B_2$



katsayılarının çözümüne esas olacak hali ise;

$$f = XY + A_2^3 B_2 Y - A_2 = 0 \dots\dots\dots (5.7)$$

şeklindedir. Buna göre  $A_2$  ve  $B_2$  katsayılarının istatistiki değerlere dayalı çözümü;

$$A_2 = \frac{\sum x_i y_i \sum y_i^2 - \sum x_i y_i^2 \sum y_i}{n \sum y_i^2 - (\sum y_i)^2} \dots\dots\dots (5.8)$$

$$B_2 = \frac{A_2 \sum y_i - \sum x_i y_i^2}{A_2^3 \sum y_i^2} \dots\dots\dots (5.9)$$

şeklindedir. Burada  $n$  ele alınan uçak sayısını ifade etmektedir.

Yukarıda açıklanan esaslar ve bağıntılar çerçevesinde Tablo 5.1' de verilen değerler ele alınarak  $A_2$  ve  $B_2$  katsayıları hesaplanmıştır. Bu katsayıların hesaplanması sırasında uçakların herhangi bir parametreye dayanılarak gruplandırılmasına (daha önceki bölümlerde olduğu gibi) gerek kalmamıştır. Aralarındaki ilişki öğrenilmek istenen  $v_0/4 \sqrt{(W/S)_{to}}$  ve  $(W/T)_{to}$  parametrelerinin korelasyon katsayısı ancak bütün uçaklar, hep birarada ele alındığında -0.76 gibi yüksek bir değere ulaşabilmiştir. Bu nedenle bütün ağırlık gruplarındaki uçaklar için tek bir parametrik bağıntının kullanılması yararlı olacaktır.

Sonuç olarak, elde edilen parametrik denklemin eğrisi Şekil 5.2' istatistik değerlerle birlikte veril-

miştir.

Buraya kadar yapılan incelemelerde belirli performans değerlerine (seyahat ve tırmanma hızı) ve maksimum kalkış ağırlığına göre motor seçimine esas olacak kalkış ve seyahat güç yüklemesi değerlerinin parametrik bağıntılarını elde etmeğe çalıştık. Bundan sonra kanat alanı ve iniş ağırlığı gibi, diğer iki önemli değer belirlenmesine yarayacak parametrik bağıntıları çıkartmağa çalışacağız.



Tablo 5.1 Tırmanma hareketi ile ilgili istatistik veriler  
[Ref. 71]

UÇAK TİPİ	JANE'S NO	Wto (kg)	S (m <sup>2</sup> )	Ne	To (kgf)	Wto/S (kg/m <sup>2</sup> )	Wto/T	V <sub>0</sub> m/dak.	m/sn	x
DCB Srs 10	1968-1969	123830	257.60	4	6124	480.707	5.055	405	6.750	0.076966
BOEING 747	1968-1969	322050	511.00	4	19730	430.235	4.081	610	10.167	0.101248
VC VC10Srs1101	1968-1969	141520	264.90	4	9525	534.239	3.714	385	9.750	0.105457
-500-11GALAXY	1968-1969	370249	576.00	4	20620	642.793	4.489	700	11.667	0.115040
DC10 Srs 40	1975-1976	259450	367.70	3	24040	705.602	3.597	762	12.700	0.119526
DC10 Srs 40	1976-1977	259450	367.70	3	24057	705.602	3.595	762	12.700	0.119526
DC10 Srs 40	1904-1985	259450	367.70	3	24057	705.602	3.595	762	12.700	0.119526
DC10 Srs 40	1979-1980	259450	367.70	3	24057	705.602	3.595	762	12.700	0.119526
DCB Super 62	1970-1971	151950	271.90	4	8172	558.845	4.648	683	11.383	0.120382
L-1011-B	1970-1971	269885	388.30	3	24950	695.042	3.606	762	12.700	0.120430
BACsprVC10	1968-1969	151950	264.90	4	10205	573.613	3.722	700	11.667	0.121780
35 L-1011-500	1979-1980	224980	320.00	4	22671	703.063	3.308	777	12.950	0.122099
35 L-1011-250	1979-1980	224980	320.00	3	21764	703.063	3.446	777	12.950	0.122099
DCB Super A1	1970-1971	147415	267.90	4	8172	550.261	4.510	692	11.533	0.122916
35 L-1011-100	1979-1980	211375	320.00	3	19725	660.547	3.572	765	12.750	0.124021
3AC1-11srs500	1970-1971	45200	95.78	2	5692	471.915	3.970	655	10.917	0.125631
3AC1-11srs500	1968-1969	44452	95.78	2	5692	464.105	3.905	655	10.917	0.125631
DC9 Super 80	1979-1980	63502	118.80	2	8389	534.529	3.785	732	12.200	0.131921
DC10 Srs 40	1984-1985	251745	367.70	3	22426	684.648	3.742	829	13.817	0.132010
DC10 Srs 40	1976-1977	251744	367.70	3	22426	684.645	3.742	829	13.817	0.132011
DC10 Srs 40	1975-1976	251744	367.70	3	22407	684.645	3.745	829	13.817	0.132011
DC10 Srs 40	1973-1974	251744	367.70	3	22000	684.645	3.814	829	13.817	0.132011
JEING 707-120	1968-1969	116575	226.04	4	6124	515.727	4.759	731	12.183	0.134120
DC 9 Srs 50	1979-1980	54885	92.97	2	7034	590.352	3.901	792	13.200	0.135818
DC 9 Srs 50	1976-1977	54884	92.97	2	7034	590.341	3.901	792	13.200	0.135819
35 L-1011-200	1979-1980	211375	320.00	3	21764	660.547	3.237	847	14.117	0.137315
JEING 727-200	1977-1978	83820	157.90	3	7023	530.842	3.978	762	12.700	0.137803
JEING 727-200	1975-1976	83820	157.90	3	6804	530.842	4.106	762	12.700	0.137803
JEING 727-200	1973-1974	83550	157.90	3	6577	529.132	4.234	762	12.700	0.138026
LAVROMBAC1-11	srs550 1986	45200	95.78	2	5688	471.915	3.973	722	12.033	0.138482
DC10 Srs 30	1979-1980	259450	367.70	3	23139	705.602	3.738	884	14.733	0.138663
DC10 Srs 30	1984-1985	259450	367.70	3	22222	705.602	3.892	884	14.733	0.138663
DC10 Srs 30	1975-1976	256280	367.70	3	22226	696.981	3.844	884	14.733	0.139518
JEING 727-200	1977-1978	86405	157.90	3	7023	547.213	4.101	793	13.217	0.141248
JEING 727-200	1984-1985	86405	157.90	3	7258	547.213	3.968	793	13.217	0.141248
DC10 Srs10	1979-1980	206385	358.70	3	18145	575.369	3.791	817	13.617	0.141917
DC10 Srs10	1968-1969	206384	358.70	3	18145	575.367	3.791	817	13.617	0.141918
BOEING 720	1970-1971	103670	226.04	4	5902	459.520	4.400	731	12.183	0.142086
3AC1-11 srs475	1970-1971	41730	95.78	2	5692	435.686	3.666	716	11.933	0.142927
385 L-1011-1	1975-1976	195050	320.00	3	19050	609.531	3.613	853	14.217	0.143959
DC10 Srs10	1976-1977	199580	358.70	3	18145	556.398	3.666	817	13.617	0.144317

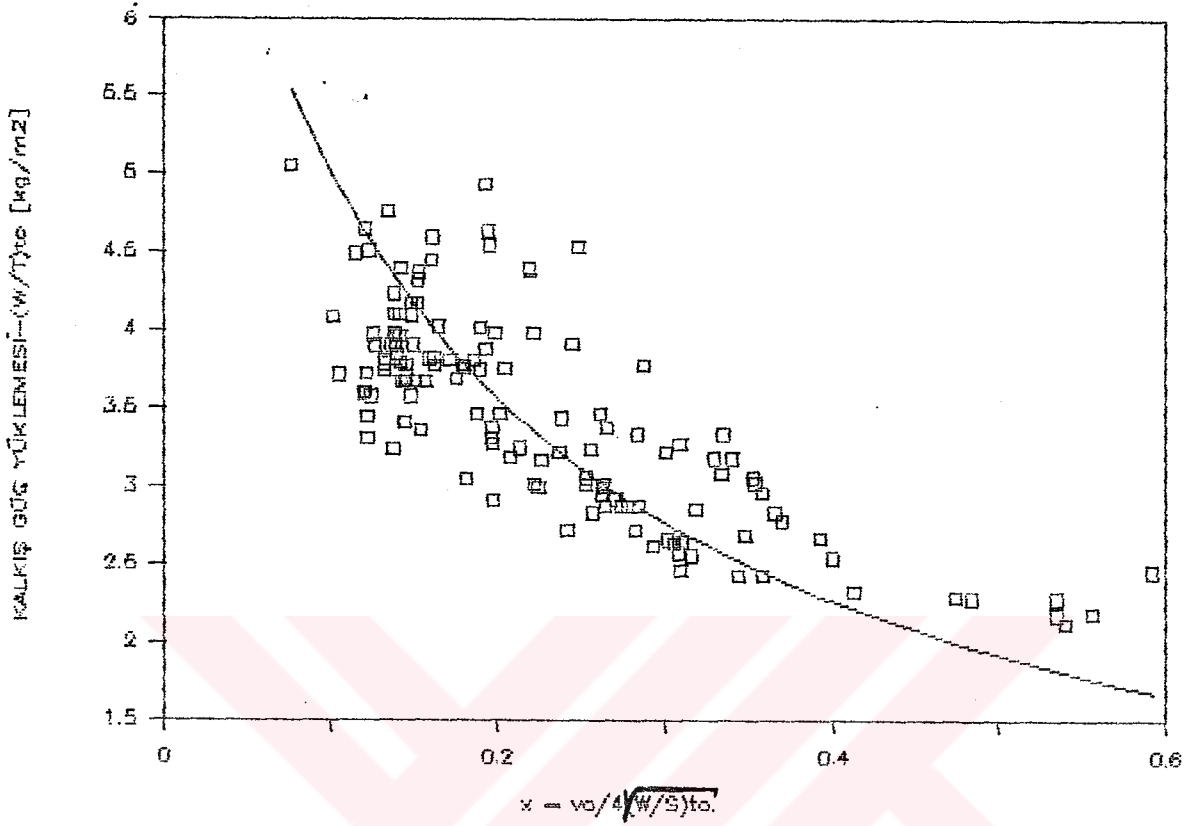
UÇAK TIPI	JANE'S NO	Wto (kg)	S (m <sup>2</sup> )	Ng	Tn (kgf)	Wtn/S (kg/m <sup>2</sup> )	Wtn/T	V <sub>0</sub> m/dak.	m/sn	x
385L-1011TRISTA	1979-1980	195045	320.00	3	19062	609.516	3.411	856	14.267	0.144467
DC10 Srs 30	1973-1974	251744	364.30	3	22226	691.035	3.776	914	15.233	0.144872
DC10 Srs 10	1984-1985	206385	358.70	3	18593	575.369	3.700	838	13.967	0.145565
DC10 Srs 10	1979-1980	206384	358.70	3	18593	575.367	3.700	838	13.967	0.145566
DC10 Srs 10	1973-1974	199580	358.70	3	18597	556.398	3.577	838	13.967	0.148026
DC10 Srs 10	1975-1976	199580	358.70	3	18597	556.398	3.577	838	13.967	0.148026
DC9 Srs 40	1979-1980	54884	92.97	2	6575	590.341	4.174	865	14.417	0.148338
BOEING 727-200	1970-1971	78015	157.90	3	6350	494.079	4.095	793	13.217	0.148649
DC 9 Srs 50	1975-1976	54900	92.97	2	7034	590.513	3.902	869	14.483	0.149002
Boei-11 srs 475	1975-1976	41730	95.78	2	5688	435.686	3.668	754	12.600	0.150912
DC9 Srs 30	1979-1980	54885	92.97	2	6351	590.352	4.321	883	14.750	0.151766
DC9 Srs 30	1976-1977	54884	92.97	2	6575	590.341	4.174	865	14.750	0.151768
DC8 Srs 20	1963-1964	125190	257.60	4	7167	485.986	4.367	808	13.467	0.152717
L-1011 md1993	1970-1971	185552	348.85	3	18415	531.896	3.359	853	14.217	0.154107
IAVRMBAC1-11	SRS4951986-	141730	95.78	2	5688	435.686	3.668	786	13.100	0.156900
RAC1-11 srs 400	1968-1969	39463	93.18	2	5171	423.514	3.816	786	13.100	0.159141
RAC1-11 srs 300	1975-1976	39462	93.18	2	5171	423.503	3.816	786	13.100	0.159141
BOEING 707-420	1968-1969	141520	268.68	4	7945	526.723	4.453	884	14.733	0.160490
BOEING 707-320C	KARGO	150138	279.64	4	8165	536.897	4.597	896	14.933	0.161120
RAC1-11 srs 200	1973-1974	35833	93.18	2	4686	384.557	3.823	762	12.700	0.161906
RAC1-11 srs 200	1968-1969	35608	93.18	2	4722	382.142	3.770	762	12.700	0.162416
BOEING 727-200	1968-1969	76655	157.90	3	6350	485.465	4.024	870	14.500	0.164523
BOEING 727-100	1973-1974	72575	157.90	3	6350	459.626	4.024	870	14.500	0.164523
BOEING 737-200	1968-1969	48535	91.05	2	6575	533.059	3.691	975	16.250	0.171806
-DCK-200 C141A	1968-1969	143600	299.90	4	9525	478.826	3.769	945	15.750	0.175956
BOEING 737-200	1970-1971	49435	91.05	2	6575	542.943	3.759	1012	16.867	0.180963
YAK 40	1970-1971	13700	70.00	3	1500	195.714	3.044	610	10.167	0.181680
BOEING 727-100	1970-1971	72575	157.90	3	6350	459.626	3.810	960	16.000	0.186576
BOEING 737-100	1970-1971	45575	91.05	2	6575	500.549	3.466	1012	16.867	0.188471
MERCURE	1975-1976	56500	116.00	2	7030	487.069	4.018	1007	16.783	0.190117
ILYUSHIN IL62	1968-1969	157500	282.20	4	10500	558.115	3.750	1080	18.000	0.190480
MERCURE	1973-1974	54500	116.00	2	7030	469.828	3.876	1007	16.783	0.193574
BOEING 707-320	1963-1964	141520	268.68	4	7167	526.880	4.937	1067	17.783	0.193685
BOEING 707-320	1968-1969	141520	268.68	4	7167	526.880	4.937	1067	17.783	0.193714
BOEING 707-320C	1973-1974	151315	283.40	4	8172	533.927	4.629	1082	18.033	0.195107
BOEING 707-320C	1973-1974	151315	283.40	4	8172	533.927	4.629	1082	18.033	0.195107
BOEING 707-320C	1968-1969	148325	279.64	4	8165	530.414	4.541	1082	18.033	0.195753
BOEING 707-320R	1975-1976	45000	127.30	2	6799	353.496	3.309	888	14.800	0.196793
TU-134	1977-1978	45000	127.30	2	6799	353.496	3.309	888	14.800	0.196793
TU-134	1976-1977	44450	92.97	2	6575	478.111	3.380	1035	17.250	0.197226
DC9 Srs 20	1973-1974	44500	127.30	2	6800	349.568	3.272	888	14.800	0.197895
TU-134	1973-1974	44500	127.30	2	6800	349.568	3.272	888	14.800	0.197895
SN601CORVETTE	1976-1977	6600	22.00	2	1134	300.000	2.910	823	13.717	0.197983

(devam)

UÇAK TIPI	JANE'S NO	Wto (kg)	S (m <sup>2</sup> )	N <sub>g</sub>	To (kgf)	Wto/S (kg/m <sup>2</sup> )	Wto/L	V <sub>0</sub> m/dak.	m/sn	x
BOEING 737-200	1975-1976	52390	91.05	2	6575	575.398	3.984	1146	19.100	0.199062
BOEING 737-100	1968-1969	44000	91.05	2	6350	483.251	3.465	1067	17.783	0.202237
BOEING 737-200	1973-1974	49440	91.05	2	6575	542.998	3.760	1146	19.100	0.204915
BAe125 srs000	1985-1986	12430	34.75	2	1950	357.698	3.187	945	15.750	0.208191
DIAMOND 1A	1985-1986	7362	22.43	2	1134	328.221	3.246	930	15.500	0.213888
BOEING 707-320C	1976-1977	151315	283.40	4	8614	533.927	4.392	1219	20.317	0.219811
BOEING 707-320C	1973-1974	151315	283.40	4	8618	533.927	4.390	1219	20.317	0.219811
BOEING 737-200	1977-1977	52390	91.05	2	6575	575.398	3.984	1280	21.333	0.222338
VFW FOKKER614	1976-1977	19950	64.00	2	3303	311.719	3.020	945	15.750	0.223017
SN601CORVETTE	1975-1976	6300	22.00	2	1050	286.364	3.000	914	15.233	0.225048
DC9 Srs 10-11	1975-1976	35245	86.77	2	5556	406.189	3.172	1097	18.283	0.226793
IAI 1125ASTRA	1984-1987	10659	29.40	2	1654	362.551	3.222	1085	18.083	0.237429
BOEING 720B	1968-1969	106140	226.04	4	7710	469.563	3.442	1243	20.717	0.239008
VFW FOKKER614	1970-1971	18600	64.00	2	3410	290.625	2.727	990	16.500	0.241967
BOEING 707-220	1968-1969	112037	226.04	4	7167	495.651	3.908	1310	21.633	0.245172
HEINKELCM191B	1963-1964	4350	18.83	2	480	231.014	4.531	906	15.100	0.248369
GULFSTREAM3	1984-1985	31615	86.83	2	5171	364.102	3.057	1158	19.300	0.252863
CESSNA md1650	1986-1987	9979	29.00	2	1655	344.103	3.015	1127	18.783	0.253144
ROCKWELL SBR65	1979-1980	10886	35.30	2	1678	308.385	3.244	1079	17.983	0.256013
SN600CORVETTE	1970-1971	5670	22.00	2	1000	257.727	2.835	990	16.500	0.256947
HS125 srs400A/B	1970-1971	10568	32.80	2	1525	322.195	2.956	1128	18.800	0.261841
LOCK. 1329-25	1975-1976	19844	50.40	4	1678	393.730	2.956	1250	20.833	0.262481
CESSNA md1550	1986-1987	6849	31.83	2	1134	215.174	3.020	926	15.433	0.263029
LOCK. 1329-25	1979-1980	20185	50.40	4	1682	400.496	3.000	1265	21.083	0.263378
GULFSTREAM2	1979-1980	29711	75.21	2	5171	395.041	2.873	1262	21.033	0.264561
HS 125 srs3AR	1968-1969	10297	32.80	2	1525	313.933	3.376	1128	18.800	0.265264
LOCK. JETSTAR2	1973-1974	19617	50.40	4	1678	389.226	2.923	1280	21.333	0.270332
CESSNA CITA S/2	1985-1986	6668	31.83	2	1142	209.488	2.919	940	15.667	0.270605
CESSNA CITAT3	1985-1986	9525	29.00	2	1655	328.448	2.878	1191	19.850	0.273821
GULFSTREAM2	1976-1977	29711	75.21	2	5171	395.041	2.873	1325	22.083	0.277769
GULFSTREAM2	1975-1976	28122	73.72	2	5171	381.470	2.719	1325	22.083	0.282666
IAI WESTW.1123	1975-1976	9389	28.64	2	1406	327.828	3.339	1231	20.517	0.283285
FOKKER F28	1968-1969	25710	76.40	2	4468	336.518	2.877	1253	20.883	0.284600
BOEING 707-120B	1968-1969	116575	234.20	4	7718	497.758	3.776	1539	25.650	0.287420
LEARJET 36A	1984-1985	8300	23.53	2	1587	352.741	2.615	1322	22.033	0.293286
HS 125 srs3A	1968-1969	9843	32.00	2	1525	300.091	3.227	1250	20.833	0.300657
CESSNA md1550	1979-1980	6033	30.00	2	1134	201.100	2.660	1027	17.117	0.301754
LEARJET 55	1984-1987	8845	24.57	2	1678	359.992	2.636	1390	23.167	0.305251
LEARJET 36A	1979-1980	8164	23.53	2	1587	346.961	2.572	1379	22.983	0.308469
HFB320 HANSA	1973-1974	9200	30.14	2	1406	305.242	3.272	1295	21.583	0.308841
VFW FOKKER614	1968-1969	17250	63.92	2	3500	269.869	2.464	1220	20.333	0.309437
ROCKWELL SBR75A	1973-1974	10340	31.80	2	1957	325.157	2.642	1341	22.350	0.309863

(devam)

UÇAK TIPI	JANE'S NO	Wto (kg)	S (m2)	Ng	To (kgf)	Wto/S (kg/m2)	Wto/T	m/dak.	m/sn	x
ROCKWELL SBR75A	1976-1977	10432	31.80	2	2041	328.050	2.556	1372	22.867	0.315625
HEINKELHe211B1	1963-1964	11000	38.00	2	1925	289.474	2.857	1300	21.667	0.318366
IAI WESTW1124I	1986-1987	10660	28.64	2	1678	372.207	3.176	1524	25.400	0.329140
IAI WESTW.1124I	1986-1987	10365	28.64	2	1678	361.906	3.088	1524	25.400	0.333791
HS125 srs600	1975-1976	11340	32.80	2	1701	345.732	3.333	1493	24.883	0.334563
LOCK.1329 DASH8	1970-1971	19051	50.40	4	1497	377.996	3.182	1585	26.417	0.339683
LEARJET 35A	1979-1980	7711	23.53	2	1587	327.709	2.429	1494	24.900	0.343870
PD-808	1968-1969	8165	20.90	2	1520	390.670	2.686	1650	27.500	0.347830
ROCKWELL SRR60	1976-1977	9150	31.78	2	1497	287.917	3.056	1433	23.883	0.351885
ROCKWELL SRR60	1975-1976	9060	31.78	2	1497	285.085	3.026	1433	23.883	0.353628
ROCKWELL SRR40A	1973-1974	8861	31.78	2	1497	278.823	2.960	1433	23.883	0.357577
LEARJET 36	1975-1976	7711	23.53	2	1587	327.709	2.429	1554	25.900	0.357680
SABRE 40	1970-1971	8498	31.78	2	1497	267.401	2.838	1433	23.883	0.365135
SABRE 40	1968-1969	8320	31.78	2	1497	261.800	2.779	1433	23.883	0.369020
PD-808 VESPAJET	1963-1964	7257	20.90	2	1360	347.225	2.668	1753	29.217	0.391981
LEARJET 25B	1973-1974	6805	21.53	2	1340	316.071	2.539	1705	28.417	0.399595
LEARJET 25	1968-1969	6805	21.53	2	1338	316.071	2.543	1705	28.417	0.399595
CESSNA CITAT3	1979-1980	7711	29.00	2	1655	265.897	2.330	1615	26.917	0.412671
LEARJET 24D	1970-1971	6124	21.53	2	1340	284.440	2.285	1920	32.000	0.474345
LEARJET 24	1968-1969	5897	21.53	2	1293	271.077	2.176	1920	32.000	0.488300
LEARJET 24F	1977-1978	6123	21.53	2	1407	284.394	2.176	2164	36.067	0.534670
LEARJET 24F	1979-1980	6123	21.53	2	1340	284.394	2.285	2164	36.067	0.534670
LEARJET 24C	1970-1971	5670	21.53	2	1340	263.353	2.116	2103	35.050	0.539956
LEARJET 24E	1976-1977	5850	21.53	2	1340	271.714	2.183	2200	36.667	0.556103
JETCOMM.1121	1963-1964	6350	28.10	2	1293	225.337	2.456	2135	35.583	0.592611



Şekil 5.2  $(W/T)_{to}$  -  $v / 4\sqrt{(W/S)_{to}}$  arasındaki teorik ve pratik ilişkiler.

Tablo 5.2 Tırmanma Hareketinde  $(W/S)_{to}$ -X Bağıntısı Sonuç Özeti

AĞIRLIK GRUBU	A <sub>2</sub>	B <sub>2</sub>	TAH.KOR KTS.	KORELASYON KTS.	ST.SAPMA	ST.HATA	UÇAK SAYISI
BÜTÜN UÇAKLAR	1.2385	0.0772	0.5264	-0.7603	0.6485	0.551	150

## 6. AĞIRLIKLAR İLE KANAT YÜKLEMELERİ ARASINDAKİ BAĞINTILAR

Bazı zamanlar bütün bigiler elde bulunmadan da, bir uçağın bazı boyutları veya performansları tahmin edilmeğe çalışılır. Bu durum özellikle, ön tasarım esnasında çeşitli ağırlık veya alanların yaklaşık olarak bulunmasında çok önemlidir. Bu tür bir tahmin probleminin çözümünde akla ilk gelen konulardan biri boyut analizine dayalı "kare - küp" ölçeklendirme kuralıdır. Aynı kuvvetler için tasarlanmış iki geometrik benzer uçağın, alanları karakteristik uzunluklarının kareleri, ağırlıkları ise karakteristik uzunluklarının kübüyle orantılı olur. Yani;

$$S \propto l^2$$

$$W \propto l^3$$

Buna göre;

$$l \propto W^{1/3}$$

olduğundan kanat yüklemesi;

$$(W/S) \propto W^{1/3}$$

olacaktır. Sonuç olarak bu bağıntı, tam bir matematik ifade halinde;

$$(W/S) = AW^{1/3} + B \dots\dots\dots(6.1) \quad [\text{Ref. 3}]$$

şeklinde ifade edebiliriz. Bu denklemi uçaklara ait çeşitli karakteristik ağırlıklara göre farklı şekillerde yazmak mümkündür.

$$Y = (W/S)$$



$$X = W$$

olmak üzere aynı denklem;

$$Y = AX^{1/3} + B \dots\dots\dots (6.2)$$

halini alır. A ve B katsayılarının en küçük kareler yöntemine göre çözümü ise;

$$A = \frac{n\sum x_i^{1/3} y_i - \sum x_i^{1/3} \sum y_i}{n\sum x_i^{2/3} - (\sum x_i^{1/3})^2} \dots\dots\dots (6.3)$$

$$B = \frac{\sum y_i - A\sum x_i^{1/3}}{n} \dots\dots\dots (6.4)$$

olur.

