

**PERVANELİ, HAFİF, ULAŞTIRMA SINIFI
UÇAKLARDA AĞIRLIK MERKEZİ YERİ
TAYİNİ ve DENEYSEL UYGULAMASI
(WEIGHT and BALANCE)**

Kadir ARMUTLU
Yüksek Lisans Tezi

Fen Bilimleri Enstitüsü
Sivil Havacılık Anabilim Dalı

Ağustos - 2002

JÜRİ VE ENSTİTÜ ONAYI

Kadir Armutlu'nun Pervaneli, Hafif, Ulaştırma Sınıfı Uçaklarda Ağırlık Merkezi Yeri Tayini ve Deneysel Uygulaması (Weight and Balance) başlıklı Sivil Havacılık Anabilim Dalındaki, Yüksek Lisans tezi 29.08.2002 tarihinde, aşağıdaki jüri tarafından Anadolu Üniversitesi Lisansüstü Eğitim-Öğretim ve Sınav Yönetmeliğinin ilgili maddeleri uyarınca değerlendirilerek kabul edilmiştir.

	Adı-Soyadı	İmza
Üye (Tez Danışmanı)	: Prof. Dr. HİDAYET BUĞDAYCI	
Üye	: Doç. Dr. MUSTAFA CAVCAR	
Üye	: Yrd. Doç. Dr. A. AKİLE TANATMIŞ	

Anadolu Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Yönetim Kurulu'nun 11.09.2002... tarih ve 21/5.... sayılı kararıyla onaylanmıştır.

Enstitü Müdürü
Prof. Dr. Orhan ÖZER
Fen Bilimleri Enstitüsü
Müdürü

ÖZET

Yüksek Lisans Tezi

**PERVANELİ, HAFİF, ULAŞTIRMA SINIFI UÇAKLARDA
AĞIRLIK MERKEZİ YERİ TAYİNİ ve DENEYSEL UYGULAMASI
(WEIGHT and BALANCE)**

KADİR ARMUTLU

Anadolu Üniversitesi
Fen Bilimleri Enstitüsü
Sivil Havacılık Anabilim Dalı

Danışman: Prof.Dr.Hidayet BUĞDAYCI

2002, 89 sayfa

Bu çalışmada pervaneli, hafif, ulaştırma sınıfı uçaklarda ağırlık merkezi yerinin belirlenmesi için geliştirilmiş olan uçak ağırlık merkezi hesaplama yolları ve teknikleri incelenmiştir. Yapılan bu inceleme doğrultusunda Anadolu Üniversitesi Sivil Havacılık Yüksek Okulunda bulunan bu konu ile ilgili malzeme ve cihazlar araştırılmış, bu cihazların faaliyeti kontrol edilmiş, bu cihazlar kullanılarak Anadolu Üniversitesi Sivil Havacılık Yüksek Okulunda bulunan uçaklardan birinin ağırlığı ölçülmüş, uçak ağırlık merkezi yerinin hesaplanması ve gerekli olan ağırlık ve denge raporlarının otomatik olarak hazırlanması ve saklanması için bir bilgisayar programı geliştirilmiştir. Yapılan bu çalışmalar sonunda ağırlık ölçümü yapılan uçak için değişik yükleme şartları için ağırlık merkezinin yer değiştirme miktarı belirlenmiş ve bu uçağa ait uçak yükleme kartı hazırlanmıştır.

Anahtar Kelimeler: Uçak, Ağırlık ve Denge, Ağırlık Merkezi, Kararlılık

ABSTRACT**Master of Science Thesis****DETERMINATION OF CENTER OF GRAVITY FOR PROPELLER
EQUIPED LIGHT TRANSPORTATION AIRCRAFT AND
EXPERIMENTAL APPLICATION (WEIGHT and BALANCE)****KADİR ARMUTLU****Anadolu University
Graduate School of Natural and Applied Sciences
Civil Aviation Program****Supervisor: Prof.Dr.Hidayet BUĞDAYCI****2002, 89 pages**

In this thesis, center of gravity methods and techniques were researched for propeller equipped light transportation aircraft. Weight and balance equipments stored at Anadolu University Civil Aviation School were checked for working conditions and using these equipments, the weight of an aircraft belongs to Anadolu University Civil Aviation School was measured. After than, a computer program was written to calculate center of gravity and to print and to save weight and balance reports. End of these works determined center of gravity ramble value and prepared loading schedules for this aircraft were determined.