#### 6.1. Boş Ağırlık ve Kalkış Kanat Yüklemesi

Bir uçağın boş ağırlığı ve maksimum kalkış ağırlığı ile ilgili tanımlar Ek-A' da verildiğinden, bu tanımlar üzerinde çok fazla durmayacağız. Ancak maksimum kalkış ağırlığı ile boş ağırlık arasındaki fark uçağın faydalı yükünü meydana getirir. Faydalı yük ise paralı yük ve uçuş için gerekli olan yakıt olmak üzere iki ana gruba ayrılır. Paralı yükün ağırlığını taşınması gereken yolcu sayısı veya yük kapasitesi belirler. Yolcu sayısı ve yük kapasitesi ise pazar araştırmaları ve düşünsel tasarım sonucunda ortaya çıkar. Uçağın uçuş mesafesi de pazar araştırmaları ile belirlenir. Yakıt ağırlığı ise uçuş mesafesi yani menzil ile doğru orantılıdır. Bu durumda

düşünsel tasarıma ve pazar araştırmalarına dayalı olarak uçağın boş ağırlık (boş ağırlığın tayini Ek-A' da açıklanmıştır), faydalı ağırlık ve dolayısıyla maksimum kalkış ağırlığı gibi değerleri ön tasarımın hemen başlarında ortaya çıkmış olur. Bu durumda (6.1) denkleminde verilene benzer parametrik bir bağıntı ile kanat alanının belirlenmesi mümkün olur. O halde (6.1) denklemini;

$$(W/S)_{to} = AW_{boş}^{1/3} + B \dots\dots\dots(6.5)$$

şeklinde yazmakla boş ağırlığı ve maksimum kalkış ağırlığı belli olan bir uçağın kanat alanını hesaplayabiliriz.

Tablo 6.1' deki verilere dayanılarak yapılan incelemelerde bütün uçakların tek bir grup halinde ele alındığı durumda boş ağırlık ve kalkış kanat yüklemesi arasındaki korelasyon katsayısının 0.83 gibi çok yüksek bir değere ulaştığı görülmüştür (Bkz. Şekil 6.1). Uçakların boş ağırlıklarına göre ağırlık gruplamalarının yapılmasıyla daha hassas sonuçların elde edilebileceği düşünülerek, yapılan incelemelerde beklenen sonuçlara ulaşılamamıştır. Örneğin boş ağırlığı 40000 kg' in üzerinde olan uçaklar için korelasyon katsayısı 0.71, boş ağırlığı 40000 kg' in altında olan uçaklar için korelasyon katsayısı 0.81 olarak bulunmuştur. Başka şekillerdeki gruplandırmalarda ise korelasyon katsayıları daha azalırken standart hataların daha da arttığı görülmüştür. Bütün uçaklar, boş ağırlığı 40000 kg' dan büyük olanlar ve boş

ağırlığı 40000 kg' dan küçük olanlar için yapılan incelemelerin teorik ve istatistik değerleri sırasıyla Şekil 6.1, 6.2, 6.3' de, özet sonuçlar ise Tablo 6.2' de verilmiştir.

## 6.2 Boş Ağırlık ve İniş Ağırlığı

Kısım 6.1' de de belirtildiği gibi, burada uçakların çeşitli ağırlıklarının tanımlamalarını ayrıntılı bir şekilde vermeğe gerek yoktur. Ancak bir uçağın iniş esnasındaki ağırlığının, özellikle emergency durumlarda ortaya çıkan maksimum iniş ağırlığının bilinmesi uçağın iniş takımlarının mukavemetinin ve iniş mesafesinin belirlenmesi için önemlidir. Bu nedenle daha ön tasarım aşamasından itibaren iniş ağırlığı ile ilgili tahminler yapılır.

Bir uçağın boş ağırlığı Ek-A' da belirtilen yöntemlerle, kanat alanı (6.5) denklemiyle hesaplanabilmişse bu uçağın iniş ağırlığının tahmin edilmesi (6.1) denkleminin biraz daha değiştirilmiş bir hali olan;

$$(W/S)_{in} = AW_{boş}^{1/3} + B \dots\dots\dots (6.6)$$

denklemlerle kolaylaşır.

(6.6) denklemindeki A ve B katsayılarının hesaplanabilmesi için Tablo 6.3' de verilen değerlerden yararlanılarak bir korelasyon analizi yapılmıştır. Bütün uçaklar için tek bir grup halinde yapılan incelemede boş ağırlık

Tablo 6.1. Boş ağırlık ve kalkış kanat yüklemesi ile ilgili istatistik veriler. [Ref. 7]

UÇAK TİPİ	JANE'S NO	Wto (kg)	S (m <sup>2</sup> )	Wto/S (kg/m <sup>2</sup> )	Whgş/S (kg/m <sup>2</sup> )	Whgş (kg)
BOEING 747-300	1984-1985	377840	511.00	739.413	351.506	179620
BOEING 747-300	1984-1985	362875	511.00	710.127	350.624	179170
BOEING 747-300	1984-1985	377840	511.00	739.413	349.735	178715
BAe 146 srs200	1986-1987	42184	77.30	545.718	3295.743	177461
BOEING 747-300	1984-1985	377840	511.00	739.413	345.297	176445
BOEING 747-200B	1984-1985 C	377840	511.00	739.413	342.632	175085
BOEING 747-200B	1984-1985	362875	511.00	710.127	342.630	175084
BOEING 747-200B	1984-1985	377840	511.00	739.413	341.741	174630
BOEING 747-100B	1984-1985	340195	511.00	665.744	339.080	173270
BOEING 747-200B	1979-1980	371950	511.00	727.884	339.080	173270
BOEING 747-100B	1984-1985	340195	511.00	665.744	339.080	173270
BOEING 747-200B	1984-1985 C	362875	511.00	710.127	337.309	172365
BOEING 747-200B	1984-1985	377840	511.00	739.413	337.309	172365
BOEING 747-200B	1979-1980	371950	511.00	727.884	336.418	171910
BOEING 747-200B	1977-1978	362875	511.00	710.127	334.911	171140
BOEING 747-100B	1979-1980	340190	511.00	665.734	334.637	171000
BOEING 747-200B	1979-1980	365140	511.00	714.560	334.637	171000
BOEING 747-200B	1984-1985	377840	511.00	739.413	333.757	170550
BOEING 747-100B	1984-1985	340195	511.00	665.744	333.757	170550
BOEING 747-200B	1984-1985 C	362875	511.00	710.127	333.757	170550
BOEING 747-100B	1984-1985	340195	511.00	665.744	333.757	170550
BOEING 747-200B	1986-1987	377840	511.00	739.413	332.870	170097
BOEING 747-100B	1986-1987	340195	511.00	665.744	332.870	170097
BOEING 747-200B	1977-1978	371945	511.00	727.877	329.497	168373
BOEING 747-200B	1975-1976	362870	511.00	710.117	325.831	164500
BOEING 747 SR	1984-1985	235870	511.00	461.585	323.101	165105
BOEING 747-200B	1975-1976	164610	511.00	322.133	322.133	164610
BOEING 747-200B	1973-1974	351530	511.00	687.926	321.113	164089
BOEING 747 B	1970-1971	351540	511.00	687.945	320.624	163837
BOEING 747-100	1977-1980	332483	511.00	650.652	317.780	162384
BOEING 747 SR	1984-1985	235870	511.00	461.585	317.778	162385
BOEING 747-100	1975-1976	322050	511.00	630.235	314.285	160600
BOEING 747-200F	1979-1980	362880	511.00	710.137	312.445	159670
BOEING 747-200F	1984-1985	377840	511.00	739.413	312.455	159665
BOEING 747-100	1973-1974	332480	511.00	650.644	312.426	159650
BOEING 747-100	1973-1974	322050	511.00	630.235	312.285	159578
BOEING 747-200F	1984-1985	362875	511.00	710.127	311.545	159210
BOEING 747	1970-1971	322050	511.00	630.235	307.628	158220
BOEING 747 C	1970-1971 K	351540	511.00	687.945	308.080	157424
BOEING 747-200F	1984-1985	377840	511.00	739.413	306.242	156490
BOEING 747 SR	1973-1974	235865	511.00	461.575	304.054	155372
BOEING 747-200F	1984-1985	377840	511.00	739.413	303.581	155130
BOEING 747-200F	1979-1980	362880	511.00	710.137	301.800	154220
BOEING 747-200F	1973-1974	351530	511.00	687.926	298.864	152720
BOEING 747 SP	1984-1985	299370	511.00	585.851	297.358	151950
BOEING 747 SP	1984-1985	299370	511.00	585.851	296.477	151500
BOEING 747 SP	1984-1985	317515	511.00	621.360	295.587	151045
BOEING 747 SP	1984-1985	292777	511.00	572.949	295.587	151045
BOEING 747 SP	1984-1985	299370	511.00	585.851	291.150	148778
BOEING 747 SP	1984-1985	317515	511.00	621.360	291.150	148778
BOEING 747 SP	1979-1980	299371	511.00	585.853	290.273	148330
BOEING 747	1968-1969	322050	511.00	630.235	287.600	146964
BOEING 747 SP	1979-1980	312979	511.00	612.483	285.831	146060
L-500-11GALAXY	1968-1969	370249	576.00	642.793	251.831	145055
DC8F Jettrader	1963-1964	142880	257.60	554.658	559.937	144240
BOEING 747 SP	1977-1978	312979	511.00	612.483	279.160	142655
BOEING 747 SP	1977-1978	299371	511.00	585.853	278.101	142110
BOEING 747 SP	1975-1976	299370	511.00	585.851	277.757	141935
DC10 Srs 40	1984-1985	251745	367.70	684.648	334.378	122951
DC10 Srs 40	1979-1980	259450	367.70	705.602	333.796	122737
DC10 Srs 40	1979-1980	251744	367.70	684.645	333.796	122737
DC10 Srs 40	1973-1974	251744	367.70	684.645	329.670	121220
DC10 Srs 30	1984-1985	259450	367.70	705.602	329.611	121198
DC10 Srs 30	1979-1980	259450	367.70	705.602	328.838	120914
DC10 Srs 40	1976-1977	259450	367.70	705.602	328.194	120678
DC10 Srs 40	1976-1977	251744	367.70	684.645	328.194	120678
DC10 Srs 40	1975-1976	259450	367.70	705.602	328.011	120610
DC10 Srs 40	1975-1976	251744	367.70	684.645	328.011	120610
DC10 Srs 30	1973-1974	251744	364.30	691.035	328.081	119520
DC10 Srs 30	1975-1976	256280	367.70	696.981	323.252	118860
DC10 Srs 10	1976-1977	256280	367.70	696.981	322.518	118590
885 L-1011-250	1979-1980	224980	320.00	703.063	353.028	112949
DC10 Srs 15	1984-1985	206385	358.70	575.369	311.778	111835
885 L-1011-200	1979-1980	211375	320.00	660.547	348.425	111496
885L-1011TRISTA	1984-1985	231330	329.00	703.131	338.334	111312
DC10 Srs10	1984-1985	206385	358.70	575.369	309.690	111086
885 L-1011-100	1979-1980	211375	320.00	660.547	346.000	110720
DC10 Srs10	1979-1980	206384	358.70	575.367	305.024	109438

(devam)

UÇAK TİPİ	JANE'S NO	Wtg. (kg)	S. (m <sup>2</sup> )	Wtg/S (kg/m <sup>2</sup> )	Wboş/S (kg/m <sup>2</sup> )	Wboş (kg)
385 L-1011-500	1979-1980	224980	320.00	703.063	341.556	109298
385L-1011TRISTA	1979-1980	193045	320.00	609.516	340.765	109045
DC10 Srs 30CF	1984-1985	267620	367.70	727.822	294.764	108385
DC10 Srs10	1976-1977	199580	358.70	556.398	299.063	107274
DC10 Srs10	1975-1976	199580	358.70	556.398	298.976	107250
DC10 Srs10	1973-1974	199580	358.70	556.398	295.007	105820
L-1011	1968-1969	185520	321.10	577.764	318.542	102284
385 L-1011-1	1975-1976	195050	320.00	609.531	316.993	101430
L-1011-1TRIS.	1973-1974	195050	320.00	609.531	316.012	101124
L-1011 md1993	1970-1971	185552	348.85	531.896	271.471	94703
A300-600 CVF	1984-1985	165000	260.00	634.615	342.323	89004
RAC VC10srs1101	1968-1969	141520	264.90	534.237	327.172	86668
BOEING767-300TC	1979-1980	136078	283.30	480.332	287.846	81547
BOEING767-300ER	1984-1987HG	181435	283.30	640.434	285.633	80920
BOEING767-300MR	1979-1980	127006	283.30	448.307	285.315	80830
BOEING767-300ER	1986-1987	181435	283.30	640.434	284.998	80740
BOEING 767-300	1984-1985	156490	283.30	552.383	283.416	80292
BOEING767-300ER	1986-1987	172365	283.30	608.419	282.915	80150
BOEING 767-200	1984-1985HG	142880	283.30	504.342	282.509	80035
BOEING 767-300	1984-1985	156490	283.30	552.383	282.216	79952
A300B4-200	1979-1980	165000	260.00	634.615	307.050	79833
A300B4-100	1979-1980	150000	260.00	576.923	304.110	79069
A300B4	1976-1977	150000	260.00	576.923	302.519	78655
BOEING 767-300	1984-1987HG	159211	283.30	561.987	276.671	78381
BOEING 767-300	1986-1987	156489	283.30	552.379	276.671	78381
A300-600	1986-1987	165000	260.00	634.615	300.319	78083
A300-600	1986-1987	165000	260.00	634.615	300.092	78024
A300-600R	1986-1987	170500	260.00	655.769	298.273	77551
A300-600R	1986-1987	170500	260.00	655.769	298.046	77492
A300B2-200	1979-1980	142000	260.00	546.154	297.796	77427
A300B2	1976-1977	137900	260.00	530.385	296.392	77062
A300B2-100	1978-1979	137000	260.00	526.923	296.392	77062
A310-300	1986-1987	150000	219.00	684.932	351.767	77037
A310-200 opt 1	1984-1985	138600	219.00	632.877	350.698	76803
A310-300	1984-1985	153000	219.00	698.630	350.530	76760
A300B2	1975-1976	142000	260.00	546.154	294.496	76569
A300B2	1973-1974	137000	260.00	526.923	294.496	76569
A310-200 opt 1	1984-1985	138600	219.00	632.877	349.219	76479
A310-200	1984-1985	132000	219.00	602.740	349.219	76479
A310-200 opt 2	1984-1985	142000	219.00	648.402	349.219	76474
A310-300 opt 1	1984-1985	153000	219.00	698.630	349.063	76445
AIRBUS A310-300	1984-1985	150000	219.00	684.932	349.063	76445
A310-200	1984-1985	132000	219.00	602.740	349.004	76432
A310-200	1986-1987	138600	219.00	632.877	348.968	76424
BOEING767-300ER	1984-1985	156490	283.30	552.383	267.147	75683
BOEING767-300ER	1984-1985	151950	283.30	536.357	267.084	75665
BOEING767-300ER	1984-1985MR	151950	283.30	536.357	266.681	75551
BOEING767-300ER	1984-1987BS	156489	283.30	552.379	264.821	75024
BOEING 767-200	1984-1985MR	127910	283.30	451.500	263.081	74531
BOEING 767-200	1984-1985	136080	283.30	480.339	263.081	74531
BOEING 767-200	1984-1985HG	142880	283.30	504.342	263.081	74531
BOEING 767-200	HGVV	142881	283.30	504.345	262.583	74390
BOEING 767-200	1984-1987BS	136078	283.30	480.332	262.583	74390
BOEING 767-200	1984-1985	136080	283.30	480.339	261.884	74192
BOEING 767-200	1984-1985MR	127910	283.30	451.500	261.884	74192
BOEING 767-200	1986-1987MR	127913	283.30	451.511	261.140	73981
BOEING 767-200	HGVV	142881	283.30	504.345	261.140	73981
BOEING 767-200	1986-1987BS	136078	283.30	480.332	261.140	73981
BACsprVC10	1968-1969	151950	264.90	573.613	266.058	70479
A300B	1970-1971	132000	260.00	507.692	267.807	69630
ILYUSHIN IL62	1984-1985	162000	279.60	579.503	248.256	69400
ILYUSHINIL62M200	1973-1974	165000	279.60	590.129	248.211	69400
ILYUSHIN IL62	1968-1969	157500	282.20	558.115	240.255	67800
DCB Super 61	1970-1971	147415	267.90	550.261	252.101	67538
BOEING 707-320C	1976-1977	151315	283.40	533.927	235.596	66768
BOEING 707-320C	1973-1974	151315	283.40	533.927	233.676	66224
DCB Super 62	1970-1971	151950	271.90	558.845	236.726	64366
BOEING 707-320B	1973-1974	151315	283.40	533.927	225.829	64000
BOEING 707-320C	1973-1974	151315	283.40	533.927	221.848	62872
BOEING 707-320B	1968-1969	148325	279.64	530.414	224.470	62771
CARAVI. SPR A	1963-1964	52000	146.70	354.465	426.775	62608
BOEING 707-320B	1963-1964	148780	273.30	544.383	228.210	62370
BOEING 707-320	1968-1969	141520	260.68	526.723	227.910	61235
BOEING 707-320C	KARGO	150138	279.64	536.897	217.154	60725
DCB Srs 30	1963-1964	142880	257.60	554.658	235.605	60692
LOCK.200 C141A	1968-1969	143600	299.90	478.826	202.327	60678
BOEING 707-420	1968-1969	141520	268.68	526.723	224.542	60330
BOEING 707-320	1963-1964	141520	268.60	526.880	223.968	60158

## (devam)

UÇAK TIPI	JANE'S NO	Wto (kg)	S (m <sup>2</sup> )	Wto/S (kg/m <sup>2</sup> )	Wto/S (kg/m <sup>2</sup> )	Wboş (kg)
DCB Srs 40	1963-1964	142880	257.60	554.658	233.183	60068
DCB Srs 50	1963-1964	142880	257.60	554.658	232.996	60020
BOEING 757	1984-1985	99790	185.25	538.677	311.697	57742
DCB Srs 20	1963-1964	125190	257.60	485.984	223.726	57632
BOEING 757	1986-1987	99790	185.25	538.677	310.666	57551
BOEING 757	1986-1987	99790	185.25	538.677	309.910	57411
DCB Srs 10	1968-1969	123830	257.60	480.707	219.635	56578
BOEING 707-120R	1968-1969	116575	234.20	497.758	238.518	55861
BOEING 707-220	1968-1969	112037	226.04	495.651	244.823	55340
BOEING 707-120B	1963-1964	112037	226.00	495.739	242.318	54764
TU-164	1984-1985	100000	201.45	496.401	268.056	54000
BOEING 707-120	1968-1969	116575	226.04	515.727	236.772	53520
BOEING 707-320C	1973-1974	151315	283.40	533.927	183.436	51986
BOEING 707-120	1963-1964	112037	226.00	495.739	227.535	51423
BOEING 720B	1968-1969	106140	226.04	469.563	226.526	51204
TU-154B	1984-1985	98000	201.45	486.473	252.047	50775
BOEING 720	1968-1969	103870	226.04	459.520	222.350	50760
BOEING 727-200		86405	157.90	547.213	293.856	46400
BOEING 727-200	1979-1980	95027	157.90	601.818	291.456	46021
BOEING 727-200	1977-1978	83820	157.90	530.842	285.535	45086
BOEING 727-200	1973-1974	83550	157.90	529.132	284.388	44905
BOEING 727-200	1979-1980	86405	157.90	547.213	282.381	44588
BOEING 727-200	1979-1980	83820	157.90	530.842	282.381	44588
BOEING 727-200	1976-1977	78015	157.90	494.079	282.235	44565
TU-154	1973-1974	90000	201.45	446.761	215.934	43500
TU-154A	1974-1975	94000	201.45	466.617	215.934	43500
BOEING 727-200	1970-1971	78015	157.90	494.079	272.203	42981
BOEING 727-200	1968-1969	76655	157.90	485.465	269.240	42513
CONVAIR 880-22M	1963-1964	87540	185.80	471.152	227.045	42185
BOEING 727-100C	1973-1974	72575	157.90	459.626	261.697	41322
CONVAIR 880-22	1963-1964	83690	185.80	450.431	216.334	40195
BOEING 727-100	1973-1974	72575	157.90	459.626	251.640	39734
BOEING 727-100	1970-1971	72575	157.90	459.626	248.834	39271
BOEING 727-100	1968-1969	72575	157.90	459.626	246.086	38857
A320-200	1986-1987	66000	122.40	539.216	311.936	38181
A320-100	1986-1987	66000	122.40	539.216	308.725	37788
A320	1985-1986	66000	122.00	540.984	308.196	37600
A320-200	1984-1985	66000	122.00	540.984	307.024	37457
HSTRIDENT spr3R	1975-1976	71667	138.70	516.705	268.630	37259
HS TRIDENT 3B	1976-1977	68040	138.70	490.555	267.411	37070
BOEING 727	1963-1964	68947	153.30	449.752	239.660	36740
MD 83	1986-1987	72575	118.00	615.042	309.686	36543
MD 82	1984-1985	66680	118.00	565.085	309.025	36465
MD 81	1984-1985	63500	118.00	538.136	306.000	36108
HS COMET4C	1963-1964	73500	197.00	373.096	183.248	36100
MD 87	1984-1985	72575	118.00	615.042	303.483	35811
HS COMET4B	1963-1964	71650	191.30	374.543	186.356	35650
MD 82	1986-1987	67812	118.00	574.678	301.940	35429
MD 81	1986-1987	63503	118.00	538.161	301.449	35371
DC9 Super 80	1979-1980	63502	118.80	534.529	297.037	35288
HS COMET4		73500	197.00	373.096	173.604	34200
HS TRIDENT1F	1963-1964	59874	131.40	455.662	258.949	34026
MD 87	1986-1987	63503	118.00	538.161	281.830	33256
HS TRIDENT2E	1976-1977	65315	135.82	480.894	244.463	33203
HS TRIDENT2C	1968-1969	65090	135.70	479.661	244.476	33175
YAK 42	1985-1986	54000	150.00	360.000	216.666	32500
MERCURE	1975-1976	56500	116.00	487.069	274.137	31800
HS TRIDENT1E	1963-1964	58060	131.40	441.857	240.304	31574
BOEING 737-300	1986-1987	56472	105.40	535.787	298.662	31479
BOEING 737-300	1984-1985	56472	105.40	535.787	296.944	31298
MERCURE	1973-1974	54500	116.00	469.828	268.103	31100
HS TRIDENT1	1968-1969	52163	126.16	413.467	242.691	30618
BOEING737-2000C	1984-1985 P	52390	102.00	513.627	293.078	29974
SEBLOCARAVL.1P	1973-1974	38000	146.70	295.365	201.090	29500
TU-134A	1973-1974	47000	127.30	369.207	227.808	29000
YAK 42	1984-1985	53500	150.00	356.667	193.066	28960
BOEING 737-200C	1984-1985	52390	102.00	513.627	280.196	28580
DC 9 Srs 50	1975-1976	54900	92.97	590.513	302.000	28077
DC 9 Srs 50	1979-1980	54885	92.97	590.352	301.903	28068
BOEING 737-200	1979-1980	56472	91.05	620.231	304.887	27760
CARAVL SPR B	1963-1964	52000	146.70	354.465	188.295	27623
TU-134	1975-1976	45000	127.30	353.496	216.025	27500
TU-134	1973-1974	44500	127.30	349.568	216.025	27500
BOEING 737-200	1986-1987	52390	102.00	513.627	269.068	27445
BOEING 737-200	1977-1977	52390	91.05	575.398	300.900	27397

(devam)