Keywords: Aircraft, Weight and Balance, Center of Gravity, Stability

İÇİNDEKİLER

	<u>Sayfa</u>
ÖZET.....	i
ABSTRACT.....	ii
İÇİNDEKİLER.....	iii
ŞEKİLLER DİZİNİ.....	vii
SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ.....	x
1.GİRİŞ.....	1
2. AĞIRLIK ve DENGTE TEORİSİ.....	3
2.1. Temel Tanımlar.....	3
2.2. Uçak Ağırlık Tanımları.....	3
2.2.1. Maksimum rampa (taksi) ağırlığı (maximum ramp weight [MRW] [MTW] [W _{MR}] [W _{MT}]).....	3
2.2.2. Maksimum kalkış ağırlığı (maximum take-off weight [MTOW] [W _{MTO}]).....	4
2.2.3. Maksimum iniş ağırlığı (maximum landing weight [MLW] [W _{ML}]).....	5
2.2.4. Standart boş ağırlık (standart empty weight [SEW] [W _{SE}]).....	5
2.2.5. Esas boş ağırlık (basic empty weight [BEW] [W _{BE}]).....	6
2.2.6. İşletme ağırlığı (operating weight [OW] [W _O]).....	6
2.2.7. Sıfır yakıt ağırlığı (zero fuel weight [ZFW] [W _{ZF}]).....	6
2.2.8. Paralı yük (payload [PL] [W _{PL}]).....	6
2.2.9. Faydalı yük (useful load [UL] [W _{UI}]).....	6
2.2.10. Kullanılabilir yakıt (usable fuel [UF] [W _{UF}]).....	7
2.2.11. Kullanılmayan yakıt (unusable fuel [UNF] [W _{UNF}]).....	7
2.2.12. Minimum Yakıt.....	7
2.2.13. Ağırlıklar arası ilişkiler.....	8
2.3. Uçaklarda Ağırlık Merkezinin Bulunmasında Kullanılan Tanımlar....	8

2.3.1. Referans hat (Datum).....	8
2.3.2 Moment kolu uzunluğu.....	9
2.3.3. Moment (M).....	9
2.3.4. Ağırлік merkezi (center of gravity [CG]).....	11
2.3.5. Boş Ağırлік merkezi mertebesi (empty weight center of gravity range [E.W.C.G.R.].....	12
2.3.6. Ağırлік merkezi mertebesi (center of gravity range [C.G.R.]..	12
2.3.7. Ortalama aerodinamik veter uzunluğu (Mean aerodynamic chord [MAC]).....	13
2.3.8. Ağırлік ölçme noktaları	15
3. UÇAK İLE İLGİLİ BİLGİLERİN ARAŞTIRILMASI.....	16
3.1. Uçaklarda Ağırлік Merkezinin Bulunması Sırasında Uçak ile İlgili Bilgilerin Araştırılması.....	16
3.2. Uçaklarda Ağırлік Merkezinin Bulunması Sırasında Kullanılan FAA/JAA yayınları.....	16
3.2.1 Uçak Tip Sertifikası Veri Sayfaları(Type Certificate Data Sheets).....	16
3.2.2 Uçak tanımları kartı (Aircraft specifications sheets).....	21
3.3. Üretici Firma Yayınları.....	21
4. UÇAĞIN AĞIRLIK MERKEZİNİN BULUNMASI İÇİN UÇAK AĞIRLIĞININ ÖLÇÜLMESİ.....	25
4.1. Uçak Ağırlığının Ölçülmesinde Kullanılan Elemanlar.....	25
4.1.1. Ağırлік ölçme cihazları.....	25
4.1.1.1. Mekanik tip ağırлік ölçme cihazları.....	26
4.1.1.2. Elektronik tip ağırлік ölçme cihazları.....	27
4.1.2. Krikolar.....	28
4.1.3. Dara	29
4.1.4. İlave ağırлік ölçme gereçleri.....	29
4.2. Ağırлік Ölçümü İçin Uçağın Hazırlanması.....	31

4.3. Ağırlık Ölçümü İçin Uçak Pozisyonunun Ayarlanması.....	32
4.4. Uçağın Ağırlık Merkezinin Bulunmasında Gerekli Olan Ölçümler.....	33
4.5 Uçağın Ağırlık Merkezi Yerinin Hesaplanması.....	34
4.5.1. 1. formülün çıkarılması.....	36
4.5.2. 2. formülün çıkarılması.....	37
4.5.3. 3. formülün çıkarılması.....	38
4.5.4. 4. formülün çıkarılması.....	39
4.6 Uçak Ağırlık ve Denge Hesaplamalarında Kullanılan Standart Değerler.....	40
5. AĞIRLIK MERKEZİ YERİNİN UÇAK KARARLILIĞINA ETKİSİ.....	41
5.1 Statik Denge ve Kararlılık ile İlgili Temel Kavramlar.....	41
5.1.1. Statik Denge.....	41
5.1.2. Kararlılık	42
5.1.3. Statik kararlılık	42
5.1.4. Dinamik kararlılık	43
5.1.5. Uçağın davranışı.....	45
5.1.6. Kumanda kabiliyeti.....	46
5.1.7. Manevra kabiliyeti.....	47
5.1.8. Uçağa Bağlı Eksen Takımı	47
5.1.9. Uçağın simetrik oluşu.....	48
5.1.10. Temel Hareket Kavramları.....	48
5.2. Uzunlamasına Statik Kararlılık.....	49
5.2.1. Enine Eksen Moment Eşitliği.....	50
5.3. Uçak Elemanlarının Uzunlamasına Statik Kararlılığa Etkileri.....	51
5.3.1. Kanatın etkisi.....	51
5.3.2. Gövdenin etkisi.....	53
5.3.3. Motorların etkisi.....	54
5.3.4. Yatay stabilizenin etkisi.....	55