UÇAK TİPİ	JANE'S NO	Wto (kg)	S (m <sup>2</sup> )	Wto/S (kg/m <sup>2</sup> )	Wboş/S (kg/m <sup>2</sup> )	Wboş (kg)
BOEING 737-200	1984-1985	52390	102.00	513.627	267.745	27310
BOEING 737-200CR	1984-1985 K	52390	102.00	513.627	267.000	27234
BOEING 737-200C	1984-1985 K	52390	102.00	513.627	264.372	26966
SE210CARAVL.10R	1970-1971	52000	146.70	354.465	182.174	26725
DC9 Srs 30	1973-1974	54885	92.97	590.352	286.242	26612
DC9 Srs 40	1975-1976	51710	92.97	556.201	285.93	26583
BOEING 737-200	1970-1971	49435	91.05	542.943	291.927	26580
BOEING 737-200	1973-1974	49440	91.05	542.990	290.433	26444
SE210CARAVL.6R	1970-1971	50000	146.70	340.832	179.141	26280
DC9 Srs 30	1979-1980	54885	92.97	590.352	279.014	25940
BOEING 737-100	1970-1971	45575	91.05	500.549	283.360	25800
DC9 Srs 30	1975-1976	48985	92.97	526.890	274.378	25509
BOEING 737-200	1968-1969	48535	91.05	533.059	279.319	25432
IAVROMBAC1-11	srs560 1986	45200	95.78	471.915	263.802	25267
DC9 Srs 40	1973-1974	51710	92.97	556.201	271.711	25261
BAC1-11srs500	1970-1971	45200	95.78	471.915	259.553	24860
SE210CARAV10R1N	1963-1964	48000	146.70	327.190	169.352	24844
BAC1-11srs500	1970-1971	47400	95.78	494.884	258.488	24758
BAC1-11srs500	1968-1969	44452	95.78	464.105	258.425	24752
SE210CARAVL.5AN	1970-1971	48000	146.70	327.198	167.836	24622
SE210CARAVL.3	1968-1969	46000	146.70	313.565	164.860	24185
DC9 Srs 20	1976-1977	44450	92.97	478.111	257.986	23985
DC9 Srs 20	1975-1976	44450	92.97	478.111	256.814	23876
BOEING 707-100	1968-1969	44000	91.05	483.251	262.075	23862
BAe1-11 srs475	1970-1971	41730	95.78	435.686	245.374	23502
BAe1-11 srs475	1973-1974	44678	95.78	466.465	244.978	23464
BAe1-11 srs475	1975-1976	41730	95.78	435.686	243.766	23348
IAVROMBAC1-11	SRS4951986-	41730	95.78	435.686	243.119	23286
FOKKER 100	1984-1985	41500	93.50	443.850	248.128	23200
BAe 146 srs200	1985-1986	42184	77.30	545.718	295.743	22861
DC9 Srs 20	1973-1974	44450	92.97	478.111	243.304	22620
TU-124	1968-1969	39000	119.00	319.328	189.075	22500
BAC1-11srs400	1973-1974	40143	93.10	430.811	241.393	22493
HS TRIDENTIE	1968-1969	61462	134.33	457.545	166.995	22432
BAC1-11srs400	1968-1969	39463	93.18	423.514	240.362	22397
BAe 146 srs100	1985-1986	38102	77.30	492.911	287.529	22226
BAe 146 srs100	1986-1987	38102	77.30	492.911	287.529	22226
BAC1-11srs300	1973-1974	40143	93.18	430.811	237.175	22100
BAC1-11srs300	1975-1976	39462	93.18	423.503	237.175	22100
DC9 Srs 10-15	1973-1974	41140	86.77	474.127	249.625	21660
BAe146 srs100	1984-1985	34473	77.30	445.964	275.808	21320
BAe146 srs200	1979-1980	39690	77.30	513.454	272.858	21092
BAC1-11srs200	1970-1971	35833	93.18	384.557	225.896	21049
BAC1-11srs200	1968-1969	35608	93.18	382.142	225.896	21049
DC9 Srs 10-11	1975-1976	35245	86.77	404.189	236.830	20550
BAe146 srs100	1979-1980	33497	77.30	433.338	258.188	19958
F28 Mk6000	1979-1980	33110	79.00	419.114	226.822	17919
F28 Mk4000	1984-1985	33110	79.00	419.114	223.354	17645
F28 Mk4000	1979-1980	33110	79.00	419.114	219.734	17359
F28 Mk3000	1984-1985	33110	79.00	419.114	214.746	16965
F28 Mk4000	1977-1978	32200	79.00	407.595	214.708	16962
F28 Mk5000	1975-1976	32115	78.97	406.673	212.612	16790
F28 Mk3000	1977-1978	32200	79.00	407.595	206.632	16324
GULFSTREAM4	1985-1986	31615	88.29	358.081	171.593	15150
FOKKER F28	1968-1969	25710	76.40	336.518	196.465	15010
F28 Mk2000	1970-1971	29480	76.40	385.864	194.934	14893
GULFSTREAM3	1979-1980	30935	86.83	356.271	169.780	14742
GULFSTREAM3	1984-1985	31615	86.83	364.102	167.165	14515
F28 Mk1000	1975-1976	29485	76.40	385.929	189.685	14492
F28 Mk1000	1970-1971	28580	76.40	374.084	185.602	14180
GULFSTREAM2	1976-1977	29711	75.21	395.041	185.267	13934
FOKKER F28	1963-1964	24500	76.40	320.681	181.086	13835
GULFSTREAM2	1979-1980	29711	75.21	395.041	183.113	13772
VFW FOKKER614	1973-1974CR	18600	64.00	290.625	190.625	12200
VFW FOKKER614	1976-1977	19950	64.00	311.719	190.312	12180
LOCK. 1329-25	1979-1980	20185	50.40	400.496	222.738	11726
LOCK. 1329-25	1975-1976	19844	50.40	393.730	217.599	10967
LOCK. JETSTAR2	1973-1974	19617	50.40	389.226	212.202	10695
FALCON 900	1986-1987	20640	49.03	420.967	216.500	10615
VFW FOKKER614	1968-1969	17250	63.92	269.867	162.703	10400
LOCK.1329 DASH8	1970-1971	19051	50.40	377.996	198.65	10012
FALCON 30	1973-1974	16000	49.00	326.531	202.040	9900
FALCON 20G	1979-1980	14515	41.80	347.249	224.674	9475
YAK 40	1970-1971	13700	70.00	195.714	133.500	9345
FALCON 50	1985-1986	18500	46.83	395.046	197.522	9250

(devam)

UÇAK TIPI	JANE'S NO	Wto (kg)	S (m <sup>2</sup> )	Wto/S (kg/m <sup>2</sup> )	Wto <sub>sp</sub> /S (kg/m <sup>2</sup> )	Wto <sub>sp</sub> (kg)
FALCON 50	1984-1987	17600	46.83	375.827	195.387	9150
CHALLNGR 401	1984-1985	19550	48.31	404.678	187.311	9049
FALCON 50	1977-1980	17000	46.83	363.015	192.104	9000
LEARJET 35	1975-1976	7711	23.53	327.709	374.075	8802
GARDIAN	1984-1985	15200	41.00	370.732	212.195	8700
FALCON 20G	1984-1985	15200	41.00	370.732	210.243	8620
CHALLNGR 400	1986-1987	18642	48.31	385.883	176.202	8512
FALCON 200	1986-1987	14515	41.00	354.024	201.219	8250
SN601CORVETTE	1975-1976	6300	22.00	286.364	349.772	7675
FALCON 20F	1977-1980	13000	41.00	317.073	183.658	7530
FALCON 20F	1973-1974	13000	41.00	317.073	176.585	7240
FALCON 20D	1970-1971	12400	41.00	302.439	172.682	7080
Bae125 srs800	1984-1985	12430	34.75	357.698	197.352	6858
Bae 125 srs800	1984-1987	12430	34.75	357.698	197.352	6858
Bae125 srs700	1979-1980	11249	32.80	342.957	171.158	6270
ROCKWELL SDR65	1979-1980	10886	35.30	308.385	176.685	6237
MBB HFR30	1970-1971	10200	30.14	338.421	205.706	6200
HS125 srs600	1975-1976	11340	32.80	345.732	107.439	6148
HS125 srs600	1973-1974	11340	32.80	345.732	185.731	6092
IAI WESTWIND 1124II	1984-1987	10660	28.64	372.207	207.846	6010
ROCKWELL SBR75A	1976-1977	10432	31.80	328.050	185.408	5976
ROCKWELL SBR75A	1973-1974	10340	31.80	325.157	185.408	5976
WEINKELHOPF 11B1	1963-1964	11000	38.00	289.474	154.342	5865
IAI 1125ASTRA	1984-1987	10659	29.40	362.551	197.040	5793
IAI WESTWIND 1124I	1984-1987	10365	28.64	361.906	201.117	5760
HS 125 srs700	1977-1978	10977	32.80	334.665	175.213	5747
HS125 srs400A/B	1970-1971	10568	32.80	322.195	170.243	5584
LEARJET 55R	1984-1985	9752	24.57	396.907	227.187	5582
LEARJET 55	1984-1987	8845	24.57	359.992	223.931	5502
HFB320 HANSA	1968-1969	9200	30.14	305.242	182.481	5500
HS 125 srs3AR	1968-1969	10297	32.80	313.933	166.310	5455
HFB320 HANSA	1973-1974	9200	30.14	305.242	179.993	5425
CESSNA md1450	1984-1987	9779	29.00	344.103	184.724	5357
CESSNA CITAT3	1985-1986	9525	29.00	328.448	182.620	5296
HS 125 srs3A	1968-1969	9843	32.80	300.091	159.054	5217
IAI WESTWIND 1123	1975-1976	9389	28.64	327.828	178.945	5125
ROCKWELL SBR60	1976-1977	9150	31.78	287.917	160.572	5103
FALCON 100	1984-1987	8755	24.10	363.278	209.751	5055
ROCKWELL SBR60	1975-1976	9060	31.78	285.085	157.488	5005
FALCON 10	1979-1980	8500	24.10	352.697	202.482	4880
LEARJET 54	1979-1980	9297	24.57	378.470	197.313	4848
PD-808	1968-1969	8165	20.90	390.670	231.100	4830
SABRE 40	1968-1969	8897	31.78	279.956	149.653	4756
FALCON 10	1973-1974	8300	24.10	344.399	196.058	4725
LEARJET 55	1979-1980	8618	24.57	350.753	190.720	4686
HS 125	1963-1964	9072	32.79	276.670	142.482	4672
IAI JETCOM 121A	1968-1969	7620	28.18	270.405	162.171	4570
ROCKWELL SBR40A	1973-1974	8841	31.78	278.823	143.423	4558
BECHCRAFT	1984-1987	7157	22.43	319.082	200.713	4502
SABRE 40	1968-1969	8320	31.78	261.800	141.220	4488
SABRE 40	1970-1971	8498	31.78	267.401	141.220	4488
DIAMOND 2	1984-1985	4080	22.43	306.732	197.057	4420
FALCON 10	1970-1971	7319	22.48	325.578	195.907	4404
LEARJET 36A	1984-1985	8300	23.53	352.741	184.487	4341
HFB320 HANSA	1963-1964	8000	30.14	265.428	142.667	4300
DIAMOND 1A	1985-1986	7362	22.43	328.221	190.280	4268
CESSNA CITAT3	1979-1980	7711	29.00	265.897	145.862	4230
PD-808 VERPAJET	1963-1964	7257	20.90	347.225	200.382	4188
LEARJET 36A	1979-1980	8164	23.53	346.961	176.455	4152
LEARJET 35A	1979-1980	7711	23.53	327.709	175.605	4132
LEARJET 36	1975-1976	7711	23.53	327.709	168.890	3974
LEARJET 25G	1984-1985	7393	22.93	322.416	163.192	3742
CESSNA md1550	1984-1987	6849	31.83	215.174	114.043	3630
CESSNA CITA 5/2	1985-1986	6668	31.83	209.488	113.572	3615
SN601CORVETTE	1976-1977	6600	22.00	300.000	159.545	3510
CESSNA CITA 5/2	1984-1985	6668	31.83	209.488	107.957	3500
LEARJET 25R	1973-1974	6805	21.53	316.071	162.097	3490
LEARJET 24F	1979-1980	6123	21.53	284.394	158.615	3415
LEARJET 24E	1974-1977	5850	21.53	271.714	156.432	3368
SN601CORVETTE	1970-1971	5670	22.00	257.727	150.454	3310
CESSNA CITAT3SP	1984-1985	5670	30.00	189.000	110.200	3306
CESSNA CITATI.2	1984-1985	6033	30.00	201.100	110.200	3306

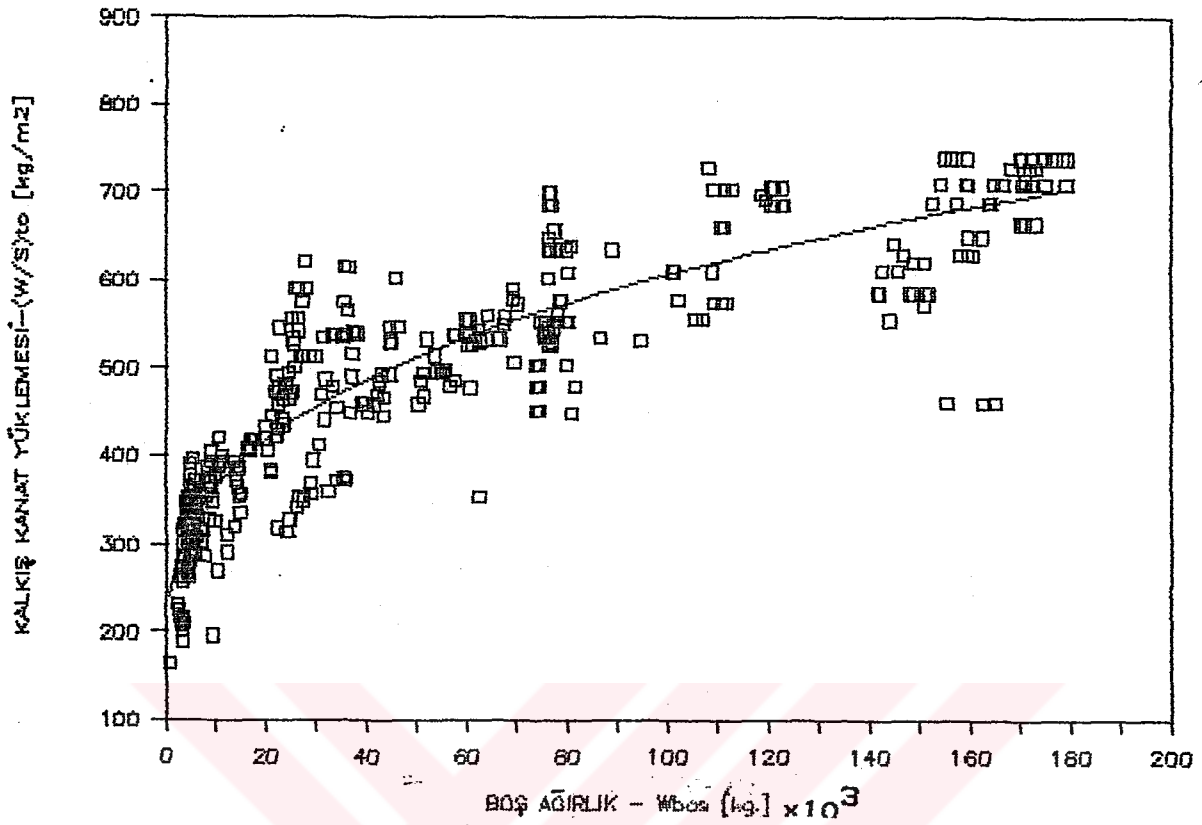


(devam)

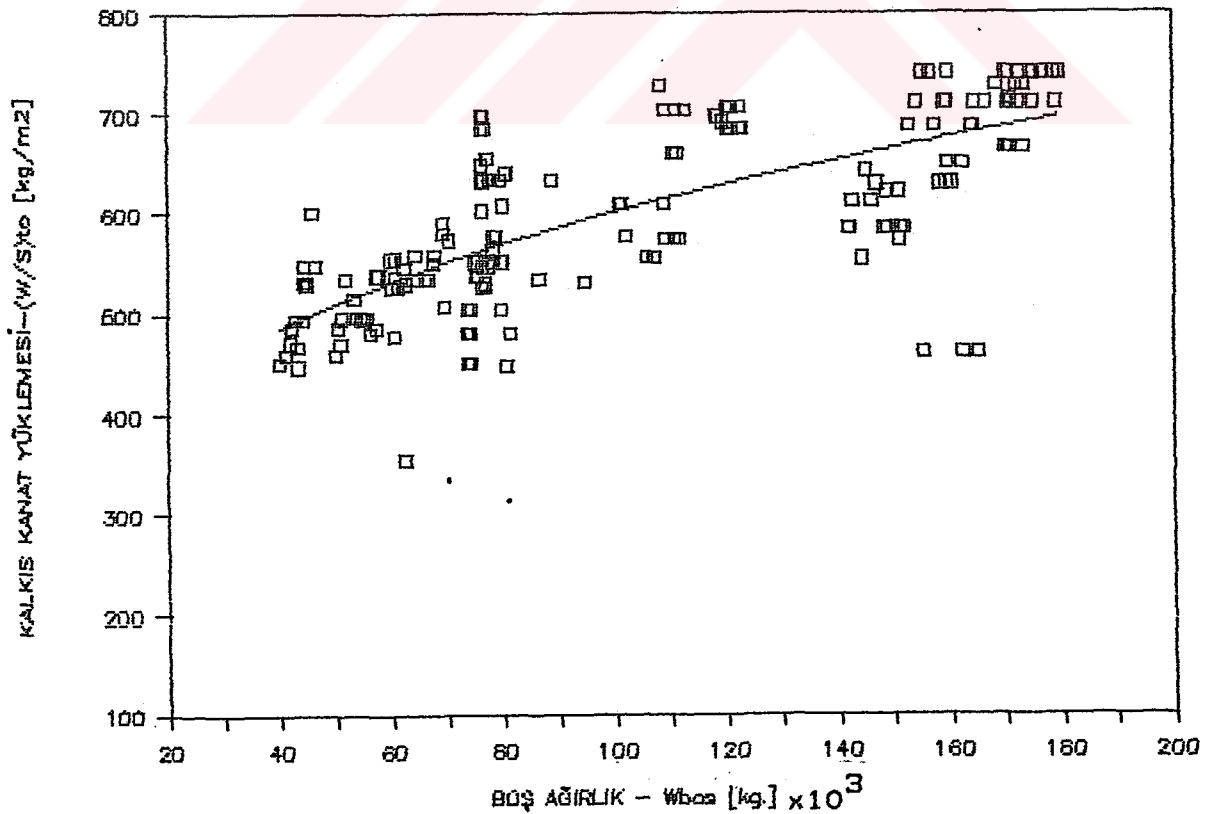
UÇAK TIPI	JANE'S NO	Wto (kg)	S (m <sup>2</sup> )	Wto/S (kg/m <sup>2</sup> )	Wboş/S (kg/m <sup>2</sup> )	Wboş (kg)
LEARJET 24D	1970-1971	6124	21.53	284.440	152.484	3283
LEARJET 24C	1970-1971	5670	21.53	263.353	145.843	3140
LEARJET 24	1968-1969	5897	21.53	273.897	144.914	3120
CESSNA CITAT.1	1984-1985	5375	25.90	207.529	116.138	3008
CESSNA CITAT500	1975-1976	5215	24.20	215.496	120.950	2927
LEARJET 23	1963-1964	5670	21.53	263.353	133.766	2880
JETCOMM.1121	1963-1964	6350	28.18	225.337	98.438	2774
HEINKELCM191B	1963-1964	4350	18.83	231.014	126.978	2391
CABRONI C22J	1984-1985	1255	7.65	164.052	96.470	738

Es-... A91  
...  
... 11

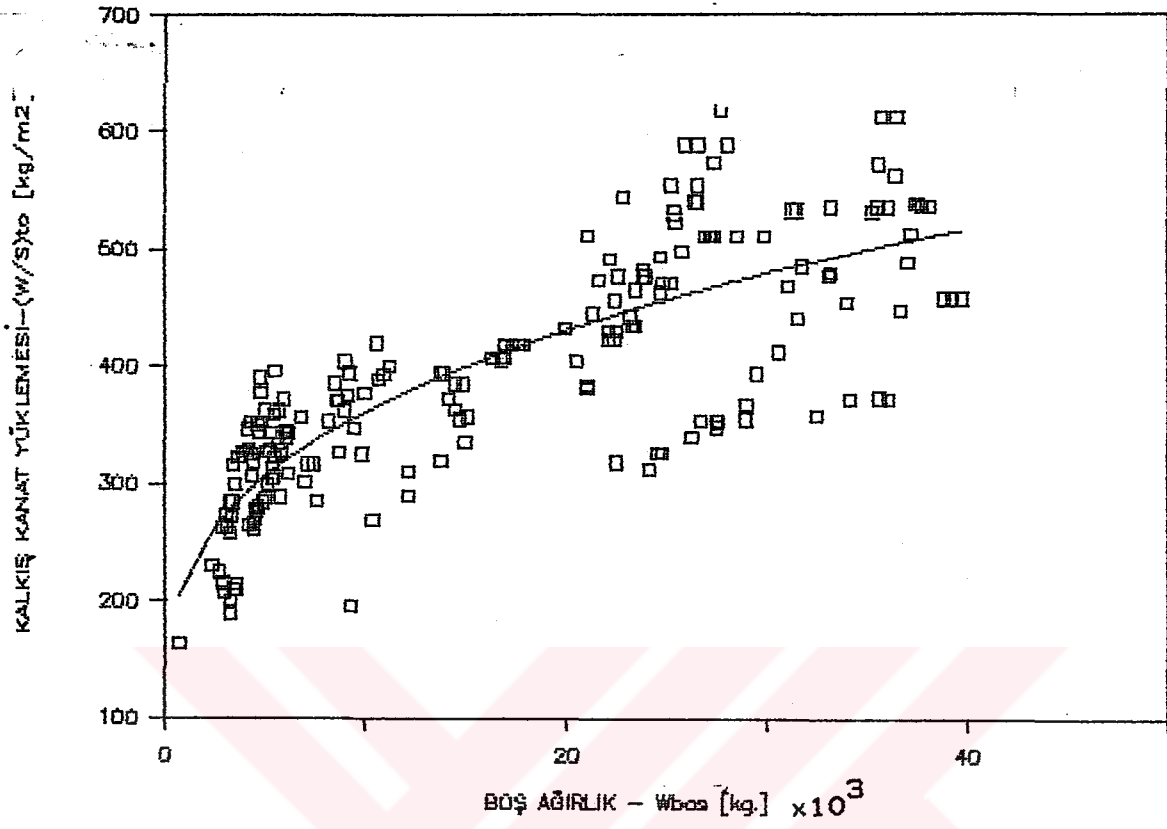




Şekil 6.1 Bütün uçaklar için boş ağırlık ve kalkış kanat yüklemesi arasındaki pratik ve teorik ilişkiler



Şekil 6.2  $W_{bos} > 40000$  kg. ağırlık grubu için boş ağırlık ve kalkış kanat yüklemesi arasındaki pratik ve teorik ilişkiler.



Şekil 6.3  $W_{bos} < 40000$  kg. ağırlık grubu için boş ağırlık ve kalkış kanat yüklemesi arasındaki pratik ve teorik ilişkiler.

Tablo 6.2. Boş ağırlık ve kalkış kanat yüklemesi bağıntıları sonuçlarının özeti.

AĞIRLIK GRUBU	A	B	TAH.KOR KTS.	KORELASYON KTS.	ST.SAPMA	ST.HATA	UCAK SAYISI
BÜTÜN UÇAKLAR	9.7816	152.7735	0.8972	0.8337	139.179	61.4644	388
$W_{bos} > 40000$ kg.	9.5444	158.4387	0.72232	0.7118	88.513	61.2116	187
$W_{bos} < 40000$ kg	12.5608	90.8582	0.8111	0.7910	100.165	58.5851	201

ile iniş kanat yüklemesi arasındaki korelasyon katsayısının 0.708 değerinde olduğu görülmüştür. Daha önceki bölümlerde de belirtildiği gibi ağırlık gruplarına bölerek inceleme yapılması durumunda daha iyi sonuçlar elde edilebileceği düşünülmüştür. Sonuç olarak, boş ağırlığı 41000 kg' dan daha az olan uçaklar için korelasyon katsayısı 0.767, boş ağırlığı 41000 kg' dan büyük olan uçaklar için korelasyon katsayısı 0.564 olarak bulunmuştur. Buna göre bütün uçaklar ve boş ağırlığı 41000 kg' dan küçük olan uçaklar için yapılan incelemeler sağlıklı sonuçlar vermektedir. Yapılan incelemelerle ilgili pratik ve teorik değerler Şekil 6.4, 6.5 ve 6.6 'da gösterilirken; özet sonuçlar Tablo 6.4' de verilmiştir.

### 6.3 Kalkış Ağırlığı ve Kalkış Kanat Yüklemesi

Özellikle 3. Bölümde yatay uçuş hareketinden yararlanarak, uçakların kalkış kanat yüklemeleri ve kalkış güç yüklemeleri arasındaki parametrik bağıntıları bulmaya çalışmıştık. Elimizde (6.1) denklemi gibi bir bağıntının bulunması, maksimum kalkış ağırlığı bilinen bir uçağın herhangi bir kanat alanı tahminine geçilmeksizin güç yüklemesinin hesabına yardımcı olacak bir parametrik bağıntının oluşturulmasına yarayabilir. Buna göre (6.1)denklemini;

$$(W/S)_{to} = AW_{to}^{1/3} + B \dots\dots\dots (6.7)$$

Tablo 6.3. Boş ağırlık ve iniş kanat yüklemesi ile ilgili istatistik veriler. [Ref. 7]

UÇAK TİPİ	JANE'S NO	S (m <sup>2</sup> )	Win (kg)	Win/S (kg/m <sup>2</sup> )	Whoş/S (kg/m <sup>2</sup> )	Whoş (kg)
BOEING 747-300	1984-1985	511.00	285765	559.227	351.506	177420
BOEING 747-300	1984-1985	511.00	285765	559.227	350.626	177170
BOEING 747-300	1984-1985	511.00	285765	559.227	349.735	176715
BOEING 747-300	1984-1985	511.00	285765	559.227	345.293	176445
BOEING 747-200B	1984-1985 C	511.00	265350	519.276	342.632	175085
BOEING 747-200B	1984-1985	511.00	285765	559.227	342.630	175084
BOEING 747-200B	1984-1985	511.00	285765	559.227	341.741	174630
BOEING 747-300	1984-1985	511.00	265350	519.276	341.741	174630
BOEING 747-100B	1984-1985	511.00	265350	519.276	339.080	173270
BOEING 747-200B	1979-1980	511.00	285763	559.223	339.080	173270
BOEING 747-200B	1984-1985	511.00	265350	519.276	337.309	172365
BOEING 747-200B	1979-1980	511.00	285763	559.223	336.418	171710
BOEING 747-200B	1977-1978	511.00	285763	559.223	334.911	171140
BOEING 747-100B	1979-1980	511.00	255826	500.638	334.637	171000
BOEING 747-200B	1979-1980	511.00	285763	559.223	334.637	171000
BOEING 747-200B	1984-1985 C	511.00	265350	519.276	333.757	170550
BOEING 747-200B	1984-1985	511.00	255825	500.636	333.757	170550
BOEING 747-200B	1986-1987	511.00	265350	519.276	332.870	170077
BOEING 747-100B	1986-1987	511.00	255825	500.636	332.870	170077
BOEING 747-200B	1977-1978	511.00	285763	559.223	329.477	168373
BOEING 747-200B	1975-1976	511.00	255825	500.636	325.831	166500
BOEING 747 SR	1984-1985	511.00	229065	448.268	323.101	165105
BOEING 747-200B	1975-1976	511.00	255825	500.636	322.133	164610
BOEING 747-200B	1973-1974	511.00	255825	500.636	321.113	164089
BOEING 747 B	1970-1971	511.00	255825	500.636	320.624	163836
BOEING 747-100	1977-1980	511.00	255826	500.638	317.780	162389
BOEING 747 SR	1984-1985	511.00	229065	448.268	317.778	162385
BOEING 747-100	1975-1976	511.00	255825	500.636	314.285	160600
BOEING 747-200F	1979-1980	511.00	285770	559.237	312.465	159670
BOEING 747-200F	1984-1985	511.00	285765	559.227	312.455	159665
BOEING 747-100	1973-1974	511.00	255825	500.636	312.424	159650
BOEING 747-100	1973-1974	511.00	255825	500.636	312.285	159578
BOEING 747-200F	1984-1985	511.00	285765	559.227	311.565	159210
BOEING 747	1970-1971	511.00	255825	500.636	309.620	158220
BOEING 747 C	1970-1971 K	511.00	285760	559.217	308.080	157427
BOEING 747-200F	1984-1985	511.00	285765	559.227	306.242	156490
BOEING 747-200F	1984-1985	511.00	285765	559.227	303.581	155130
BOEING 747-200F	1979-1980	511.00	285770	559.237	301.800	154220
BOEING 747-200F	1973-1974	511.00	285760	559.217	298.864	152720
BOEING 747 SP	1984-1985	511.00	215455	421.634	297.358	151950
BOEING 747 SP	1984-1985	511.00	215455	421.634	296.477	151500
BOEING 747 SP	1984-1985	511.00	215455	421.634	295.587	151045
BOEING 747 SP	1984-1985	511.00	215455	421.634	291.150	148778
BOEING 747 SP	1984-1985	511.00	210920	412.759	291.150	148778
BOEING 747 SP	1979-1980	511.00	210920	412.759	290.273	148330
BOEING 747	1968-1969	511.00	265350	519.276	287.600	146924
BOEING 747 SP	1979-1980	511.00	210920	412.759	285.931	146060
L-500-110 GALAXY	1968-1969	576.00	288662	501.149	251.831	145055
DC9F Jettrader	1963-1964	257.60	108860	422.593	559.937	144240
BOEING 747 SP	1977-1978	511.00	204117	399.446	279.168	142655
BOEING 747 SP	1977-1978	511.00	204117	399.446	278.101	142110
BOEING 747 SP	1975-1976	511.00	204115	399.442	277.759	141935
DC10 Srs 40	1984-1985	367.70	182798	497.139	334.378	122951
DC10 Srs 40	1979-1980	367.70	182798	497.139	333.794	122737
DC10 Srs 40	1973-1974	367.70	182798	497.139	329.670	121220
DC10 Srs 30	1984-1985	367.70	182798	497.139	329.611	121128
DC10 Srs 30	1979-1980	367.70	182798	497.139	328.838	120914
DC10 Srs 40	1976-1977	367.70	182798	497.139	328.196	120670
DC10 Srs 40	1975-1976	367.70	182798	497.139	328.011	120610
DC10 Srs 30	1973-1974	364.30	182798	501.779	328.081	119520
DC10 Srs 30	1975-1976	367.70	182798	497.139	323.252	118060
DC10 Srs 10	1976-1977	367.70	182798	497.139	322.518	118590
385 L-1011-250	1979-1980	320.00	166920	521.625	353.029	112967
DC10 Srs 15	1984-1985	358.70	164880	459.660	311.778	111825
385 L-1011-200	1979-1980	320.00	166920	521.625	348.425	111496
385L-1011TRISTA	1984-1985	329.00	166920	507.356	338.334	111312
DC10 Srs10	1984-1985	358.70	164880	459.660	309.670	111086
385 L-1011-100	1979-1980	320.00	166920	521.625	346.000	110720
DC10 Srs10	1979-1980	358.70	164880	459.660	305.076	109438
385 L-1011-500	1979-1980	320.00	166920	521.625	341.556	109293
385L-1011TRISTA	1979-1980	320.00	162385	507.453	340.765	109045
DC10 Srs 30CF	1984-1985	367.70	190962	519.342	274.764	108385
DC10 Srs10	1976-1977	358.70	164880	459.660	279.063	107274
DC10 Srs10	1975-1976	358.70	164880	459.660	278.976	107250
DC10 Srs10	1973-1974	358.70	164880	459.660	275.009	105820
DC10 Srs10	1972-1973	358.70	164880	459.660	271.547	105024

(devam)

UÇAK TİPİ	JANE'S NO	S (m <sup>2</sup> )	Win (kg)	Win/S (kg/m <sup>2</sup> )	Wboq/S (kg/m <sup>2</sup> )	Wboq (kg)
385 L-1011-1	1975-1976	320.00	162390	507.469	314.793	101438
L-1011-1TRIS.	1973-1974	320.00	162390	507.469	314.012	101124
L-1011 md1993	1970-1971	348.85	157848	452.481	271.471	94703
A300-600 CAF	1984-1985	260.00	138000	530.769	342.323	89004
BAC VC10sr41101	1968-1969	264.90	97979	369.872	327.172	86668
BOEING767-200TC	1979-1980	283.30	122470	432.298	287.846	81547
BOEING767-300ER	1984-1987HG	283.30	145150	512.354	285.633	80720
BOEING767-300MR	1979-1980	283.30	115664	408.281	285.315	80930
BOEING767-300ER	1984-1987	283.30	145150	512.354	284.978	80740
BOEING 767-300	1984-1985	283.30	136075	480.321	283.416	80272
BOEING767-300ER	1984-1987	283.30	136075	480.322	282.915	80150
BOEING 767-300	1984-1985HG	283.30	123375	435.492	282.509	80035
BOEING 767-300	1984-1985	283.30	136075	480.321	282.216	79952
A300B4-200	1979-1980	260.00	134000	515.385	307.050	79833
A300B4-100	1979-1980	260.00	136000	523.077	304.110	79069
A300B4	1974-1977	260.00	133000	511.538	302.519	78655
BOEING 767-300	1984-1987HG	283.30	136078	480.332	276.671	78381
A300-600	1984-1987	260.00	138000	530.769	300.319	78087
A300-600	1984-1987	260.00	138000	530.769	300.092	78024
A300-600R	1984-1987	260.00	140000	538.462	298.273	77551
A300-400R	1984-1987	260.00	140000	538.462	298.046	77492
A300B2-200	1979-1980	260.00	134000	515.385	297.796	77427
A300B2-100	1978-1979	260.00	134000	515.385	296.392	77062
A300B2	1974-1977	260.00	130000	500.000	296.392	77062
A310-300	1984-1987	219.00	123000	561.644	351.767	77037
A310-200 opt 1	1984-1985	219.00	121500	554.795	350.698	76803
A310-300	1984-1985	219.00	123000	561.644	350.538	76768
A300B2	1973-1974	260.00	127500	490.385	294.496	76569
A300B2	1975-1976	260.00	130000	500.000	294.496	76569
A310 200 opt 2	1984-1985	219.00	121500	554.795	349.219	76477
AIRBUS A310 201	1979-1980	219.90	118500	538.881	347.744	76469
A310-300 opt 1	1984-1985	219.00	123000	561.644	347.063	76445
A310-200	1984-1985	219.00	118500	541.096	349.004	76432
A310-200	1984-1987	219.00	122000	557.078	348.968	76424
BOEING767-200ER	1984-1985	283.30	126100	445.111	267.147	75683
BOEING767-200ER	1984-1985	283.30	126100	445.111	267.084	75665
BOEING767-200ER	1984-1985MR	283.30	126100	445.111	266.681	75551
BOEING767-200ER	1984-1987BS	283.30	126098	445.104	264.821	75024
BOEING 767-200	1984-1985	283.30	122470	432.298	263.081	74531
BOEING 767-200	1984-1985HG	283.30	123375	435.492	263.081	74531
BOEING 767-200	1984-1985MR	283.30	116575	411.490	263.081	74531
BOEING 767-200	HGWV	283.30	123377	435.492	262.583	74390
BOEING 767-200	1984-1987BS	283.30	122470	432.298	262.583	74390
BOEING 767-200	1984-1985	283.30	122470	432.298	261.884	74192
BOEING 767-200	1984-1985MR	283.30	116575	411.490	261.884	74192
BOEING 767-200	1984-1987BS	283.30	122470	432.298	261.140	73981
BOEING 767-200	1984-1987MR	283.30	116573	411.483	261.140	73981
BOEING 767-200	HGWV	283.30	123377	435.492	261.140	73981
BACsprVC10	1968-1969	264.90	107500	405.814	266.058	70479
A300R	1970-1971	260.00	120000	461.538	267.807	69630
ILYUSHIN IL62M200	1973-1974	279.60	105000	375.536	248.211	69400
ILYUSHIN IL62	1968-1969	282.20	102000	361.446	240.255	67800
DCR Super 61	1970-1971	267.90	108860	406.346	252.101	67588
BOEING 707-320C	1974-1977	283.40	112037	395.332	235.596	66768
BOEING 707-320C	1973-1974	283.40	112037	395.332	233.676	66224
DCR Super 62	1970-1971	271.90	108860	400.368	236.726	64366
BOEING 707-320B	1973-1974	283.40	112037	395.332	225.829	64000
BOEING 707-320C	1973-1974	283.40	112037	395.332	221.848	62872
BOEING 707-320B	1968-1969	279.64	93895	335.771	224.470	62771
BOEING 707-320C	1963-1964	273.30	111891	409.407	228.210	62370
BOEING 707-320B	1963-1964	273.30	93893	343.553	228.210	62370
BOEING 707-320	1968-1969	268.68	93895	349.468	227.910	61235
BOEING 707-320C	KARGO	279.64	112037	400.647	217.154	60725
DCR Srs 30	1963-1964	257.60	93900	364.519	235.605	60692
DOCK.POC C141A	1968-1969	297.90	116800	389.463	202.327	60678
BOEING 707-420	1968-1969	268.68	93895	349.468	224.542	60330
BOEING 707-320	1963-1964	268.60	93893	349.564	223.968	60158
DCR Srs 40	1963-1964	257.60	93900	364.519	233.183	60068
DCR Srs 50	1963-1964	257.60	93900	364.519	232.996	60020
BOEING 757	1984-1985	185.25	89810	484.804	311.697	57742
DCR Srs 30	1963-1964	257.60	90500	351.720	223.726	57632
BOEING 757	1984-1987	185.25	89810	484.804	310.666	57551
BOEING 757	1984-1987	185.25	89810	484.804	309.910	57411
DCR Srs 10	1968-1969	257.60	87543	339.841	219.635	56578
BOEING 707-120B	1968-1969	234.20	86180	367.976	238.518	55861
BOEING 707-220	1968-1969	226.04	83715	371.240	244.823	55340
BOEING 707-120B	1963-1964	226.00	79378	351.230	242.318	54764
TU-154	1984-1985	201.45	80000	397.121	268.056	54000
BOEING 707-120	1960-1969	226.04	86180	381.210	268.056	54000

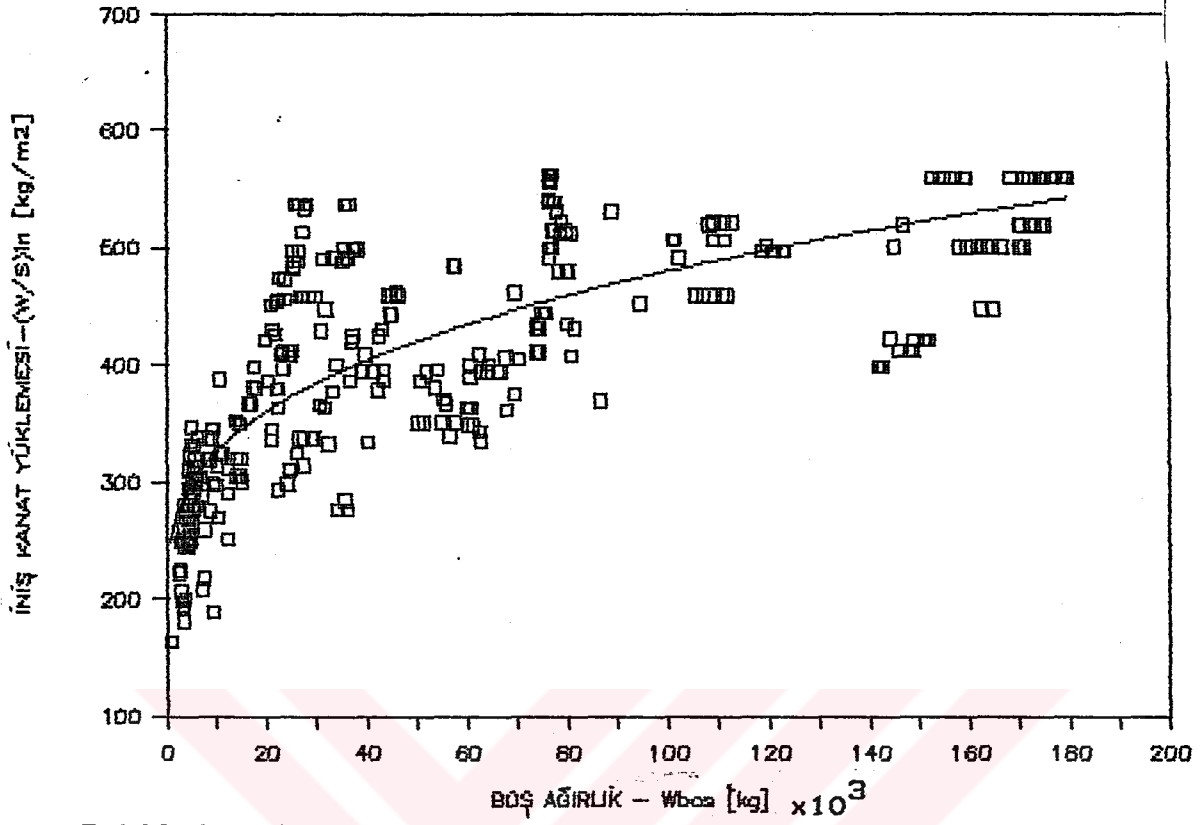
(devam)

UÇAK TIPI	JANE'S NO	S (m <sup>2</sup> )	Wn (kg)	Wn/S (kg/m <sup>2</sup> )	Wnop/S (kg/m <sup>2</sup> )	Wnop (kg)
YAVROMBACI-11	sr5560 1984	95.78	39463	412.017	263.802	25267
DC9 Srs 40	1973-1974	92.97	46265	497.634	271.711	25261
BAC1-11srs500	1970-1971	95.78	39009	407.277	259.553	24860
SE210CARAV10BIN	1963-1964	146.70	45700	311.520	169.352	24844
BAC1-11srs500	1970-1971	95.78	39462	412.007	258.488	24758
BAC1-11srs500	1969-1969	95.78	39009	407.277	258.425	24752
SE210CARAVL.6N	1970-1971	146.70	45700	311.520	167.836	24622
SE210CARAVL.3	1970-1971	146.70	43800	298.569	164.860	24185
DC9 Srs 20	1976-1977	92.97	42365	455.685	257.986	23985
DC9 Srs 20	1975-1976	92.97	42365	455.685	256.814	23876
BOEING 707-100	1968-1969	91.05	43090	473.254	262.075	23862
BAe1-11 srs475	1970-1971	95.78	38101	397.797	245.374	23502
BAe1-11 srs475	1973-1974	95.78	39462	412.007	244.978	23464
BAe1-11 srs475	1975-1976	95.78	38100	397.787	243.766	23348
YAVROMBACI-11	SR54951984-	95.78	38102	397.807	243.119	23286
FOKKER 100	1984-1985	93.50	38330	409.947	248.128	23200
BAe 146 srs200	1985-1986	77.30	36741	475.304	295.743	22861
DC9 Srs 20	1973-1974	92.97	42365	455.685	243.304	22620
TU-124	1968-1967	119.00	35000	294.118	187.075	22500
BAC1-11srs400	1973-1974	93.13	35321	377.706	241.393	22473
HS TRIDINII	1968-1969	134.33	48988	364.684	166.995	22432
BAC1-11srs400	1968-1969	93.13	35381	379.706	240.362	22377
BAe 146 srs100	1986-1987	77.30	35153	454.761	287.529	22226
BAC1-11srs300	1968-1969	93.18	35381	379.706	237.175	22100
DC9 Srs 10-15	1973-1974	86.77	37060	427.106	249.625	21660
BAe146 srs100	1984-1985	77.30	33271	430.414	275.808	21320
BAe146 srs200	1979-1980	77.30	34926	451.824	272.858	21092
BAC1-11srs200	1968-1969	93.18	31298	335.888	225.896	21047
BAC1-11srs200	1973-1974	93.18	32205	345.621	225.896	21047
DC9 Srs 10-11	1976-1977	86.77	33565	386.827	236.830	20550
BAe146 srs100	1979-1980	77.30	32590	421.604	258.188	19958
F28 Mk4000	1979-1980	79.00	30160	381.772	226.822	17919
F28 Mk4000	1984-1985	79.00	31524	399.038	223.354	17645
F28 Mk4000	1979-1980	79.00	30160	381.772	219.734	17359
F28 Mk3000	1984-1985	79.00	29030	367.468	214.746	16965
F28 Mk5000	1975-1976	78.97	29030	367.608	212.612	16790
F28 Mk3000	1977-1978	79.00	29030	367.468	206.632	16324
GULFSTREAM4	1985-1986	88.29	26535	300.544	171.593	15150
FOKKER F28	1968-1969	76.40	24490	320.550	196.465	15010
F28 Mk2000	1970-1971	76.40	26760	350.262	194.934	14893
GULFSTREAM3	1979-1980	86.83	26535	305.597	169.780	14742
GULFSTREAM3	1984-1985	86.83	26535	305.597	167.165	14515
F28 Mk1000	1975-1976	76.40	26760	350.262	187.685	14492
F28 Mk1000	1970-1971	76.40	24490	320.550	185.602	14180
GULFSTREAM2	1976-1977	75.21	26535	352.812	185.267	13934
FOKKER F28	1963-1964	76.40	23350	305.628	181.084	13835
GULFSTREAM2	1979-1980	75.21	26535	352.812	183.113	13772
VFW FOKKER614	1970-1971	64.00	16100	251.563	190.625	12200
VFW FOKKER614	1973-1974CR	64.00	18600	290.625	190.625	12200
VFW FOKKER614	1976-1977	64.00	19950	311.719	190.312	12180
LOCK. 1329-25	1979-1980	50.40	16329	323.988	222.738	11226
LOCK. 1329-25	1975-1976	50.40	16329	323.988	217.599	10967
LOCK. JETSTAR2	1973-1974	50.40	16329	323.988	212.202	10625
FALCON 900	1986-1987	47.03	19050	388.538	216.500	10615
VFW FOKKER614	1968-1969	63.92	17250	269.869	162.703	10400
LOCK.1329 DASHR	1970-1971	50.40	15875	314.900	198.65	10012
FALCON 30	1973-1974	49.00	14600	297.959	202.040	9700
FALCON 200	1979-1980	41.80	12510	299.282	226.674	9475
YAK 40	1970-1971	70.00	13250	189.286	133.500	9345
FALCON 50	1985-1986	46.83	16200	345.932	197.522	9250
FALCON 50	1986-1987	46.83	16200	345.932	195.887	9150
CHALLENGER 401	1984-1985	48.31	16329	338.005	187.311	9049
FALCON 50	1977-1980	46.83	15810	337.604	192.184	9000
LEARJET 35	1975-1976	23.53	6486	275.640	374.075	8802
GARDIAN	1984-1985	41.00	13100	319.512	212.195	8700
FALCON 200	1984-1985	41.00	13100	319.512	210.243	8620
CHALLENGER 600	1986-1987	48.31	16329	338.005	176.202	8512
FALCON 200	1984-1987	41.00	13100	319.512	201.219	8250
SN601CORVETTE	1975-1976	22.00	5700	259.091	349.772	7695
FALCON 20F	1979-1980	41.00	8930	217.805	183.658	7530
FALCON 20F	1973-1974	41.00	8560	208.780	176.585	7240
FALCON 20D	1970-1971	41.00	11810	288.049	172.682	7080
BAe125 srs900	1985-1986	34.75	10590	304.748	197.352	6858

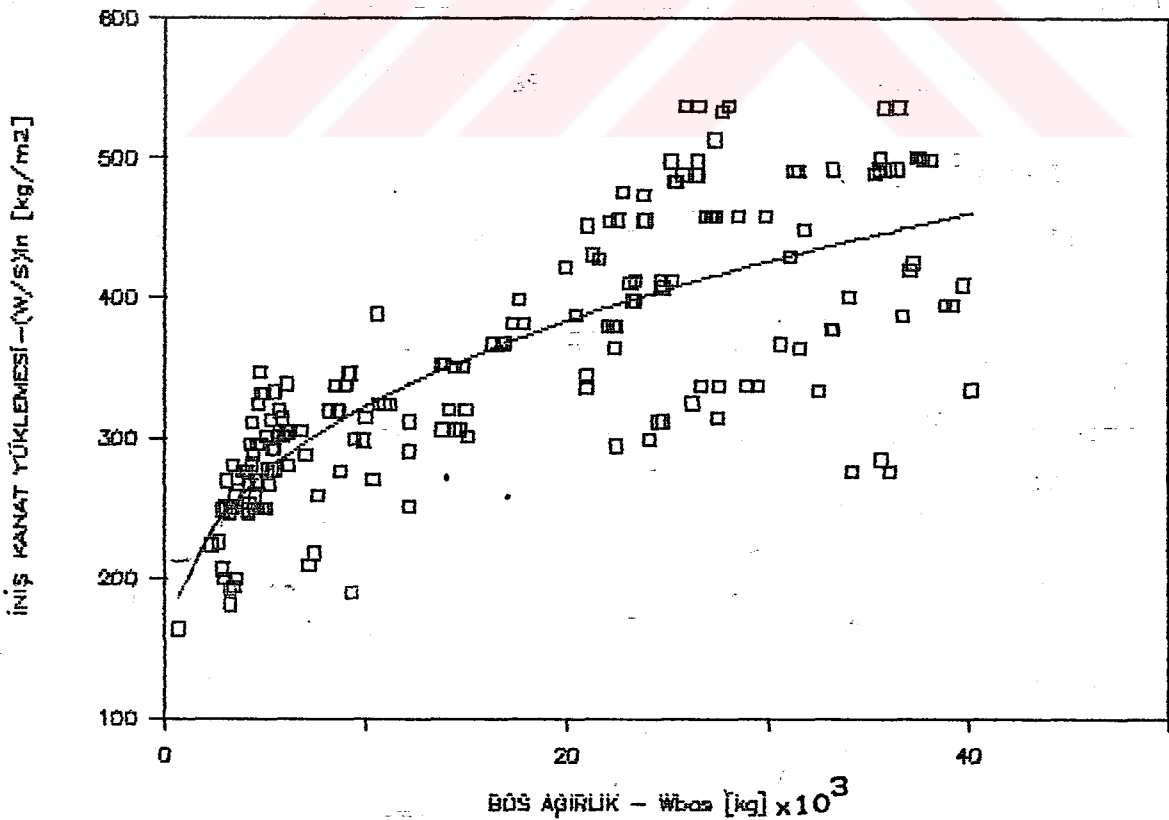
(devam)