5.3.5. Ağırlık merkezi pozisyonunun etkisi.....	55
5.3.6. Kumanda yüzeylelerinin etkisi.....	56
6. AĞIRLIK ve DENGİ DENEYİ.....	57
6.1. Deneyin Amacı.....	57
6.2. Deney Yapılışı.....	57
6.2.1. Deneyde kullanılan cihazlar.....	57
6.2.2. Bilgisayar programının kullanımı.....	58
6.2.3. Ağırlık ve Denge Programının Akış Diyagramı.....	62
6.2.3.1. Ağırlık ve denge programında kullanılan semboller ve anlamları.....	62
6.2.3.2. Ağırlık ve denge programı genel akış diyagramı.....	63
6.2.3.3. Uçak model bilgileri giriş formu akış diyagramı.....	64
6.2.3.4. Ölçülen ağırlık bilgileri giriş formu akış diyagramı.....	65
6.2.3.5. Düzeltme bilgisi giriş formu akış diyagramı.....	66
6.2.3.6. Ağırlık ve denge raporları akış diyagramları.....	67
6.2.3.7. Örnek yükleme formu akış diyagramı.....	71
6.2.3.8. Çevrim tablosu akış diyagramı.....	72
6.2.3. Uçağın Hazırlanması, Ağırlığının Ölçülmesi ve Ağırlık Merkezi Yerinin Belirlenmesi.....	73
6.3. Deneyin Sonucu.....	78
6.4. Uçak Ağırlık ve Ağırlık Merkezi Yerinin Uçak Üzerindeki Etkileri...	83
6.4.1. Aşırı yükün uçak üzerindeki etkileri.....	83
6.4.2. Ağırlık merkezi yerinin uçağın burun kısmına aşırı derecede kaymasının uçak üzerindeki etkileri.....	84
6.4.3. Ağırlık merkezi yerinin uçağın kuyruk kısmına aşırı derecede kaymasının uçak üzerindeki etkileri.....	85
7. SONUÇ ve ÖNERİLER.....	86
KAYNAKLAR.....	87
EKLER.....	88
EK – 1 AĞIRLIK ve DENGİ RAPORU.....	88
EK – 2 AĞIRLIK ve DENGİ RAPORU.....	89

ŞEKİLLER DİZİNİ

	<u>Sayfa</u>
2.1. Uçak üzerinde üretici firma tarafından belirlenebilecek REFERANS HAT (DATUM) yerleri.....	9
2.2. Ağırlık, Kol ve Moment İlişkileri	11
2.3. Ağırlık merkezi etkisi. (a) uçak dengede, (b) uçağın kuyruğu burnuna göre ağır. (c) uçağın burnu kuyruğuna göre ağır	12
2.4. Ağırlık merkezi mertebesi (C.G.R.).....	13
2.5. “MAC” un şekil ile ifadesi	14
2.6. “MAC” un hesaplanması	14
2.7. Ağırlık ölçme noktaları (İniş Takımları veya kriko noktaları).....	15
3.1. “Aircraft type certificate data sheet” adı verilen uçak tip settifikası bilgi kartlarına örnek	18
3.2. Socata TB20 uçuş el kitabından alınmış teçhizat listesi.....	22
4.1 Ağırlık ölçme işleminden kullanılan cihazlar.....	25
4.2. Mekanik tip ağırlık ölçme cihazı	26
4.3. (a) Elektronik tip ağırlık ölçme cihazı, (b) yük hücresinin kriko ile uçak arasına yerleştirilmesi.....	27
4.4. Rampa tip elektronik ağırlık ölçme cihazı	28
4.5. Krikonun uçağa yerleştirilmesi.....	29
4.6. Uçağın uzunlamasına ekseninde yatay durum ayarı.....	30
4.7. Uçaklarda çekül kullanımı	30
4.8. Uçaklarda tanklardan yakıtın boşaltılması.....	31
4.9. Ağırlık ölçme noktaları moment kolu uzunluklarının ölçülerek bulunması.....	33
4.10. “FAA Advisory Circular 43.13.1A”da verilen ağırlık merkezi hesaplama formülleri	35
4.11. Referans hattı uçak ana tekerleklerinin önünde bulunan burundan tekerlekli uçaklarda ağırlık ölçme noktaları ve moment kolu uzunluklarının gösterimi.....	36
4.12. 1. Formülün şekil ile ifadesi.....	36