UÇAK TIPI	JANE'S NO	S (m2)	Win (kg)	Win/S (kg/m2)	Whop/S (kg/m2)	Whop (kg)
IAVRONBAC1-11	sr540 1984	95.78	39463	412.017	263.802	25267
DC9 Srs 40	1973-1974	92.97	46265	497.634	271.711	25261
BAC1-11srs500	1970-1971	95.78	39009	407.277	259.553	24840
SE210CARAV10BIN	1963-1964	146.70	45700	311.520	169.352	24844
BAC1-11srs500	1970-1971	95.78	39462	412.007	258.488	24758
BAC1-11srs500	1968-1969	95.78	39009	407.277	258.425	24752
SE210CARAVL.6N	1970-1971	146.70	45700	311.520	167.834	24622
SE210CARAVL.3	1970-1971	146.70	43800	298.569	164.860	24185
DC9 Srs 20	1976-1977	92.97	42365	455.685	257.986	23905
DC9 Srs 30	1975-1976	92.97	42365	455.685	256.814	23876
ROEING 707-100	1968-1969	91.05	43090	473.254	262.075	23862
BAe1-11 srs475	1970-1971	95.78	38101	397.797	245.374	23502
BAe1-11 srs475	1973-1974	95.78	39462	412.007	244.978	23464
BAe1-11 srs475	1975-1976	95.78	38100	397.787	243.766	23348
IAVRONBAC1-11	SRS4951986-	95.78	38102	397.807	243.119	23284
FOKKER 100	1984-1985	93.50	38330	409.947	248.128	23200
BAe 146 srs200	1985-1986	77.30	36741	475.304	295.743	22861
DC9 Srs 20	1973-1974	92.97	42365	455.685	243.304	22620
TU-124	1968-1967	119.00	35000	294.118	187.075	22500
BAC1-11srs400	1973-1974	93.18	35331	377.706	241.393	22492
HS TRIDIN III	1968-1969	134.33	48988	364.684	166.995	22432
BAC1-11srs400	1968-1969	93.18	35381	379.706	240.362	22377
BAe 146 srs100	1984-1987	77.30	35153	454.761	287.529	22226
BAC1-11srs300	1968-1969	93.18	35381	379.706	237.175	22100
DC9 Srs 10-15	1973-1974	86.77	37060	427.106	249.625	21660
BAe146 srs100	1984-1985	77.30	33271	430.414	275.808	21320
BAe146 srs200	1979-1980	77.30	34926	451.824	272.858	21092
BAC1-11srs200	1968-1969	93.18	31298	335.888	225.894	21047
BAC1-11srs200	1973-1974	93.18	32205	345.621	225.894	21047
DC9 Srs 10-11	1976-1977	86.77	33565	386.827	236.830	20550
BAe146 srs100	1979-1980	77.30	32590	421.604	258.188	19950
F28 Mk4000	1979-1980	79.00	30160	381.772	226.822	17919
F28 Mk4000	1984-1985	79.00	31524	399.038	223.354	17645
F28 Mk4000	1979-1980	79.00	30160	381.772	219.734	17359
F28 Mk3000	1984-1985	79.00	29030	367.468	214.746	16965
F28 Mk5000	1975-1976	78.97	29030	367.608	212.612	16790
F28 Mk3000	1977-1978	79.00	29030	367.468	206.632	16324
GULFSTREAM4	1985-1986	88.29	26535	300.544	171.593	15150
FOKKER F28	1968-1969	76.40	24490	320.550	196.465	15010
F28 Mk2000	1970-1971	76.40	26760	350.262	194.934	14893
GULFSTREAM3	1979-1980	86.83	26535	305.597	169.780	14742
GULFSTREAM3	1984-1985	86.83	26535	305.597	167.165	14515
F28 Mk1000	1975-1976	76.40	26760	350.262	189.485	14472
F28 Mk1000	1970-1971	76.40	24490	320.550	185.402	14180
GULFSTREAM2	1976-1977	75.21	26535	352.812	185.267	13934
FOKKER F28	1963-1964	76.40	23350	305.628	181.084	13835
GULFSTREAM2	1979-1980	75.21	26535	352.812	183.113	13772
VFW FOKKER414	1970-1971	64.00	16100	251.563	190.425	12900
VFW FOKKER414	1973-1974CR	64.00	18400	270.625	190.425	12900
VFW FOKKER414	1976-1977	64.00	19950	311.719	190.312	12180
LOCK. 1329-25	1979-1980	50.40	16329	323.988	222.738	11224
LOCK. 1329-25	1975-1976	50.40	16329	323.988	217.599	10967
LOCK. JETSTAR2	1973-1974	50.40	16329	323.988	212.202	10695
FALCON 900	1984-1987	49.03	19050	388.538	216.500	10615
VFW FOKKER414	1968-1969	63.92	17250	269.869	162.703	10400
LOCK.1329 DASHR	1970-1971	50.40	15875	314.900	198.65	10012
FALCON 30	1973-1974	49.00	14600	297.959	202.040	9900
FALCON 200	1979-1980	41.80	12510	299.282	226.674	9475
YAK 40	1970-1971	70.00	13250	189.284	133.500	9345
FALCON 50	1985-1986	46.83	16200	345.932	197.522	9250
FALCON 50	1984-1987	46.83	16200	345.932	195.387	9150
CHALLENGR 401	1984-1985	48.31	16329	338.005	187.311	9049
FALCON 50	1979-1980	46.83	15810	337.604	192.184	9000
LEARJET 35	1975-1976	23.53	6484	275.648	374.075	8807
GARDIAN	1984-1985	41.00	13100	319.512	212.195	8700
FALCON 200	1984-1985	41.00	13100	319.512	210.243	8620
CHALLENGR 600	1986-1987	48.31	16329	338.005	176.202	8512
FALCON 200	1984-1987	41.00	13100	319.512	201.219	8250
SN601CORVETTE	1975-1976	22.00	5700	259.091	349.772	7695
FALCON 200F	1979-1980	41.00	8930	217.805	183.658	7530
FALCON 200F	1973-1974	41.00	8560	208.780	176.585	7240
FALCON 200	1970-1971	41.00	11810	288.049	172.682	7080
BAe125 srs900	1985-1986	34.75	10590	304.748	197.352	6858

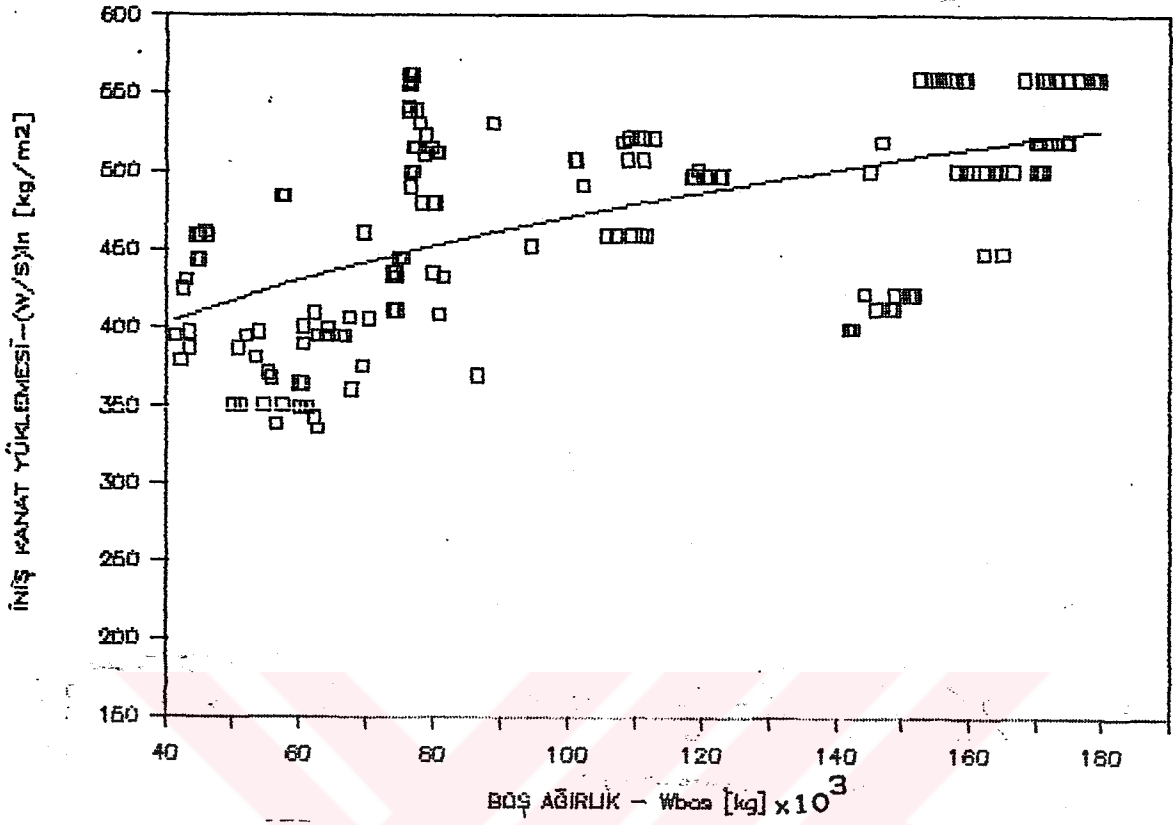




Şekil 6.4 Bütün uçaklar için boş ağırlık ve iniş kanat yüklemesi arasındaki pratik ve teorik ilişkiler



Şekil 6.5  $W_{bos} < 41000$  kg. ağırlık grubu için boş ağırlık ve iniş kanat yüklemesi arasındaki pratik ve teorik ilişkiler.



Şekil 6.6  $W_{bos} > 41000$  kg. ağırlık grubu için boş ağırlık ve iniş kanat yüklemesi arasındaki pratik ve teorik ilişkiler.

Tablo 6.4. Boş ağırlık ve iniş kanat yüklemesi bağıntıları sonuçlarının özeti.

AĞIRLIK GRUBU	A	B	TAH.KOR KTS.	KORELASYON KTS.	ST.SAPMA	ST.HATA	UCAK SAYISI
BÜTÜN UÇAKLAR	6.2037	192.6127	0.8005	0.7075	98.3238	58.9180	368
$W_{bos} > 41000$ kg.	5.5701	212.4925	0.5788	0.5643	64.2870	52.4205	172
$W_{bos} < 41000$ kg.	10.8822	87.860	0.7909	0.7667	89.8097	54.9508	196

şeklinde yazabiliriz.

Bu denklemlerle ilgili olarak yapılan istatistiki incelemede (Bkz. Tablo 6.5) uçakların tamamının tek bir grup olarak ele alındığı durumda en yüksek korelasyon katsayısı (0.835) elde edilmiştir. İnceleme ile ilgili teorik ve pratik değerler Şekil 6.7' de gösterilirken, özet sonuçlar Tablo 6.6' da verilmiştir.

Tablo 6.5. Kalkış ağırlığı ve kalkış kanat yüklemesi arasındaki istatistik veriler. [Ref. 7]

UÇAK TİPİ	JANE'S NO	Wto (kg)	S (m <sup>2</sup> )	Wto/S (kg/m <sup>2</sup> )
BOEING 720	1968-1969	103870	226.04	459.520
BOEING 727-200	1976-1977	95027	157.90	601.818
BOEING 727-200	1975-1976	94120	157.90	596.073
TU-154	1984-1985	90000	201.45	446.761
CONVAIR 880-22M	1963-1964	87540	185.80	471.152
BOEING 727-200	1977-1978	86405	157.90	547.213
BOEING 727-200	1977-1978	83820	157.90	530.842
CONVAIR 880-22	1963-1964	83690	185.80	450.431
BOEING 727-200	1973-1974	83550	157.90	529.132
BOEING 727-200	1976-1977	78015	157.90	494.079
BOEING 727-200	1968-1969	76655	157.90	485.465
BOEING 727-100	1968-1969	72575	157.90	459.626
HSTRIDENT spr3B	1975-1976	71667	138.70	516.705
HS TRIDENT 3B	1976-1977	68040	138.70	490.555
HS TRIDENT2E	1968-1969	65090	135.70	479.661
DC9 Super 80	1979-1980	63502	118.80	534.529
HS TRIDENT1E	1968-1969	61462	134.33	457.545
HS TRIDENT1F	1963-1964	59874	131.40	455.662
HS TRIDENT1E	1963-1964	58060	131.40	441.857
SE210CARAVL.12	1973-1974	58000	146.70	395.365
MERCURE	1975-1976	56500	116.00	487.069
DC 9 Srs 50	1975-1976	54900	92.97	590.513
DC 9 Srs 50	1979-1980	54885	92.97	590.352
DC 9 Srs 50	1976-1977	54884	92.97	590.341
MERCURE	1973-1974	54500	116.00	469.828
YAK 42	1985-1986	54000	150.00	360.000
YAK 42	1984-1985	53500	150.00	356.667
BOEING737-200QC	1984-1985 K	52390	102.00	513.627
HS TRIDENT1	1968-1969	52163	126.16	413.467
CARAVL SPR B	1963-1964	52000	146.70	354.465
DC9 Srs 40	1975-1976	51710	92.97	556.201
SE210CARAVL.6R	1970-1971	50000	146.70	340.832
BOEING 737-200	1973-1974	49440	91.05	542.998
BOEING 737-200	1970-1971	49435	91.05	542.943
DC9 Srs 30	1975-1976	48985	92.97	526.890
BOEING 737-200	1968-1969	48535	91.05	533.059
SE210CARAV10B1N	1963-1964	48000	146.70	327.198
TU-134A	1979-1980	47000	127.30	369.207
SE210CARAVL3	1968-1969	46000	146.70	313.565
BOEING 737-100	1970-1971	45575	91.05	500.549
IAvROMBAC1-11	srs560 1986	45200	95.78	471.915
TU-134	1975-1976	45000	127.30	353.496
BAe1-11 srs475	1973-1974	44678	95.78	466.465
TU-134	1973-1974	44500	127.30	349.568
BAC1-11srs500	1968-1969	44452	95.78	464.105
DC9 Srs 20	1976-1977	44450	92.97	478.111
BOEING 707-100	1968-1969	44000	91.05	483.251
IAvROMBAC1-11	SRS4951926-	41730	95.78	435.686
DC9 Srs 10-15	1973-1974	41140	86.77	474.127
BAC1-11srs400	1973-1974	40143	93.18	430.811
BAe146 srs200	1979-1980	39690	77.30	513.454
BAC1-11srs300	1968-1969	39463	93.18	423.514
BAC1-11srs300	1975-1976	39462	93.18	423.503

(devam)

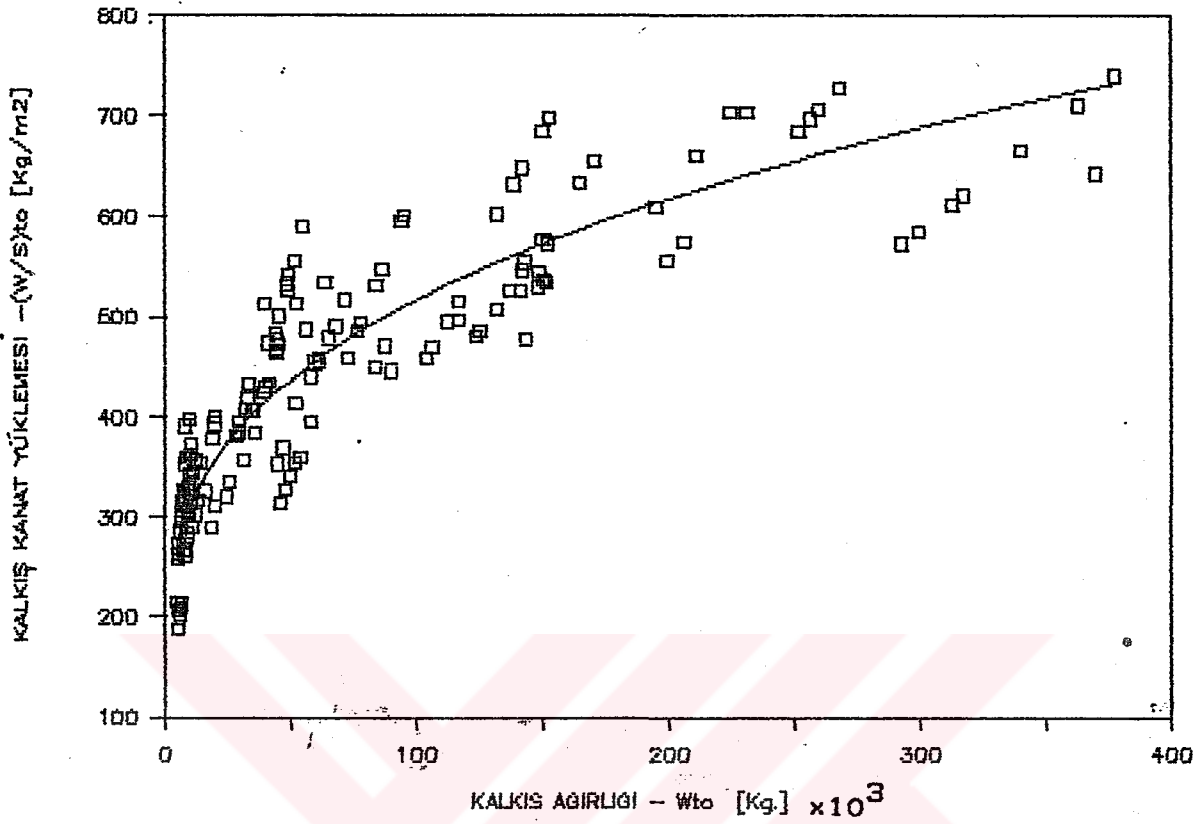
UÇAK TIPI	JANE'S NO	Wto (kg)	S (m <sup>2</sup> )	Wto/S (kg/m <sup>2</sup> )
BOEING 747-200F	1984-1985	377840	511.00	739.413
L-500-11GALAXY	1968-1969	370249	576.00	642.793
BOEING 747-200F	1979-1980	362880	511.00	710.137
BOEING 747-200F	1984-1985	362875	511.00	710.127
BOEING 747-100B	1984-1985	340195	511.00	665.744
BOEING 747 SP	1984-1985	317515	511.00	621.360
BOEING 747 SP	1979-1980	312979	511.00	612.483
BOEING 747 SP	1979-1980	299371	511.00	585.853
BOEING 747 SP	1984-1985	299370	511.00	585.851
BOEING 747 SP	1984-1985	292777	511.00	572.949
DC10 Srs 30CF	1984-1985	267620	367.70	727.822
DC10 Srs 40	1984-1985	259450	367.70	705.602
DC10 Srs 30	1975-1976	256280	367.70	696.981
DC10 Srs 40	1984-1985	251745	367.70	684.648
DC10 Srs 30	1973-1974	251744	364.30	691.035
DC10 Srs 40	1976-1977	251744	367.70	684.645
385L-1011TRISTA	1984-1985	231330	329.00	703.131
385 L-1011-500	1979-1980	224980	320.00	703.063
385 L-1011-200	1979-1980	211375	320.00	660.547
DC10 Srs10	1984-1985	206385	358.70	575.369
DC10 Srs10	1979-1980	206384	358.70	575.367
DC10 Srs10	1976-1977	199580	358.70	556.398
385L-1011TRISTA	1979-1980	195045	320.00	609.516
L-1011	1968-1969	185520	321.10	577.764
A300-600R	1986-1987	170500	260.00	655.769
A300-600	1986-1987	165000	260.00	634.615
A310-300	1984-1985	153000	219.00	698.630
BACsprVC10	1968-1969	151950	264.90	573.613
BOEING 707-320B	1973-1974	151315	283.40	533.927
BOEING 707-320C	KARGO	150138	279.64	536.897
A300B4-100	1979-1980	150000	260.00	576.923
A310-300	1986-1987	150000	219.00	684.932
BOEING 707-320B	1963-1964	148780	273.30	544.383
BOEING 707-320B	1968-1969	148325	279.64	530.414
LOCK.200 C141A	1968-1969	143600	299.90	478.826
DC8F Jettrader	1963-1964	142880	257.60	554.658
A310-200 opt 2	1984-1985	142000	219.00	648.402
A300B2	1975-1976	142000	260.00	546.154
BOEING 707-420	1963-1964	141520	268.60	526.880
BOEING 707-320	1968-1969	141520	268.68	526.723
BOEING 707-420	1968-1969	141520	268.68	526.723
A310-200 opt 1	1984-1985	138600	219.00	632.877
A300B2	1973-1974	137000	260.00	526.923
A300B	1970-1971	132000	260.00	507.692
A310-200	1984-1985	132000	219.00	602.740
DC8 Srs 20	1963-1964	125190	257.60	485.986
DC8 Srs 10	1968-1969	123830	257.60	480.707
BOEING 707-120	1968-1969	116575	226.04	515.727
BOEING 707-120B	1968-1969	116575	234.20	497.758
BOEING 707-220	1968-1969	112037	226.04	495.651
BOEING 707-120	1963-1964	112037	226.00	495.739
BOEING 720B	1968-1969	106140	226.04	469.563

(devam)

UÇAK TİPİ	JANE'S NO	Wto (kg)	S (m <sup>2</sup> )	Wto/S (kg/m <sup>2</sup> )
BAC1-11srs200	1973-1974	35833	93.18	384.557
BAC1-11srs200	1968-1969	35608	93.18	382.142
DC9 Srs 10-11	1976-1977	35245	86.77	406.189
DC 9	1963-1964	34930	85.90	406.636
BAe146 srs100	1979-1980	33497	77.30	433.338
F28 Mk4000	1984-1985	33110	79.00	419.114
F28 Mk3000	1977-1978	32200	79.00	407.595
F28 Mk5000	1975-1976	32115	78.97	406.673
GULFSTREAM4	1985-1986	31615	88.29	358.081
GULFSTREAM2	1979 1980	29711	75.21	395.041
F28 Mk1000	1975-1976	29485	76.40	385.929
F28 Mk2000	1970-1971	29480	76.40	385.864
F28 Mk1000	1970-1971	28580	76.40	374.084
GULFSTREAM2	1975-1976	28122	73.72	381.470
FOKKER F28	1968-1969	25710	76.40	336.518
FOKKER F28	1963-1964	24500	76.40	320.681
LOCK. 1329-25	1979-1980	20185	50.40	400.496
VFW FOKKER614	1976-1977	19950	64.00	311.719
LOCK. 1329-25	1975-1976	19844	50.40	393.730
LOCK.1329 DASH8	1970-1971	19051	50.40	377.996
VFW FOKKER614	1973-1974CR	18600	64.00	290.625
FALCON 30	1973-1974	16000	49.00	326.531
FALCON 200	1986-1987	14515	41.00	354.024
FALCON 20F	1973-1974	13000	41.00	317.073
BAe125 srs800	1985-1986	12430	34.75	357.698
FALCON 20D	1970-1971	12400	41.00	302.439
HS125 srs600	1975-1976	11340	32.80	345.732
BAe125 srs700	1979-1980	11249	32.80	342.957
HEINKELHe211B1	1963-1964	11000	38.00	289.474
HS 125 srs700	1977-1978	10977	32.80	334.665
IAI WESTW1124II	1986-1987	10660	28.64	372.207
IAI 1125ASTRA	1986-1987	10659	29.40	362.551
HS125 srs400A/B	1970-1971	10568	32.80	322.195
IAI WESTW.1124I	1986-1987	10365	28.64	361.906
HS 125 srs3AR	1968-1969	10297	32.80	313.933
CESSNA md1650	1986-1987	9979	29.00	344.103
HS 125 srs3A	1968-1969	9843	32.80	300.091
LEARJET 55LR	1984-1985	9752	24.57	396.907
CESSNA CITAT3	1985-1986	9525	29.00	328.448
IAI WESTW.1123	1975-1976	9389	28.64	327.828
HFB320 HANSA	1973-1974	9200	30.14	305.242
ROCKWELL SBR60	1975-1976	9060	31.78	285.085
SABRE 60	1968-1969	8897	31.78	279.956
LEARJET 55	1986-1987	8845	24.57	359.992
ROCKWELL SBR40	1973-1974	8498	31.78	267.401
SABRE 40	1968-1969	8320	31.78	261.800
LEARJET 36A	1984-1985	8300	23.53	352.741
PD-80R	1968-1969	8165	20.90	390.670
HFB320 HANSA	1963-1964	8000	30.14	265.428
CESSNA CITAT3	1979-1980	7711	29.00	265.897
LEARJET 25G	1984-1985	7393	22.93	322.416

(devam)

UÇAK TİPİ	JANE'S NO	Wto (kg)	S (m <sup>2</sup> )	Wto/S (kg/m <sup>2</sup> )
DIAMOND 1A.	1985-1986	7362	22.43	328.221
FALCON 10	1970-1971	7319	22.48	325.578
BEECHCRAFT	1986-1987	7157	22.43	319.082
DIAMOND 2	1984-1985	6880	22.43	306.732
CESSNA md15550	1986-1987	6849	31.83	215.174
LEARJET 25	1968-1969	6805	21.53	316.071
CESSNA CITA S/2	1985-1986	6668	31.83	209.488
SN601CORVETTE	1976-1977	6600	22.00	300.000
SN601CORVETTE	1975-1976	6300	22.00	286.364
LEARJET 24D	1970-1971	6124	21.53	284.440
CESSNA CITATI.2	1984-1985	6033	30.00	201.100
LEARJET 24	1968-1969	5897	21.53	273.897
SN600CORVETTE	1970-1971	5670	22.00	257.727
LEARJET 24C	1970-1971	5670	21.53	263.353
CESSNA CITAT2SP	1984-1985	5670	30.00	189.000
CESSNA CITAT.1	1984-1985	5375	25.90	207.529
CESSNA CITAT500	1975-1976	5215	24.20	215.496



Şekil 6.7 Bütün uçaklar için kalkış ağırlığı ve kalkış kanat yüklemesi arasındaki pratik ve teorik ilişkiler.

Tablo 6.6 Wto-(W/S)to Bağıntısı Sonucu

AĞIRLIK GRUBU	A	B	TAH.KOR KTS.	KORELASYON KTS.	ST.SAPMA	ST.HATA	UÇAK SAYISI
BÜTÜN UÇAKLAR	8.0476	142.7820	0.9124	0.8352	132.8441	54.3443	151



## 7. SONUÇLAR VE ÖNERİLER

### 7.1. Genel Değerlendirme

Çalışmanın ilk bölümünde de belirtildiği gibi bir uçak tasarımı; konfigürasyon geliştirim aşaması (ön tasarım), detaylı tasarım aşaması ve servis mühendisliği aşamalarından meydana gelir. Pazar araştırması esnasında istenen uçakla ilgili olarak belirlenen ana karakteristiklerden (menzıl, yolcu sayısı, seyir hızı, motor sayısı, pist uzunluğu) hareket edilerek tasarlanacak uçakla ilgili bazı ana bilgilerin elde edilmesini sağlayan ön tasarım aşamasına geçilir. Ön tasarım aşaması sonucunda detaylar üzerinde çok durulmamış olsa da, istenen pazar araştırmasına göre, kağıt üzerinde tam bir uçak meydana gelir. Bu aşamanın en önemli özelliği ağırlık ve alan gibi bazı büyüklüklerin istatistik verilerin değerlendirilmesi sonucunda ortaya çıkarılmış olan parametrik bağıntılardan yararlanılarak tahmin edilmesidir. Bu tür parametrik bağıntılar firmaların ön tasarım bölümlerindeki mühendisler tarafından tasarlamayı düşündükleri uçağa benzer fakat üretim aşamasına geçirilmiş olan uçaklara ait karakteristiklerden istatistik yöntemlerle çıkarılır. Bu uygulamada bazı zamanlar salt istatistikî yöntemler kullanılırken, bazı zamanlar da uçuş mekaniği artı istatistik olmak üzere karma yöntemler kullanılır.

Bu çalışmada yukarıda belirtilen ikinci yöntem

dayalı olarak paralı yük taşıyan tepkili motorlu, yolcu uçaklarının iniş, kalkış ağırlıklarının; kanat alanının ve motor tepki gücünün tahminine yarayan parametrik bağıntıların çıkarılmasına çalışıldı. Çıkarılan bu bağıntılar yukarıda belirtilen tipteki uçakların ön tasarımına, herbir bağıntı için belirlenen sınırlar çerçevesinde yardımcı olacaktır.

## 7.2. Yatay Uçuş Performansına Göre Motor Tepki Gücünün Belirlenmesi

Yatay uçuş hareketinin 3. Bölümde açıklanan performans denklemleri, uçakların motor tepki güçleri, dolayısıyla güç yüklemeleri ve kanat yüklemeleri arasında bir bağıntının bulunduğunu gösteriyordu. Bu durum mevcut uçakların bilinen güç yüklemeleri ve kanat yüklemeleri arasında da benzer bir ilişkinin bulunabileceğini ortaya koyuyordu. Bu nedenle ilgili büyüklükler arasında parametrik bağıntı araştırılırken rastgele çeşitli denklemlerin olaya uygunluğu araştırılmak yerine fizik esaslarına dayalı belirli bir denklemin olaya uygun katsayıları ve bu katsayıların geçerlilik bölgeleri araştırıldı.

Beklentiler bu şekilde olmasına karşın bazı bölümlerde büyüklükler arasındaki ilişkilerin zayıfladığı görüldü. Bu durum 40. sayfadaki Tablo 3.2' de bulunan 200000-100000 kg. ağırlık gruplu uçaklarda belirgin bir

şekilde göze çarpmaktadır. Öte yandan, tablodan da görüleceği üzere, maksimum kalkış ağırlığı 235000 kg.'ın üzerinde ve 65000 kg.'ın altında kalan uçaklarla ilgili parametrik bağıntılar, çok büyük yanlışlıklara düşmeden kullanılabilir. Aynı tablodan, maksimum kalkış ağırlığı 65000- 235000 kg. arasında kalan uçaklar için ise, uçağın geniş veya dar gövdeli oluşuna göre farklı bağıntıların kullanılabileceği ortaya çıkmaktadır.

Buna göre  $(W/S)_{to}$  ve  $(W/T)_{to}$  arasındaki parametrik bağıntılar:

1.  $W_{to} > 235000$  kg. için,

$$(W/T)_{to} = \frac{(W/S)_{to}}{145.435 + 7.1 \cdot 10^{-5} (W/S)_{to}^2} \dots \dots \dots (7.1)$$

2.  $235000 > W_{to} > 127000$  kg. (Geniş Gövdeli) uçaklar için

$$(W/T)_{to} = \frac{(W/S)_{to}}{131.997 + 1.09 \cdot 10^{-4} (W/S)_{to}^2} \dots \dots \dots (7.2)$$

3.  $166000 > W_{to} > 65000$  kg. (Dar Gövdeli) uçaklar için,

$$(W/T)_{to} = \frac{(W/S)_{to}}{84.701 + 1.78 \cdot 10^{-4} (W/S)_{to}^2} \dots \dots \dots (7.3)$$

4.  $W_{to} < 65000$  kg. için,

$$(W/T)_{to} = \frac{(W/S)_{to}}{86.603 + 1.91 \cdot 10^{-4} (W/S)_{to}^2} \dots \dots \dots (7.4)$$

olur.

Yapılan incelemede geniş gövdeli uçakların ağırlıklarının hiçbir zaman için 127000 kg.' in altına düşmediği, dar gövdeli uçakların ağırlıklarının da 166000 kg.' in üzerine çıkmadığı görülmüştür. Bu nedenle, parametrik bağıntılar yukarıdaki gibi düzenlenmiştir.

Eğer ön tasarımı yapılan uçağın maksimum kalkış ağırlığı ve kalkış kanat yüklemesi başka metodlarla tahmin edilmişse, bu bağıntıların kullanılması sonucunda motor tepki gücünün belirlenmesi de mümkün olacaktır. Bunu bazı örneklerle göstermeğe çalışalım:

1.  $W_{to} = 250000$  kg. ve  $(W/S)_{to} = 680$  kg/m<sup>2</sup> olarak tahmin edilen bir uçağın toplam motor tepki kuvveti (7.1) denklemine göre, 65538 kgf. olarak tahmin edilir. Uçak dört motorlu olarak düşünülüyorsa, her bir motorun tepki kuvveti 16385 kgf. civarında olmalıdır. Eğer uçağı üç motorlu olarak düşünseydik bir motorunun tepki kuvveti 21846 kgf. olurdu.
2.  $W_{to} = 140000$  kg. ve  $(W/S)_{to} = 580$  kg/m<sup>2</sup> olarak tahmin edilen geniş gövdeli bir uçağın toplam motor tepki kuvveti (7.2) denklemine göre, 40712 kgf. olarak tahmin edilir. Uçak iki motorlu olarak düşünülüyorsa, her bir motorun tepki kuvveti de 20356 kgf. civarında tahmin edilir.

3. Yukarıdaki örnekte belirtilen uçağın dar gövdeli olması düşünülürse, (7.3) denklemi kullanılarak toplam motor tepki kuvveti, 34898 kgf. olarak tahmin edilir. Bu durumda, herbir motorun tepki kuvveti iki motorlu uçak için 8725 kgf. olacaktır.

4.  $W_{to} = 25000$  kg. ve  $(W/S)_{to} = 300$  kg/m<sup>2</sup> olarak tahmin edilen uçağın toplam motor tepki kuvveti (7.4) denklemine göre, 8650 kgf. olarak hesaplanır. Uçak iki motorlu olarak düşünülüyorsa, bir motorun tepki kuvveti 4325 kgf. olacaktır.

Bu örneklerden; birincisi DC.10-30 tipi bir uçağın benzerini; ikincisi Airbus A.300B4 tipi bir uçağın benzerini, üçüncüsü BAC Super VC10 tipi bir uçağın benzerini, dördüncüsü ise Fokker F.28 tipi bir uçağın benzerini ortaya koymaktadır.

### 7.3. Seyahat Uçuşu Performansına Göre Motor Tepki Kuvvetinin Belirlenmesi

Seyahat uçuşu ile ilgili hareket denklemleri de, yatay uçuşta olduğu gibi uçakların o uçuş halindeki güç yüklemeleri ve kanat yüklemeleri arasında belirli bir ilişkinin bulunması gerektiğini ortaya koymaktadır. Bu durumda, Bölüm 7.3' de de belirtildiği gibi denklemin karakterinin araştırılmasından ziyade, mevcut denklemdeki

bilinmeyen katsayıların değerlerinin, çok geniş bir aralığa yayılmış olan uçakların çeşitli gruplarına göre belirlenmesi yoluna gidilmiştir. Seyahat uçuşundaki güç ve kanat yüklemeleri arasında bir parametrik bağıntının oluşturulmasının amaçları 4. Bölümde (43. sayfa) detaylı olarak açıklanmıştır.

Seyahat uçuşu ile ilgili incelemede de, yatay uçuşta karşılaşılan benzer bir durumla karşılaşılmıştır. Yani, uçakların bazı ağırlık grupları için boyutlar ve formlar arasındaki büyük farklılıklar nedeniyle, ilgili büyüklükler arasında kuvvetli ilişkiler bulunamamıştır. En kuvvetli ilişkilerin bulunduğu durumlar ise Tablo 4.2' de özetlenmiştir. Buna göre  $(W/S)_{sy}$  ve  $(W/T)_{sy}$  arasındaki bağıntılar:

1.  $W_{to} > 210000$  kg. için,

$$(W/T)_{sy} = \frac{(W/S)_{sy}}{48.216 + 2.19 \cdot 10^{-5} (W/S)_{sy}^2} \dots\dots\dots (7.5)$$

2.  $210000 > W_{to} > 130000$  kg (Geniş Gövdeli) uçaklar için

$$(W/T)_{sy} = \frac{(W/S)_{sy}}{46.848 + 2.88 \cdot 10^{-5} (W/S)_{sy}^2} \dots\dots\dots (7.6)$$

3.  $152000 > W_{to} > 100000$  kg (Dar Gövdeli) uçaklar için,

$$(W/T)_{sy} = \frac{(W/S)_{sy}}{27.994 + 6.87 \cdot 10^{-5} (W/S)_{sy}^2} \dots\dots\dots (7.7)$$

4.  $W_{to} < 100000$  kg. için,

$$(W/T)_{sy} = \frac{(W/S)_{sy}}{27.486 + 7.47 \cdot 10^{-5} (W/S)_{sy}^2} \dots\dots\dots (7.8)$$

olur.

Denklemler bu şekilde olduğuna göre Bölüm 7.2' deki örneklerden de yararlanarak, denklemlerin kullanımını örneklemeğe çalışalım:

1. Bölüm 7.2' nin birinci örneğindeki uçağın seyahat kanat yüklemesi  $(W/S)_{sy} = 625 \text{ kg/m}^2$  olarak tahmin ediliyorsa, bu uçağın seyahat güç yüklemesi (7.5) denklemine göre, 11.00 olarak bulunur.
2. İkinci örnekte yer alan uçağın seyahat kanat yüklemesi  $(W/S)_{sy} = 530 \text{ kg/m}^2$  şeklinde tahmin edilmişse, seyahat halindeki güç yüklemesi (7.6) denkleminde, 9.65 olarak bulunur.
3. Üçüncü örnekte yer alan uçakta  $(W/S)_{sy} = 500 \text{ kg/m}^2$  ise seyahat güç yüklemesi (7.7) denklemine göre 11.00 olacaktır.
4. Dördüncü örnekteki uçağın seyahat kanat yüklemesi  $(W/S)_{sy} = 280 \text{ kg/m}^2$  olarak tahmin edilmişse, seyahat güç yüklemesi (7.8) denkleminde,

8.40 olarak bulunur.

Bu örnekler Tablo 4.1 ile karşılaştırıldığında, Bölüm 7.2' de çeşitli uçaklara göre verilen benzerliklerin korunduğu görülmektedir.

#### 7.4. Sabit Hızla Simetrik Doğrusal Tırmanma Hareketinin, Performans Denklemlerine Göre Motor Tepki Kuvvetinin Belirlenmesi

Beşinci bölümde yapılan incelemelerden, özellikle, (5.4) denkleminden uçakların kanat yüklemeleri, güç yüklemeleri ve tırmanma hızları arasında belirli bir ilişkinin bulunduğu görülmüştü. Bu durumdan yararlanarak detayları beşinci bölümde açıklandığı gibi, mevcut uçaklarla ilgili bilgilerden yararlanılarak bütün uçaklara ait tek bir  $(W/T)_{to} - v_o / 4\sqrt{(W/S)_{to}}$  parametrik bağıntısı bulunmuştur. Buna göre:

$$(W/T)_{to} = \frac{1.2385}{\frac{v_o}{4\sqrt{(W/S)_{to}}} + 0.1467} \dots\dots\dots (7.9)$$

olur.

Bu denklemi (7.2). Bölümden bu bölüme kadar ele aldığımız örneklere uygularsak:

1. Birinci uçaktan  $v_o = 830$  m/dak. lık bir başlangıç tırmanma hızı bekleniyorsa, bu uçağın toplam



motor tepki kuvveti, (7.9) denkleminde 56374 kgf. olarak bulunur. Bu durum, daha önce 65538 kgf. olarak belirtilen motor tepki kuvvetinin uçağımıza fazlasıyla uygun olduğunu göstermektedir. Eğer burada bulunan tepki kuvveti (7.1) denklemiyle bulunandan daha büyük olsaydı, uygulamada (7.9) denklemiyle bulunan motor tepki kuvveti seçilecekti.

2. İkinci uçaktan da  $v_0 = 830$  m/dak. lık bir başlangıç tırmanma hızı beklenseydi, toplam motor tepki kuvveti 32810 kgf. olarak bulunacaktı. Burada da yukarıdaki durumun benzeri bir durum söz konusudur.
3. Üçüncü uçaktan  $v_0 = 900$  m/dak. lık bir başlangıç tırmanma hızı beklendiğinde, toplam motor tepki kuvveti 34180 kgf. olarak bulunurdu. Bu sonuçta Bölüm 7.2' deki örneğe uygunluk göstermektedir.
4. Dördüncü uçağın tırmanma hızının  $v_0 = 1250$  m/dak. olması isteniyorsa, (7.9) denklemine göre toplam motor tepki kuvvetinin 9030 kgf. olması gerektiği görülür. Bulunan bu motor gücü Bölüm 7.2' de bulunanın üzerinde kaldığından uygulamada 9030 kgf. tepki gücündeki motorun seçilmesi gereklidir.

Verilen örneklerden de görüleceği üzere (7.9) denklemini daha önce elde edilen parametrik bağıntı-

tilara kontrol noktası, ya da sınır oluşturmaktadır. Uçaktan istenen performansların sağlanabilmesi için (7.1)- (7.9), (7.2)- (7.9), (7.3)- (7.9) denklem çiftlerinde elde edilen en büyük  $T_{to}$  değerleri uçak üzerinde uygulanmaya esas alınır.

#### 7.5. Boyut Analizine Göre Kanat Yüklemeleri ve Ağırlıklar Arasında Bulunan Parametrik Bağlılıklar

Altıncı bölümde yapılan incelemeler, boyutları birbirine benzeyen uçakların, ağırlıkları arasında da bir benzerlik bulunabileceğini ortaya koymuştu. Bunun sonucunda da, 6.5., 6.6. ve 6.7. denklemleri çıkartılarak, bu denklemlerin sabit katsayıları ve katsayıların geçerlilik bölgeleri bulundu.

(6.5) denklemiyle ilgili olarak uçakların boş ağırlıkları ve kalkış kanat yüklemeleri arasında yapılan ilişki incelemesinde, Tablo 6.2'de de özetlendiği gibi bütün uçaklar için tek bir denklemin kullanılmasının daha uygun olacağı ortaya çıkmaktadır. Buna göre:

$$(W/S)_{to} = 9.7816 W_{boş}^{1/3} + 152.7735 \dots \dots (7.10)$$

olur.

(7.10) denklemi, ön tasarım aşamasında Ek-A' daki yöntemlerle boş ağırlığı hesaplanmış olan, ve pazar araştırmaları sonucu yolcu, yük ve menzil karakteristikleri

belirlenmiş olan, yani maksimum kalkış ağırlığı da bilinen bir uçağın kanat alanının ne kadar olacağını tahmininde çok yararlı olacaktır. Örneğin, Ek-A' daki yöntemlerle boş ağırlığı 120000 kg., maksimum kalkış ağırlığı da 250000kg. olarak hesaplanmış bir uçağın kanat alanı, (7.10) denkleminde 393.55 m<sup>2</sup> olarak bulunur.

(6.6) denklemiyle ilgili olarak uçakların boş ağırlıkları ve iniş kanat yüklemeleri arasında yapılan ilişki incelemesinde, Tablo 6.4'de özetlenen sonuçlara göre uçakları boş ağırlık bakımından 41000 kg.'dan büyük ve 41000 kg.'dan küçük olmak üzere iki ana gruba ayırmanın yararlı olacağı görülmüştür. Aynı sonuçlar, 41000 kg.'dan büyük uçaklarda, bütün uçaklar için elde edilen bağıntının kullanılmasının daha uygun olacağını göstermektedir. Buna göre:

1.  $W_{\text{boş}} > 41000$  kg. için;

$$(W/S)_{\text{in}} = 6.2037 W_{\text{boş}}^{1/3} + 192.6127 \quad \dots\dots(7.11)$$

2.  $W_{\text{boş}} < 41000$  kg. için;

$$(W/S)_{\text{in}} = 10.8822 W_{\text{boş}}^{1/3} + 87.860 \quad \dots\dots(7.12)$$

olacaktır. Bu denklemler, özellikle iniş ağırlığının belirlenmesinde, dolayısıyla iniş takımı mukavemetlerinin ortaya konmasında çok yararlı olabilir. Örneğin, daha önce de ele aldığımız 120000 kg. boş ağırlıklı uçağın,

kanat alanı  $393.55 \text{ m}^2$  olarak bulunduğundan, iniş ağırlığı (7.11) denklemi yardımıyla 196229 kg. olarak hesaplanır. Artık bu uçağın iniş takımları, bulunan bu değere göre tasarlanabilir. Yalnız burada, hassas bir durum vardır, o da kalkış ağırlığı daha büyük iken iniş takımının daha küçük bir değer olan iniş ağırlığına göre hesaplanmasıdır. Bunun nedeni, iniş halindeki uçağın piste, iniş ağırlığının en az 1.5 katı kadar bir kuvvetle temas etmesi, dolayısıyla bu kuvvetin kalkış ağırlığından çok daha büyük olmasıdır.

Son bir inceleme de (6.7) denklemiyle, yani kalkış kanat yüklemeleri ve maksimum kalkış ağırlıkları arasındaki ilişkilerle ilgili olarak yapılmıştır. Tablo 6.6' da da özetlendiği gibi bütün uçaklar için:

$$(W/S)_{to} = 8.0476 W_{to}^{1/3} + 142.782 \dots \dots \dots (7.13)$$

bağıntısı elde edilmiştir. Bu bağıntı özellikle (7.10) denkleminde göre bulunmuş olan kanat alanının, karşılık gelen maksimum kalkış ağırlığına uygun olup olmadığının araştırılmasını kolaylaştırır. Örneğin daha önceki örnekte boş ağırlığı 120000 kg., maksimum kalkış ağırlığı 250000 kg. olan uçak için kanat alanı  $393.55 \text{ m}^2$  olarak bulunmuştu. 250000 kg. kalkış ağırlığını (7.13) denkleminde kullanırsak, kanat alanını  $384.76 \text{ m}^2$  olarak buluruz. Bu durumda,  $393.55 \text{ m}^2$ 'lik kanat alanı daha büyük ve emniyetli bir değer olarak tercih edilir. Ancak, (7.13)

denklemindeki hesaplama sonucunda daha büyük bir kanat alanı bulunsaydı, kanat alanı olarak bu değer kabul edilecekti. Sonuç olarak, (7.10)-(7.13) denklem çiftlerinde elde edilen en büyük kanat alanı tasarıma esas alınacaktır.

#### 7.6. Öneriler

Yapılan bu çalışmada, yalnızca tepkili motorlu, paralı yük taşıyabilen uçakların yalnızca maksimum kalkış ağırlığı, iniş ağırlığı, boş ağırlığı, seyahat ağırlığı, motor tepki gücü, kanat alanı ve tırmanma hızı gibi bazı temel karakteristikleri arasındaki ilişkiler incelenip, parametrik bağıntılar çıkarılmıştı. Bu inceleme yapılırken, 1953 ve 1987 yılları arasında imal edilmiş olan uçaklar esas alınmıştı. Halbuki, burada ele alınan uçaklar ailesine her geçen yıl başkaları da eklenmektedir, yani, elde ettiğimiz bağıntılar birkaç yıl sonra geçerliliğini yitirebilir. Bu nedenle, burada verilen prensipler ışığında verilerin her yıl gözden geçirilip, bağıntıların güncelleştirilmesi ve güncelleştirmeden sonra kullanılması gereklidir. Bunun yanında, uçakların başka karakteristiklerinin de kullanılmasıyla, yine aynı prensiplerden hareket ederek, daha başka parametrik bağıntılar bulunabilir veya mevcut bağıntılar daha hassas hale getirilebilir. Örneğin, üçüncü ve dördüncü Bölümlerde yapılan ince-

lemelerde, uçağın kanat açıklığının karesinin uçak kanat alanına bölümü sonucu elde edilen ve "Açıklık Oranı" ( $b^2/S$ ) adı verilen boyutsuz büyüklük de parametre olarak katılarak bir inceleme yapılabilir.

Öte yandan, burada yapılan benzer çalışmalar:

1. Savaş uçakları,
2. Bombardıman uçakları,
3. Pervaneli taşıma uçakları,
4. Pervaneli hafif uçaklar

gibi başka uçak grupları içinde gerçekleştirilebilir.

## "EK AÇIKLAMALAR - A"

### ÖN TASARIMDA AĞIRLIK TAYİNİ

Daha önceki bölümlerde mevcut uçakların ağırlık ve tepki güçlerinden hareketle, uçuş mekaniği denklemleri en küçük kareler yönteminin uygulanması sonucu uçak kanat yüklemeleri ve güç yüklemeleri arasındaki parametrik bağıntılar oluşturulmuştu. Benzer şekilde mevcut uçakların boş ağırlıkları, maksimum kalkış ağırlıkları ve boyut analizi arasında ilişki kurularak; ağırlıklara ait diğer bir grup parametrik denklemler de bulunmuştu. Ancak, bulunan tüm parametrik denklemler incelendiğinde; uçak konfigürasyonuna bağlı bir değer olan boş ağırlığın bilinmemesinin, bulunan bu denklemleri işe yaramaz bir hale getirdiği ortaya çıkmaktadır.

Bu bölümde, ön tasarım esnasında karşılaşılan ağırlık tahmini probleminin çözümünü kolaylaştırıcı ayrıntılı parametrik ifadeler verilecektir.

#### A.1 Ağırlık Minimizasyonunun Önemi:

Uçak tasarımında uçak ağırlığının minimuma indirgenmesi çok önemli bir problemdir. Ağırlıktaki küçük bir azaltım, imalat maliyetinde büyük bir artışa neden olabilir. Öte yandan ağırlığın gerekenden yüksek olması halinde de toplam işletme giderlerinde artışlar meydana gelebilir.

Başlangıçtaki fiziksel tasarım esnasında; uçak düzeni, geometrisi ve detaylı konfigürasyonu tercihleri uçağın ağırlığını çok etkiler. Bu esnada ön ağırlık tahmininin oldukça hassas olarak yapılması gereklidir. Ağırlık tahmininin hassas olarak yapılamaması, kağıt üzerindeki hesaplamalarda istenen performans kalitelerinin sağlanamaması sonucunu doğuracaktır. Ağırlık fazla tahmin edilmişse, daha yüksek takatli güç grubuna gerek duyulacak, dolayısıyla daha fazla bir güç grubu ağırlığı ortaya çıkacaktır. Bu durum da ağırlığın sabit tutulabilmesi için başka ağırlıklardan feragat edilecek, belki de istenen yolcu konforu sağlanamayacaktır. Kısacası, her elemanın ağırlığında yapılacak her artış, uçağın kalkış ağırlığının da yükselmesine neden olacaktır.

Yapı ağırlığı artışının belirli bazı görevlerde maksimum kalkış ağırlığına etkisi Tablo A.1 'de özetlenmektedir. Bu artış etkileri performansın sabit kaldığı düşünülerek hesaplanmıştır.

UÇAK KATEGORİSİ	TASARIM MENZİLİ	MAX. KALKIŞ AĞIRLIĞI ÜZERİNDEKİ ETKİ
subsonik taşıma	250 nm	6.5 %
	1000 nm	6.9 %
	3000 nm	7.0 %
supersonik taşıma	3000 nm	9.4 %
VTOL nakliye	250 nm	6.9 %
VTOL askerî	250 nm	9.5 %

Tablo A.1 Yapısal ağırlıktaki %10'luk bir artışın max. Kalkış Ağırlığı üzerindeki etkisi. [Ref.9]



Detaylı tasarım esnasında da ağırlığın minimum seviyelerde tutulmasına çalışılır. Ağırlıkta yapılan tasarruflar kalkış ağırlığının düşük olmasını sağlayabileceği gibi, paralı yük veya yakıt miktarının arttırılmasına da yardımcı olur.

Temel boş ağırlık; yapısal ağırlık, güç grubu ağırlığı, teçhizat ağırlığı ve servislerden meydana gelir (Bkz. Tablo A.3 ). Çeşitli uçak kategorilerine ait boş ağırlık dilimleri Tablo A.2' de gösterilmiştir. Buradan da anlaşılacağı üzere ağırlık grupları uçak konfigürasyonu ile doğrudan doğruya ilgilidirler.

Ön tasarım esnasında ağırlık tahmini; performans tahmini, ağırlık merkezi tayini ve iniş takımı tasarımı için gerekli olduğu gibi, diğer tasarım departmanlarına gerçek tasarım ağırlıkları ve ağırlık sınırları da verir. Bundan sonraki kısımlarda ağırlık tahmininin nasıl yapılacağı ele alınmaktadır. [Ref.9]

UÇAK KATEGORİSİ	MAX. KALKIŞ AĞIRLIĞINA GÖRE YÜZDE			
	İçyüde Yapısı	Güç Grubu	Sabit Teçhizat ve Servisler	Boş Ağırlık
<b>YOLCU UÇAKLARI</b>				
kısa menzilli jetler	31.5	8.0	13.5	53.0
turbopropeller	32.0	12.5	13.5	58.0
pistonlular	29.5	20.5	15.5	65.5
uzun menzilli jetler	24.5	8.5	9.0	42.0
turbopropeller	27.0	12.0	12.0	51.0
pistonlular	25.5	17.5	11.0	54.0
<b>KARGO UÇAKLARI</b>				
kısa menzilli turbopropeller	35.0	13.0	8.0	56.0
uzun menzilli turbopropeller	26.5	10.0	7.0	43.5
<b>İŞ JETLERİ</b>	27.5	8.0	15.5	51.0

Tablo A.2 Nakliye uçaklarının çeşitli kategorileri için boş ağırlık dilimleri. [Ref.9]

AĞIRLIK GRUPLARI DAĞILIMI			
UÇAK TİPİ:	TARİH:		
MOTOR TİPİ:	İSİM:		
GRUP GÖSTERİMİ	AĞIRLIK ( )	MOMENT KOLU x ( ) z ( )	
GÖVDE YAPISI.	( )	( )	( )
KANAT GRUBU			
KUYRUK GRUBU			
GÖVDE GRUBU			
İNİŞ TAKIMI GRUBU			
YÜZEY KONTROL GRUBU			
MOTOR VEYA KAPORTASI GRUPLARI			
GÜÇ GRUPLARI	( )	( )	( )
MOTOR TECHİZATI VE AFTERBURNER			
DİŞLİ KUTUSU AKSESUARLARI			
SÜPERSARJERLER (turbo tipler için)			
HAVA İNDİKSİYON SİSTEMİ			
EKZAUST SİSTEMİ			
YAĞ SİSTEMİ VE SOĞUTUCULAR			
YAĞLAMA SİSTEMİ			
YAKIT SİSTEMİ			
SU ENJEKSİYON SİSTEMİ			
MOTOR KONTROLLERİ			
START SİSTEMİ			
PERVANE TECHİZATI			
ÇEKME REZERVLERİ			
GÖVDE SERVISLERİ VE TECHİZATI	( )	( )	( )
YARDIMCI GÜÇ GRUPLARI			
SEYR. TECHİZAT GRUPLARI			
HİDROLİK VE PnöMATİK GRUPLAR			
ELEKTRİK GRUPLARI			
ELEKTRONİK GRUPLARI			
DÜŞENE VE TECHİZAT GRUPLARI			
AIRCONDITION VE ANTI-İCİNG GRUPLARI			
DİĞERLERİ			
BOŞ AĞIRLIK	( )	( )	( )
İŞLETME KALEMLERİ	( )	( )	( )
PERSONEL PROVİZYONLARI			
YOLCU KABİN GEREKLERİ			
TUVALET SUYU VE SABUNLARI			
EMNİYET TECHİZATI			
YAĞ, ARTIK YAKIT, SU\METANOL			
KARGO HANDLING TECHİZATI vs.			
İŞLETME BOŞ AĞIRLIĞI			

Tablo A.3 Konvansiyonel sivil uçaklar için ağırlık dağılımı. [Ref.9]

## A.2 . Ağırılık Grupları Ve Sınırlamaları

Bir uçak çeşitli şekillerde gruplandırılabilir çok sayıda parçadan meydana gelir. Bu grupların ve bu grupların çeşitli kombinasyonlarının ağırlıkları uçağın tasarımı, sertifikalandırılması ve işletilmesi bakımından çok önemlidir.

Ağırlık grupları ile ilgili parametrik değerlerin incelenmesine geçilmeden önce ağırlıkların tanımlanması yararlı olacaktır. Ancak, ağırlıkla ilgili terminoloji de belirli bir uluslararası anlaşmanın bulunmaması, kullanılan terimlerin sık sık yanlış anlaşılmasına yol açmaktadır. Bu nedenle, biz uluslararası alanda en çok kullanılan terimleri vermeye çalışacağız. [Ref. 9]

### A.2.1. Ağırılık grupları

Şekil A.1, ağırlığın gruplara dağılımını ve bunların karakteristik ağırlık terimleri cinsinden kombinasyonlarını göstermektedir.

#### a. Ana grup

- Gövde Yapısı; kanat, kuyruk, gövde, iniş takımları ve motor kaportalarından oluşur. Kontrol yüzeyleri grubu bu grup içerisinde ele alınabildiği gibi gövde servis ve teçhizatı içerisinde de ele alındığı görülmektedir.

- Güç Grubu; motorlar, motor donanımı ve çalıştı-

ANA GRUPLAR		KARAKTERİSTİK AĞIRLIKLAR	
(TOPLAM) YAKIT	SINIRLI YAKIT	İLK KALKIŞ YAKITI	TOPLAM YÜK
		SEYAHAT YAKITI	
BLOK YAKIT	İNİŞ YAKITI	EK YAKIT	FAYDALI AĞIRLIK
		REZERV YAKIT	
PARALİYÜK		KALKIŞ YAKITI	KALKIŞ AĞIRLIĞI
İŞLETME KALEMLERİ			
Gövde Servis ve Teçhizatları	DEĞİŞTİRİLEBİLİR	SIV*	RAMP. AĞIRLIĞI
	SABİTLER	STANDART KALEMLER	
GÜÇ GRUBU		İŞLETME BOŞ AĞIRLIĞI	İNİŞ AĞIRLIĞI
GÖVDE YAPILARI			
İNALATÇI BOŞ AĞIRLIĞI		SIFIR YAKIT AĞIRLIĞI	TOPLAN AĞIRLIK
BOŞ AĞIRLIK			
TEMEL (BOŞ) AĞIRLIK		KALKIŞ AĞIRLIĞI	İŞLETME AĞIRLIĞI
İŞLETME BOŞ AĞIRLIĞI			
SARFEDİLECEK YAKIT		PARALİYÜK	SARFEDİLECEK YAKIT
PARALİYÜK			

\* STANDART KALEM VARYASYONLARI

Şekil A.1 Ağırlık grupları ve ağırlık terminolojisi karakteristikleri. [Ref.9]

rılmasıyla ilgili üniteler, yakıt sistemi ve ters tepki donanımı bu grup içinde ele alınır.

- Gövde Teçhizat ve Servisleri; APU (yardımcı güç ünitesi - auxilliary power unit), teçhizat, hidrolik, elektrik, elektronik sistemler, döşemeler, ısıtma-havalandırma sistemi, buzlanma önleyici sistemler bu grup içindedir. Bu grubu sabit ve değiştirilebilir teçhizatlar olmak üzere ikiye ayırıp incelemek farklı boş ağırlık tanımlarının ele alınması bakımından kullanışlıdır.

- Sabit Teçhizat ve Servisler; belli bir uçak konfigürasyonunun ayrılmaz parçası olarak düşünülürler. Sabit balast (eğer varsa) ve kapalı sistemler içindeki akışkanlar (hidrolik yağı gibi) bu grup içinde düşünülürler.

- Değiştirilebilir Teçhizat ve Servisler; sökülebilir ayırma duvarları, yolcu koltukları (yolcu koltukları bazı zamanlar işletme elemanları olarak düşünülürler), taban kaplaması, temel emergency teçhizat ve benzerleri bu grupta ele alınır. Aynı tipteki uçakların hiçbirinde değişiklik göstermeyen teçhizat veya sistem akışkanları gibi elemanlara Standart Kalemler denir.

- SIV (Standard Item Variations-Standart Kalem Değişimleri); değiştirilebilir teçhizat içerisinde bulunan ve işletmecinin zevkine göre değiştirilebilir elemanlardır.

- İşletme Kalemleri; işletme esnasında gerekli

olan personel, teçhizat ve donanımlardan meydana gelir. Mürettebat, el kitapları, mürettebat çantaları, ikram erzakları, su, kullanılmayan yakıt, yağ, ilave emergency teçhizat, takım kitleri de bu grup içinde bulunur. Kullanılmayan yakıt bazı zamanlarda Değiştirilebilir Teçhizat grubunda ele alınır. Yukarıda belirtilen elemanlardan bazıları temel boş ağırlık içine katılmışlarsa İşletme Kalemleri arasında bulunmazlar. İşletme Kalemlerine İşletmeciler Kalemleri ya da APS (Aircraft Prepared For Service-Service Hazırlanmış Uçak) kalemleri adı verilir.

- Paralı yük; yolcu ve bagajları, kargo ve posta gönderilerinden meydana gelen ticari yükün tamamına denir. Paralı yük, maksimum volümetrik paralıyük kapasitesinin veya maksimum yapısal paralıyük miktarını geçmemelidir.

Bütün kullanılabilir yakıt ve motor enjeksiyon akışkanı toplam yakıt içerisinde ele alınır. Motorun çalıştırılıp ısıtılması ve taxi yürüyüşü esnasında sarfedilen yakıt "Çalıştırma ve Taksi Yakıtı" denir. Kalkıştan, inişte tekerleklerin yere değmesine kadar uçuş esnasında sarfedilen yakıtın tamamına "Seyahat Yakıtı" denir. İşletmeciler tarafından havacılık işletme kurallarına göre belirlenen emergency durumunda alternatif meydana gidişi sağlayacak olan yakıt "Rezerv Yakıt-Yedek Yakıt" denir. Sonraki uçuş için kullanılması düşünülerek yüklenmiş yakıt "İlave Yakıt" denir.

### b. Karakteristik ağırlık terminolojisi

Ana gruplar çeşitli şekillerde kombine edilerek farklı ağırlık tanımları yapılır. Bunlardan en önemlileri aşağıda açıklanmaktadır:

- İmalatçı Boş Ağırlığı (Manufacturers Empty Weight-MEW); gövde yapısı, güç grubu, sabit teçhizat ve servislerinden meydana gelir. Daha genel anlamda kullanılmayan yakıt ve yağı, buzlanma önleyici akışkanı, tuvalet su ve sabunları da içermeyen kuru ağırlıktır.

- Teslimat Boş Ağırlığı (Delivery Empty Weight-DEW); uçağın imalatçı tarafından üretilerek teslim edildiği ağırlıktır. İmalatçı Boş Ağırlığı ile Standart (değiştirilebilir) Kalemlerin toplamına eşittir.

- Temel Boş Ağırlık (Basic Empty Weight-BEW); Teslimat Boş Ağırlığına SIV ağırlığının eklenmesi veya çıkarılmasıyla elde edilir. Aynı zamanda İmalatçı Boş Ağırlığı ile Değiştirilebilir Kalemlerin toplamına eşittir.

- İşletme Boş Ağırlığı (Operational Empty Weight-OEW); uçağın paralıyüksüz ve yakıtsız ağırlığıdır.

- Sıfır Yakıt Ağırlığı (Zero Fuel Weight-ZFW); İşletme Boş Ağırlığı ile paralıyükün toplamına eşittir. Maksimum sıfır yakıt ağırlığını geçmemelidir.

- Kalkış Ağırlığı (Take-off Weight-TW); dispeçer tarafından yüklenmiş uçağın kalkış yürüyüşü başlangıcındaki toplam ağırlığıdır.

- Ramp Ağırlığı (Ramp Weight-RW); Kalkış Ağırlığı

ile motor çalıştırması ve taxi yürüyüşü için gerekli olan yakıtın toplamına eşittir. Aynı ağırlık için "Taksi Ağırlığı" deyimini de kullanılır.

- İniş Ağırlığı (Landing Weight-LW); inişte tekerleklerin yere teması anındaki ağırlıktır, bu ağırlık maximum iniş ağırlığını geçmemelidir.

- İşletme Ağırlığı (Operating Weight-Sifir Parali Yük Ağırlığı); işletme boş ağırlığı ile toplam yakıtın toplamına eşittir.

- Toplam Yük ve Faydalı Yük (Disposable Load and Useful Load); işletmede kullanılan değişken yükü (parali yük ve yakıt) içerir. Bu yükler Maksimum Kalkış Ağırlığı ve Temel Boş Ağırlık tarafından sınırlandırılmıştır.

[Ref. 9]

#### A.2.2 Ağırlık sınırlamaları ve kapasiteler

Yapının aşırı yüklenmesinin, performansın düşmesinin veya kullanım kalitelerinin değişmesinin önlenmesi için çeşitli değişken karakteristik ağırlıklara sınırlamalar getirilmelidir. Ağırlık limitleri tasarım ve uçuş elverişlilik sertifikalandırması esnasında ilgili belgelere kaydedilir.

##### a. Maksimum ve minimum ağırlıklar

Uçağın her işletme koşulundaki (ramp veya taxi, kalkış, seyahat uçuşu, yaklaşma ve iniş) maksimum ağırlıkları ve yükleme koşulları (sıfır yakıt koşulu, ağırlık



merkezi konumu, ağırlık dağılımı) belirlenmelidir. Ağırlıklar genel olarak aşağıdaki değerleri geçmemelidir:

- 1- ilgili yapısal gereksinmelere ve mühendislik hesaplamalarına uygun en büyük ağırlık, bu ağırlık sınırına Tasarım Ağırlığı denir.
- 2- kullanımla ilgili en büyük ağırlık buna ait en önemli örnek akrobasi uçaklarının belirli akrobatik hareketleri sınırlı bir gross ağırlıkta yapabilmesidir.
- 3- performans verilerinin isteklere uygun olarak elde edilebildiği ağırlık.
- 4- imalatçı tarafından seçilen ağırlık; bu ağırlıklar tasarım sırasında belirlenir ve hizmet esnasında hiçbir şekilde değiştirilmez.

Ticari uçak tipleri için yukarıdaki dört kritere göre aşağıdaki maksimum ağırlıklar belirlenmelidir:

-Maksimum Ramp Ağırlığı; maksimum dizayn taksi ağırlığı da denir. Uçağın kalkış öncesinde yerdeki taxi hareketi için izin verilen maksimum ağırlıktır.

-Maksimum Kalkış Ağırlığı; uçağın kalkış hareketine başladığı andaki, izin verilen maksimum ağırlıktır. Frenlerin bırakılıp kalkış hareketine başlandığı andaki maksimum ağırlığıdır.

-Maksimum İniş Ağırlığı; inişte izin verilen maksimum ağırlıktır. Genellikle iniş takımlarının mukavemetine veya kanat yapısının belli elemanları üzerindeki iniş çarpma yüklerine bağlıdır.

-Maksimum Sıfır Yakıt Ağırlığı; uçağın yakıt yükünü almadan önce fakat parali yüklerinin mürettebatının bütün servis elemanlarının yüklenmiş olduğu haldeki maksimum ağırlıktır. [Ref. 9]

### A.3. Ağırlık Tahmin Parametreleri

#### A.3.1 Yapısal ağırlık

Bu ağırlık genel olarak Tablo A.4' de belirtilen ana başlıklara göre hesaplanır. Tablo A.5 jet motorlu uçaklar için yapısal ağırlığın çeşitli gruplara nasıl dağıldığını göstermektedir.

a- Kanat grubu:

Kanat grubunun yapısal ağırlığı aşağıda verilen parametrik formüller ile yaklaşık olarak hesaplanır [Ref. 9]

$$W_{to} \leq 12500 \text{ lb. (5670 kg.)}$$

$$W_w = \frac{10b_s + 163}{1000} * \frac{W_{to}}{(W/S)_{to}^{0.3}}$$

$$b_s : [\text{m}], W_{to} : [\text{kg}]$$

$$(W/S)_{to} : [\text{kg/m}^2]$$

$$W_w = \frac{1.87b_s + 101.29}{1000} * \frac{W_{to}}{(W/S)_{to}^{0.3}}$$

$$b_s : [\text{ft}], W_{to} : [\text{lb}]$$

$$(W/S)_{to} : [\text{lb/ft}^2]$$

$$W_{to} > 12500 \text{ lb. (5670 kg.)}$$

$$W_w = \frac{13.8b_s + 222}{1000} * \frac{W_{mzf}}{(W/S)_{mzf}^{0.3}}$$

$$b_s : [\text{m}], W_{mzf} : [\text{kg}]$$

$$(W/S)_{mzf} : [\text{kg/m}^2]$$

KANAT GRUPLARI				
MERKEZ KISIM-TEMEL YAPI				
ORTA PANEL- TEMEL YAPI				
DIŞ PANEL- TEMEL YAPI (UÇ DAHİL)				
TALİ YAPI (KANAT KATLANA MEKANİZMASI DAHİL)				
ELERLER (BALANS AĞIRLIKLARI DAHİL)				
FLAPLAR- HÜCUM KEMARI				
- FIRAR KEMARI				
SLATLAR				
SPOTLER, HAVAFRENLERİ				
LIFT DİŞERLERİ				
DİŞERLER				
KUYRUK GRUBU				
STABİLİZER-TEMEL YAPI				
FIN-TEMEL YAPI (SIRT FİNİ DAHİL)				
TALİ YAPI (STABİLİZER VE FİN)				
ELEVATOR (BALANS AĞIRLIĞI DAHİL)				
DÜŞERLER (BALANS AĞIRLIĞI DAHİL)				
GÖVDE GRUBU				
GÖVDE VEYA ANA KISIMLAR				
KONİK YAPILAR				
TALİ YAPI- GÖVDE				
- KONİK				
- HAVA FRENLERİ				
- KAPILAR, PANELLER VE DİĞERLERİ				
İNİŞ TAKIMLARI- KARA (TİP.....)				
KONUM	JANTLAR, TEKERLEKLER BORULAR, HAVA	YAPI	KONTROLLER	TOPLAN
ANA				
BURUN				
KUYRUK				
İNİŞ TAKIMLARI- SU				
KONUM	BOTLAR	DİŞERLER	KONTROLLER	
YÜZEY KONTROL GRUPLARI				
KOKPİT KONTROLLERİ				
OTOMATİK PİLOT				
SİSTEM KONTROLLERİ (GÜÇ KONTROLU DAHİL)				
MOTOR KISMI VEYA KAPORTASI GRUPLARI				
İÇ TARAF				
MERKEZ				
DIŞ TARAF				
KAPI, PANELLER VE DİĞERLERİ				
TOPLAM, GÖVDE YAPISI				

Tablo A.4 Gövde yapı grupları ağırlık listesi.  
[Ref.9]

## JET YOLCU UÇAKLARI

UÇAK KATEGORİ VE TIPLERİ	MAX. KALKIŞ		KANAT GRUBU		KUYRUK GRUBU		GÖVDE GRUBU		İTİŞ TAKIMLARI		YÜZEY KONTROLLERİ		KAPIRTA GRUBU		
	10 <sup>3</sup> lb	z	10 <sup>3</sup> lb	z	10 <sup>3</sup> lb	z	10 <sup>3</sup> lb	z	10 <sup>3</sup> lb	z	10 <sup>3</sup> lb	z	10 <sup>3</sup> lb	z	
2 MOTORLULAR	VFW-Fokker 614	40.981	5.767	14.1	1.121	2.74	5.233	12.8	1.620	3.45	0.745	1.82	0.971	2.37	
	Fokker-VFW F-28/1000	65.000	7.330	11.3	1.632	2.46	7.043	10.8	2.759	4.24	1.387	2.13	0.834	1.28	
	F-28/2000	65.000	7.347	11.3	1.632	2.46	7.043	11.8	2.759	4.24	1.400	2.15	0.834	1.28	
	F-28/5000	70.800	8.223	11.6	1.632	2.31	7.043	9.95	2.759	3.90	1.665	2.35	0.849	1.20	
	F-28/6000	70.800	8.244	11.6	1.632	2.31	7.649	10.8	2.789	3.94	1.674	2.36	0.849	1.20	
	BAC 1-11/300	87.000	9.643	11.1	2.369	2.72	9.713	11.2	2.865	3.29	1.481	1.76	**	-	
	1-11/400	87.000	9.670	11.1	2.419	2.78	9.743	11.3	2.899	3.33	1.207	1.39	**	-	
	McD. Douglas DC-9/10	91.500	9.470	10.3	2.630	2.87	11.206	12.2	3.660	4.00	1.264	1.38	1.417	1.55	
	Boeing 737-100X	97.800	9.968	10.2	2.700	2.76	12.380	12.7	3.687	3.77	1.589	1.62	**	-	
	737-200	100.000	10.613	10.6	2.718	2.72	12.108	12.1	4.354	4.35	2.348	2.35	1.392	1.39	
	Aerospat. Caravelle YXR	110.230	14.735	13.4	1.957	1.77	11.570	10.5	5.110	4.63	2.063	1.87	1.581	1.43	
	Airbus A300B/2	304.000	44.131	14.5	5.941	1.95	35.820	11.8	13.611	4.47	5.808	1.94	7.039	2.32	
	3 MOTL	H. Siddeley 121-IC	115.000	12.600	11.0	3.225	2.80	12.469	10.8	4.413	3.84	1.792	1.56	**	-
		121-IE	134.000	13.462	10.0	3.341	2.49	13.328	9.95	5.073	3.79	1.689	1.26	**	-
Boeing 727-100		161.000	17.764	11.0	4.133	2.57	17.681	10.9	7.211	4.48	2.996	1.86	3.864*	2.40	
727-100C		160.000	17.492	10.9	4.142	2.59	20.044	12.5	6.860	4.29	2.957	1.85	3.839	2.40	
4 MOTORLULAR	Boeing KC-135	297.000	25.251	8.50	5.074	1.71	18.867	6.35	10.180	3.43	2.044	0.69	2.575	0.87	
	707-121	246.000	24.024	9.76	5.151	2.09	20.061	8.15	9.763	3.97	2.044*	0.83	4.639	1.89	
	707-320	311.000	29.762	9.57	5.511	1.77	21.650	6.96	12.700	4.08	2.400*	0.77	4.497	1.45	
	707-320C	330.000	32.255	9.77	6.165	1.87	26.937	8.16	12.737	3.86	3.052	0.92	4.183	1.27	
	707-321	301.000	28.647	9.52	6.004	1.99	22.129	7.35	11.122	3.70	2.408	0.80	5.119	1.70	
	720-022	203.000	22.850	11.3	5.230	2.58	19.035	9.38	8.110	4.00	2.430	1.21	4.510	2.22	
	747-100	710.000	86.402	12.2	11.850	1.67	71.845	10.1	31.427	4.43	6.982	0.98	10.031	1.41	
	747-200B	775.000	92.542	11.9	11.842	1.53	72.053	9.30	32.693	4.22	7.073*	0.91	10.136	1.31	
	McD. Douglas DC-8-10	273.000	26.235	9.61	4.740	1.74	21.495	7.87	10.185	3.73	2.000*	0.73	3.505	1.28	
	DC-8-55	328.000	34.759	10.6	4.889	1.49	22.248	6.78	11.255	3.43	2.253	0.69	4.685	1.43	
	BAC VC-10-1101	312.000	34.672	11.1	6.958	2.23	25.113	8.05	10.489	3.36	***	-	**	-	
	G. Dynamics 880	184.500	17.669	9.58	4.247	2.30	13.699	7.42	6.203	3.36	***	-	3.685	2.00	
	990	253.000	26.871	10.6	5.326	2.11	16.673	6.59	8.718	3.44	***	-	6.772	2.68	

\* tahmini \*\* diğer kalemler \*\*\* veri yoktur  
içine katılmıştır

Tablo A.5 Yapı gruplarının ağırlık listesi.  
[Ref.9]

$$W_w = \frac{2.61b_s + 137.96}{1000} * \frac{W_{mzf}}{(W/S)_{mzf}^{0.3}} \quad b_s: [ft], W_{mzf}: [lb]$$

$$(W/S)_{mzf}: [lb/ft^2]$$

b- Kuyruk grubu:

Kuyruk grubu yapısal ağırlığı için Prof Dr. Torenbeek kuyruk grubunun alanına, uçağın dizayn dalış hizına ve kuyruk grubunun ok açısına bağıli olarak yatay ve düşey kuyruklar için ayrı ayrı parametrik formüller vermektedir. Ancak Tablo A.5' den de görüleceğı gibi bu ağırlık grubu için,

$$W_{tg} = 0.025 W_{to}$$

gibi bir yaklaşık ifade ilk kabullere uygun olur. [Ref. 9]

c- Gövde grubu:

Gövde grubunun ağırlığının hesaplanmasında dizayn dalış hızı, gövde boyu, kabin eni, kabin yüksekliğı ve gövdenin kabuk alanı gibi değerlere dayanılarak en hassas hesapların yapılması mümkündür. Burada belirtilen boyutlar, aslında yolcu veya yük kapasitesinin de bir fonksiyonudur. Gövde yapısal ağırlığı için yolcu kapasitesine ve dizayn dalış hizına bağıli olarak aşığıdaki parametrik formüller ile yaklaşık hesaplama yapılabilir. [Ref. 9]

Nç20

$$W_f = (0.38N^2 + 2.29N + 33.78) \sqrt{V_D} \quad (\text{knots})$$

$$W_f = (0.127N^2 + 0.763N + 11.259) \sqrt{V_D} \quad (\text{km/h})$$

$N > 20$

$$W_f = (27.58 \cdot 10^{-4} N^2 + 10.736N - 37.266) \sqrt{V_D} \quad (\text{lb, kts})$$

$$W_f = (9.19 \cdot 10^{-4} N^2 + 3.578N - 12.421) \sqrt{V_D} \quad (\text{kg, km/h})$$

d- İniş takımları:

İniş takımları ağırlığı;

$$W_{uc} = k_{uc} \{ A + B W_{to}^{(3/4)} + C W_{to} + D W_{to}^{(3/2)} \}$$

formülü ile yaklaşık olarak hesaplanabilir. Buradaki  $k_{uc}$  iniş takımı ağırlık katsayısı alttan kanatlı uçaklar için 1.0, üstten kanatlı uçaklar için 1.08 dir. Formüldeki A, B, C ve D katsayıları ise Tablo A.6' ya göre ele alınır. [Ref. 9]

e- Kontrol yüzeyleri:

Kontrol yüzeyleri grubunun ağırlığı şu formüle göre hesaplanır: [Ref. 9]

$$W_{sc} = 0.54 W_{to}^{(2/3)} \quad [\text{lb}]$$

$$W_{sc} = 0.41 W_{to}^{(2/3)} \quad [\text{kg}]$$

Aslında manuel kontrollü nakliye uçakları için 1. formüldeki 0.54 değeri yerine 0.44 değerinin; elektrik, hidrolik veya pnömatik kontrollü firar kenarı flaplarına sahip uçaklar için aynı değerin 0.64 olarak alınması daha hassas sonuçlar elde edilmesine yarayacaktır. Eğer uçaklar hücum kenarı flabı ile de donatılmışlarsa elde edilen ağırlığa %20 kadar daha eklenerek hesap hassaslaştırılabilir. Eğer kontrol sistemlerini daha hassas olarak hesaplamak istiyorsak Tablo A.7' ye başvurulması gerekir.

UÇAK KATEGORİSİ	İNİŞ TAKIMI KATEGORİSİ		A	B	C	D
JET EĞİTİM VE İŞ UÇAKLARI	İÇERİ ALINABİLİR	ANA	33 (15.0)	.04 (.033)	.021	-
		BURUN	12 (5.4)	.06 (.049)	-	-
DİĞER SİVİL TİPLERİ	SABİT	ANA	20 (9.1)	.10 (.082)	.019	-
		BURUN	25 (11.3)	-	.0024	-
		KUYRUK	9 (4.1)	-	.0024	-
	İÇERİ ALINABİLİR	ANA	40 (18.1)	.16 (.131)	.019	1.5 (2.23).10 <sup>-5</sup>
		BURUN	20 (9.1)	.10 (.082)	-	2 (2.97).10 <sup>-6</sup>
		KUYRUK	5 (2.3)	-	.0031	-

Tablo A.6 İniş takımları ağırlıklarının hesap katsayıları. [Ref.9]

SİSTEM BİLEŞENLERİ	METOD	AÇIKLAMA	
MANEVRA KONTROL SİSTEMİ (elevator, düzen, eleron, spoilerler)	manuel çalışan çift kontroller	$.2 \times W_{co}^{.67}$ (.154)	$W_{co}$ - Max.kalkış ağırlığı $\sim 1b$ (kg)
	çift güç kontrolleri tek hidrolik güç sistemi	$.42 \times W_{co}^{.65}$ (.318)	
	çift güç kontrolleri, dual hidrolik güç sistemi	$1.06 \times W_{co}^{.60}$ (.773)	
FİRAR KENAR FLABI KONTROL SİSTEMİ	flaplar	$1.38 \times (S_f \sin \delta_f)^{.92}$ (3.569)	$S_f$ - toplam projeksiyon flap alanı $\sim ft^2$ (m <sup>2</sup> ) $\delta_f$ - max.flap açısı
	fowler flaplar	$2.73 \times (S_f \sin \delta_f)^{.92}$ (11.02)	
HÜCUM KENARI FLABI SLAT KONTROL SİSTEMİ		$3.53 \times S_s^{.82}$ (11.23)	$S_s$ - toplam projeksiyon slat alanı $\sim ft^2$ (m <sup>2</sup> )
DEĞİŞİK HÜCUM AÇILARINDA STABİLİZER KONTROLLERİ	$k_{hc} (S_{he} v_{max}^{.5} \sin \delta_h)^{.88}$ $\delta_h$ - yatay kuyrugun toplam hucum açısı değişimi	tek güçlü : $k_{hc} = .31$ (1.52) çift güçlü : $k_{hc} = .44$ (2.16)	$S_{he}$ - yatay kuyruk alanı $\sim ft^2$ (m <sup>2</sup> ) $v_{max}$ - max.yatay uçuş hızı $\sim kts$ (m/s) TAS
HIZ FREZ KONTROLLERİ		$10 \times S_{sb}^{.92}$ (40.4)	$S_{sb}$ - hız freni ıslak alanı $\sim ft^2$ (m <sup>2</sup> )
LIFT DUMPER KONTROLLERİ		$5 \times (S_{ld} \sin \delta_{ld})^{.92}$ (20.2)	$S_{ld}$ - lift dumper toplam alanı $\sim ft^2$ (m <sup>2</sup> ) $\delta_{ld}$ - max.lift dumper açısı
DİREK TAŞIMA KONTROL SİSTEMİ: data bulunamadı.			

TUM KOMPONENTLERİN AĞIRLIĞI LB (KG.).

Tablo A.7 Taşıma uçakları sistem kontrolleri ağırlıkları. [Ref.9]

### A.3.2. Güç grubu ağırlığı

Güç grubu ağırlığını kaporta ağırlığı ve motor grubu ağırlığı şeklinde iki kısımda ele alabiliriz. Kaporta ağırlığının hesabı Tablo A.8'de verilirken, çeşitli jet uçaklarının güç grubunun ağırlık dağılımı Tablo A.9'da verilmiştir. Jet motorlu uçaklarda kaporta ağırlığı, motorun kalkış tepki kuvvetinin %6'si kadardır. Motor grubu ağırlığı ise; [Ref. 9]

$$W_{pg} = 1.15k_{thr} N_e W_e$$

YARDIMCI AĞIRLIKLAR	METOD
MOTOR BEŞİĞİ VE TITREŞİM ABSORVERLERİ	pervane teçizatı ağırlığı için motor ağırlığına %5 eklenir.
KAPORTA YAPISI, PİLOK VE DİKHELER MOTOR KAPAKLARI, FLAPLAR VE LEVHALAR	$.03\sqrt{V_D} S_{wet}^{1.3}$ (lb); $V_D \sim$ Kts EAS; $S_{wet} \sim$ sq.ft $.405\sqrt{V_D} S_{wet}^{1.3}$ (kg); $V_D \sim$ m/s EAS; $S_{wet} \sim$ m <sup>2</sup> $S_{wet} \sim$ her bir kaporta için soğuk hava akımının içten ve dıştan yaladığı toplam alan.*
GAZ JENERATOR KAPAGI VE BUJİ	3 lb/sq.ft (14.6 kg/m <sup>2</sup> ) ıslak alanın
GÜRÜLTÜ İZOLASYONU	.35 lb/sq.ft (1.71 kg/m <sup>2</sup> ) ~ kaporta duvarları
METALLER (EXTRA AĞIRLIK)	1.75 lb/sq.ft (8.53 kg/m <sup>2</sup> ) ~ ayırıcı levhalar
ATES KORUNMASI İÇİN ATEŞ DUVARLARI VE ÖRTÜLER	1.13 lb/sq.ft (5.51 kg/m <sup>2</sup> )

\* Düz jet motorları için dış kaporta alanı + hava alığı alanı.

Tablo A.8. Kaporta grubu ağırlığı tahmini [Ref.9]



formülü ile hesaplanır.  $k_{thr}$  tepki ters çevicisi katsayısı tepki ters çeviricisine sahip uçaklar için 1.18, diğerleri için 1.0' dir. Turbojet veya turbofan motorlu uçaklarda  $W_e$  motor ağırlığının uçağın toplam tepki gücüne ve motor sayısına bağımlı yaklaşık değerleri aşağıdaki formüller ile verilmiştir. Formüldeki  $T_{to}$  değerini bir motorun, kalkış tepki gücüyle karıştırmamak gereklidir.

$$\text{Turbojet Motorlarda: } W_e = 0.0487 (T_{to}/N_e)^{1.18} \quad (\text{lb})$$

$$W_e = 0.056 (T_{to}/N_e)^{1.18} \quad (\text{kg})$$

$$\text{Turbofan Motorlarda: } W_e = 0.268 (T_{to}/N_e)^{0.968} \quad (\text{lb})$$

$$W_e = 0.261 (T_{to}/N_e)^{0.968} \quad (\text{kg})$$

[Ref.9]

UÇAK TIPI	GRUP	MOTOR	YAKIT	EXHAUST +	DİĞER	TAHRİK
		TECHİZ-	SİSTEMİ	İTME REZERVİ	KALEMLER	GRUBU
		10 <sup>3</sup> LB	10 <sup>3</sup> LB z*	10 <sup>3</sup> LB z*	10 <sup>3</sup> LB z*	10 <sup>3</sup> LB z*
JET UÇAKLARI	Atlas Airbus A-300 B2	16.825	1.257 7.47	4.001 23.8	.814 4.84	22.897 136
	Boeing 707/320 C	17.368	2.418 13.9	3.492 20.1	.798 4.39	24.247 140
	727/100	9.325	1.143 12.2	1.744 18.7	.250 2.68	12.759 137
	737/200	6.217	.575 9.25	1.007 16.2	.378 6.08	8.177 132
	747/100	34.120	2.322 6.81	6.452 18.9	.802 2.35	43.696 128
	Fokker VFW F-28 Mk 1000	4.495	.545 12.1	.127 2.82	.215 4.78	5.227 116
	Lockheed Jetstar	1.750	.360 20.6	** -	.365 20.9	2.475 141
	McDonnell Douglas DC-8/55	16.856	3.107 18.4	4.964 29.4	1.580 9.37	26.507 157
	DC-9/10RC	6.160	.510 8.28	.658 10.7	.409 6.64	7.737 126
	North Am. T-39A Sabreliner	.939	.190 19.8	** -	.152 15.8	1.301 136
	Aerospatiale Caravelle VI R	7.055	.518 7.34	.975 13.8	.179 2.54	8.727 124
	VFW Fokker 614	3.413	.162 4.75	.119 3.49	.690 20.2	3.763 110
Cessna T-37	.751	.224 29.8	** -	.221 29.4	1.196 159	
Northrop T-38A Talon	1.038	.285 27.4	** -	.307 29.6	1.630 157	

\* motor teçhizatı ağırlık oranları

\*\* özel değildir; diğer kalemleri de içerir.

Tablo A.9 Mevcut uçak tipleri için tahrik grubu ağırlığı  
[Ref.9]

### A.3.3 Gövde servis ve teçhizatı

Geşitli tipteki jet uçaklarında gövde servis ve teçhizatlarının ağırlık dağılımı Tablo A.10 'da örneklenmiştir.

a- APU grubu (yardımcı güç grubu):

Bu grubun ağırlığı taşınan yolcu sayısı ile veya uçağın kabin hacmiyle orantılıdır. Ağırlığın yolcu ve mürettebat sayısına bağımlı ifadesi; [Ref. 9]

$$W_{APU} = 38.115 (N_c + N) \quad (3/5) \quad (lb)$$

$$W_{APU} = 17.368 (N_c + N) \quad (3/5) \quad (kg)$$

UÇAK TIPI	MAX. KALKIŞ	A.P.U. GRUBU	SEYRÜS. TEÇHİZATI	HİDRO. POMP.	ELEK. TRIK	ELEKTR. UNİK	DOŞEME. TEÇHİZATI	AIRCIBO. BUZ GİDE	DİĞER	TOPLAM
Atlas Airbus A-300 B2	302,000	983	377	3,701	4,923	1,726	13,161	3,642	732	29,245
BAC 1-11 Srs 300	87,000	457	182	997	2,317	1,005	4,933	1,579	-	11,465
Boeing 707/320 C	330,000	151	515	1,086	4,179	2,338	9,527	3,608	-389	21,015
707/321	301,000	-	561	498	3,959	1,716	14,854	3,290	-	24,878
720/022	203,000	-	555	505	4,070	1,200	13,055	2,890	-	22,275
727/100	160,000	60	756	1,418	2,142	1,591	10,257	1,976	85	18,285
727/100C	160,000	52	802	843	3,617	1,559	6,729	2,401	75	16,078
737/200	100,400	836	625	873	1,066	956	6,643	1,416	124	13,539
747/100	710,000	1,130	1,909	4,471	3,348	4,429	37,245	3,969	-421	54,380
Fokker VFW F-28 Mk 1000	65,000	346	302	364	1,023	869	4,030	1,074	-	8,008
Mk 2000	65,000	353	309	366	1,045	869	4,614	1,111	-	8,667
Lockheed Jetstar	30,680	-	153	262	973	318	1,521	510	560	4,297
McDonnell Douglas DC-8/55	328,000	-	1,271	2,196	2,398	1,551	14,335	3,144	57	24,952
DC-9/10 RC	91,500	818	719	714	1,663	914	7,408	1,476	24	13,736
North Am. T-39A Sabreliner	16,700	-	122	116	720	407	857	333	-	2,555
Aerospatiale Caravelle VI R	114,640	-	236	1,376	2,846	1,187	6,481	1,752	-	13,878
VFW Fokker - 614	40,981	305	215	403	1,054	436	2,655	719	49	5,836
<b>JET ÜSLAİM UÇAKLARI</b>										
Beechcraft MS 760	7,650	-	70	-	284	158	169	48	30	759
Cessna T-37	6,436	-	132	56	194	86	256	69	3	796
Northrop T-38A Talon	11,657	-	211	154	296	246	460	142	24	1,539
<b>JET ÜSLAİM</b>										

TÜM AĞIRLIKLAR LB.' DİR.

Tablo A.10 Gövde servisleri ve teçhizatı grubu ağırlık dağılımı. [Ref. 9]

b- Göstergeler, Seyrüsefer Cihazları ve Elektronik Grupları:

Jet veya turbofan motorlu uçaklarda, bu grubun ağırlığı teslimat boş ağırlığına ve rezervsiz maksimum uçuş menziline bağlı olarak aşağıdaki gibidir: [Ref. 9]

$$W_{ieg} = 0.575 W_{DE}^{(5/9)} R_D^{(1/4)} \quad (\text{lb.nm})$$

$$W_{ieg} = 0.374 W_{DE}^{(5/9)} R_D^{(1/4)} \quad (\text{kg.nm})$$

c- Hidrolik, pnömatik ve elektrik grubu:

Jet taşıma uçaklarında bu ağırlık grubunun ikiye bölünerek incelenmesi en uygun yöntem olmaktadır. Buna göre hidrolik ve pnömatik sistemler bir grup, elektrik sistemi ise diğer bir grup olarak ele alınır.

Hidrolik ve pnömatik sistemlerin ağırlığı ise uçakta kullanılan kontrol sisteminin özelliğine göre farklılık göstermektedir. Prof. Torenbeek, hidrolik ve pnömatik sistemlerin ağırlığının teslimat boş ağırlığına göre değişimini aşağıdaki şekilde belirlemiştir. [Ref. 9]

- Kontrol sistemi tamamen manuel olan uçaklar için:

$$W_{hp} = .004 W_{DE} + 100 \quad (\text{lb})$$

$$W_{hp} = .004 W_{DE} + 45 \quad (\text{kg})$$

- Takviyeli kontrol sistemine sahip olan ve bazı fonksiyonları ikili hale getirilmiş olan uçaklar için:

$$W_{hp} = .007 W_{DE} + 200 \quad (\text{lb})$$

$$W_{hp} = .007 W_{DE} + 91 \quad (\text{kg})$$

- Kontrol sistemi hidrolik-pnömatik güçlü ve çift olan uçaklar için:

$$W_{hp} = .011W_{DE} + 400 \quad (lb)$$

$$W_{hp} = .011W_{DE} + 181 \quad (kg)$$

- Kontrol sistemi hidrolik-pnömatik güçlü ve üçlü olan uçaklar için:

$$W_{hp} = .015W_{DE} + 600 \quad (lb)$$

$$W_{hp} = .015W_{DE} + 272 \quad (kg)$$

Uçaklardaki elektrik sistemi ağırlığı ise, primer sistemin D.C. veya A.C. olmasına göre büyük farklılık göstermektedir. Ancak, yolcu ve yük uçaklarının tamamındaki primer sistem A.C. dir. Buna göre, elektrik sisteminin gerekli olan elektrik gücüne bağlı olarak ağırlık değişimi aşağıdaki gibidir:

$$W_{el} = 36P_{el} (1 - 0.033\sqrt{P_{el}}) \quad (lb)$$

$$W_{el} = 16.3P_{el} (1 - 0.033\sqrt{P_{el}}) \quad (kg)$$

Bu ifadelerdeki elektrik gücü ise yolcu kabini hacmiyle orantili olarak değişmektedir. Yolcu kabini hacmi  $227 \text{ m}^3$  (8000 cu.ft)' e kadar olan ve elektrik gücü APU tarafından üretilmeyen uçaklarda:

$$P_{el} = 0.016V_{pc}^{0.7} \quad (V_{pc}, \text{cu.ft})$$

$$P_{el} = 0.565V_{pc}^{0.7} \quad (V_{pc}, \text{m}^3)$$

Elektrik gücü APU tarafından sağlanan uçaklarda:

$$P_{el} = 0.3V_{pc}^{0.7} \quad (V_{pc}, \text{cu.ft})$$

$$P_{el} = 3.64V_{pc}^{0.7} \quad (V_{pc}, \text{m}^3)$$

d- Döşeme ve diğer teçhizat:

Bu gruba ait ağırlıklar Tablo A.11' de özetlenmiştir. Bu grubun maksimum sıfır yakıt ağırlığına göre değişen yaklaşık parametrik ağırlık denklemleri ise şu şekildedir: [Ref. 9]

$$W_{fe} = 0.211 W_{mzf}^{0.91} \quad (\text{lb})$$

$$W_{fc} = 0.196 W_{mzf}^{0.91} \quad (\text{kg})$$

e- Havalandırma ve buz önleme teçhizatı grubu:

Kabin tazyikli taşıma ve iş uçaklarında havalandırma ve buz önleme teçhizatının yolcu kabini uzunluğuna göre değişimi: [Ref. 9]

$$W_{acai} = 6.75 l_{pc}^{1.28} \quad (\text{lb, l}_{pc}^{-\text{ft}})$$

$$W_{acai} = 14.01 l_{pc}^{1.28} \quad (\text{kg, l}_{pc}^{-\text{m}})$$

A.3.4 İşletme kalemleri

İşletme kalemlerinin ağırlık dağılımı ise, Tablo A.12' de özetlenmiştir.

GRUP	TANIM	METOD	AÇIKLAMALAR
UÇUŞ KABİNI YERLEŞİMİ	uçuş mürettebatı koltukları, teçhizat paneli, kontrol sehpası, ses yalıtımı, izolasyon, zemin döşemesi, diğer teçhizatlar	$29 \times 285$ (16.5) * $V_{DE}$	$V_{DE}$ - TESLİMAT BOŞ AĞIRLIĞI
YOLCU KABİNI YERLEŞİMİ	yolcu koltukları	Tablo	
	mutfak yapıları ve teçhizatı	ana mutfak : 250lb (113.4kg) girişyenekleri : 100lb (45.3kg) bar : 65lb (29.5kg)	mutfak, içilebilir su ve tuvalet sabunları dahil değil
	lavabo ve tuvalet provizyonları su sistemi	ortaluzun menzil : 300lb (136.0kg) kısa menzil : 165lb (75.0kg) iş : 85lb (38.5kg)	
	zemin döşemesi	18 1.15 (1.25)*5	$S_{ef}$ - kabin zemin alanı, tuvalet ve mutfaklar dahil $V_{cu}$ (m <sup>3</sup> )
KARGO YERLEŞİMİ	ses yalıtımı ve izolasyon, duvar kaplaması, perdeler, gölgelikler, tavan, aydınlatma paneli, hölseleler ve kapılar	.30 (6.17)* (V <sub>pc</sub> + V <sub>ch</sub> )	$V_{pc}$ - yolcu kabin hacmi, mutfak ve tuvaletler dahil $V_{cu}$ (m <sup>3</sup> ) $V_{ch}$ - toplam kargo hacmi $V_{cu}$ (m <sup>3</sup> )
	tahditli kargolar ve handling provizyonları	.08 lb/cu.ft (1.28kg/m <sup>3</sup> ) $V_{ch}$	
	konteyner veya kargo paleti handling provizyonları	2.8 lb/sq.ft (13.67kg/m <sup>2</sup> ) değişebilir kargoyolcu versiyonu için yuk zemin alanı	
(STANDART) EMERGENCY TEÇHİZATI	sabit oksijen sistemi, taşınabilir oksijen setleri	kısa veya deniz üstü olmayan uçuşlarda, seyahat irtifası üzeri 25,000ft (7620m): 20* .5N <sub>pax</sub> ~ 2b (9.1* .227N <sub>pax</sub> ~ kg) altı: 25,000ft (7620m): 30*1.2N <sub>pax</sub> ~ 2b (13.6* .544N <sub>pax</sub> ~ kg) deniz aşırı uçuşlarda: 40*2.4N <sub>pax</sub> ~ 2b (18.1*1.09 N <sub>pax</sub> ~ kg)	$N_{pax}$ - sertifikasyon için max. yolcu sayısı
	yangın dedektörü ve söndürme sistemi, taşınabilir söndürme teçhizatı.	.0012 W <sub>to</sub>	
	kurtulma sistemleri	1 lb (.453 kg) kişi başına	İşletme kalemlerindeki diğer provizyonlar

KOLTUK AĞIRLIKLARI	ORTA UZUN MENZİL		KISA MENZİL	
	LB	KG	LB	KG
lux - tekli	47	21.3	40	18.1
- çiftli	70	31.8	60	27.2
normal - tekli	30	13.6	22	10.0
- çiftli	56	25.4	42	19.0
- üçlü	78	35.4	64	29.0
ekonomi - tekli	24	10.9	20	9.1
- çiftli	47	21.3	39	17.7
- üçlü	66	29.9	60	27.2
iş - tekli	-	-	17	7.7
- çiftli	-	-	29	13.2
hafif koltuklar	-	-	14	6.4
hostes koltukları	18	8.2	14	6.4

İş koltukları ,  
tekli - VIP : 50 lb (22.7 kg)  
- normal : 40 lb (18.1 kg)  
- küçük uçak : 32 lb (14.5 kg)  
eğitim uçaklarındaki farlatmalı koltuklar : 150 lb

Tablo- Sivil uçaklarda koltuk ağırlıkları.

Tablo A.11 İş ve taşıma uçakları için döşeme ve teçhizat grup ağırlıkları. [Ref.9]

KALEMLER	ALT BÖLÜMLER	METOD	AÇIKLAMALAR
MÜRETTİBAAT	bağaj ve ekipman teçhizatıyla birlikte uçuş ve kabin mürettebatı	$205 \times N_{cc} + 150 \times N_{cc}$ (93)	$N_{cc} \times N_{cc}$ - uçuş ve kabin mürettebatı sayısı
YOLCU KABINI BEREKLERİ	teşinabilir mutfak bar teçhizatı, yiyecekler, içkiler, ana servis, dergiler, gazeteler.	$N_{pax} \times 1.45$ (kg) $\times N_{pax}$ yalnızca ara yemeği + $51.5$ (2.27kg) $\times N_{pax}$ ana yemek, kısa menzillerde (6.35kg) $\times N_{pax}$ uzun menzillerde (8.62kg) $\times N_{pax}$	$N_{pax}$ - yolcu sayısı Birinci sınıf: tür dataları yolcu başına 5 lb (2.27 kg) yükseltilir.
İÇİLEBİLİR SU VE TUVALET SAKIMLARI		kısa menziller : $80N_{cc}$ veya $5N_{cc}$ $\times 4b$ (36.3 N veya 68N $\times 4b$ ) kısa/orta menziller: $120N_{cc}$ veya $3.0N_{cc}$ $\times 4b$ (54.4 N veya 136N $\times 4b$ ) uzun menziller : $200N_{cc}$ veya $6.5N_{cc}$ $\times 4b$ (90.7 N veya 2.95N $\times 4b$ )	$N_{cc}$ - tuvalet sayısı/lavabolar
EMNİYET TEÇHİZATI	can Kurtaran yeleği, yangın aksesuarı, emergency servisefer teçhizatı	kısa-denizüstü olmasın sektörler $2N_{cc}$ $\times 4b$ (1.07N $\times 4b$ ) deniz aşırı uçuşlar $7.5N_{cc}$ $\times 4b$ (3.4N $\times 4b$ )	
YAĞ ARTIK YAKIT	artık yakıt	gaz türbin motorları 2/3 .81 $\times V_{fc}$ (.151)	$V_{fc}$ - toplam yakıt tankı kapasitesi (litre) 15. Gal. $V_{to}$ - Max.kalkış ağırlığı $\times 4b$ (kg)
SUYMETEROL	artık yağ	turbo-prop motorlar .81 $\times V_{fc}$ (.151)	$V_f$ - yakıt ağırlığı $\times 4b$ (kg)
KARGO HANDELERİ TEÇHİZATI	tüketilen motor yağı suymetemol palet, kontainer, kargo teçhizatı	.045 $V_f$ İsteğe bağlı	

Tablo A.12 İşletme kalemlerinin ağırlık tahminleri. [Ref9]

## KAYNAKLAR DİZİNİ

1. Buğdaycı, Hidayet, Doç.Dr., Uçuş Mekaniği Dersleri , Anadolu Üniversitesi, 1986
2. Laburthe, C., Mecanique du Vol, Ecole Centrale des Arts & Manufactures, Paris, 1980
3. Mc Cormick, Barner W., 1979, Aerodynamics, Aeronautics, and Flight Mechanics
4. M.B. Morgan, 1970, The Impact of Research and Development Programmes in Various Technical on the Economics of Future Aircraft Design
5. M.W. Magruder, Development of Requirement Configuration and Design for the Lockheed 1011, SAE Paper No 680688
6. Özelgin, Ziya Gökalp, Prof. Dr., Uçuş Mekaniği Ders Notları, İTÜ Makina Fakültesi, 1978
7. Taylor, John W.R., 1964-1986, Jane' s All The World' s Aircraft
8. Thomas, George B., Jr., 1977, Calculus and Analytic Geometry
9. Torenbeek, Egbert, 1976, Synthesis of Subsonic Airplane Design