4.13. Referans hattı uçak ana tekerleklerinin önünde bulunan kuyruktan tekerlekli uçaklarda ağırlık ölçme noktaları ve moment kolu uzunluklarının gösterimi	37
4.14. 2. Formülün şekil ile ifadesi.....	37
4.15 Referans hattı uçak ana tekerleklerinin arkasında bulunan burundan tekerlekli uçaklarda ağırlık ölçme noktaları ve moment kolu uzunluklarının gösterimi	38
4.16. 3. Formülün şekil ile ifadesi.....	38
4.17. Referans hattı uçak ana tekerleklerinin arkasında bulunan kuyruktan tekerlekli uçaklarda ağırlık ölçme noktaları ve moment kolu uzunluklarının gösterimi	39
4.18. 4. Formülün şekil ile ifadesi.....	39
5.1. (a) Pozitif statik kararlı,(b) negatif statik kararlı,(c) nötr statik kararlı ...	43
5.2. Pozitif statik ve pozitif dinamik kararlılık	44
5.3. Pozitif statik ve negatif dinamik kararlılık	44
5.4. Pozitif statik ve nötr dinamik kararlılık	45
5.5. Uçağın davranış eğrileri (a) salınımsız-sönümsüz, (b) salınımlı-sönümsüz, (c) salınımsız-sönümlü, (d) salınımlı-sönümlü	46
5.6. Uçağa bağlı eksen takımı.....	48
5.7. Uçağın uzunlamasına statik kararlılığında C_L-C_M arasındaki ilişki	51
5.8. Uçağın uzunlamasına statik kararlılığına AC-CG yerleşiminin etkisi....	52
5.9. Uçağın AC - CG yerleşiminde yatay kuyruk taşıması	53
5.10. Uçak gövdesi üzerindeki basınç dağılımı	53
5.11. Uçağın uzunlamasına statik kararlılığına motorların etkisi	54
5.12. Uçağın uzunlamasına statik kararlılığına Ağırlık merkezi (CG) yerinin etkisi.....	55
5.13. Uçağın uzunlamasına statik kararlılığına lövyeye etkisi	56
6.1. Ağırlık Ölçme Cihazı.....	57
6.2. Açı Ölçme Cihazı.....	57
6.3. Kriko.....	57
6.4. Mastar.....	57

6.5. Ağırlık ve denge programı giriş formu.....	58
6.6. Ağırlık ve denge denetim panosu.....	59
6.7. Uçak model bilgileri giriş formu.....	59
6.8. Ölçülen uçak ağırlık bilgileri giriş formu.....	60
6.9. Örnek uçak yükleme formu.....	61
6.10. Uçak ağırlık ölçme işlemi için kapalı bir alanda.....	73
6.11. Uçağın krikolar üzerinde yer ile temasının kesilmesi.....	73
6.12. Uçağın enine eksen yatay durum ayarı.....	74
6.13. Uçağın uzunlamasına eksen yatay durum ayarı.....	74
6.14. BEW için ağırlık-CG grafiği.....	78
6.15. Uçağa 1 pilot bindiği zaman elde edilen ağırlık-CG grafiği.....	79
6.16. Uçağa 1 pilot, 1 yolcu bindiği ve 35 lt (\approx 25 kg) yakıt alındığı zaman elde edilen ağırlık-CG grafiği.....	80
6.17. Uçağa 1 pilot, 4 yolcu bindiği, bagaj tam dolu (65kg) olduğu halde ve yakıt depolarına tam olarak 326 lt (\approx 234 kg) yakıt alındığı zaman elde edilen ağırlık-CG grafiği.....	81
6.18. Uçağa 1 pilot, 3 yolcu bindiği, yakıt depolarına tam yakıt 326 lt (\approx 234 kg) alındığı zaman elde edilen ağırlık-CG grafiği.....	81
6.19. Uçağa 1 pilot, 2 yolcu bindiği, bagaj tam dolu (65kg) olduğu halde ve yakıt depolarına tam yakıt (326 lt (\approx 234 kg)) alındığı zaman elde edilen ağırlık-CG grafiği.....	82
6.20. Uçağa 1 pilot, 4 yolcu bindiği, bagaj ağırlığı 17 kg. ve yakıt miktarı 204 lt (\approx 147kg) olduğu zaman elde edilen ağırlık-CG grafiği.....	83
6.21. Uçak yükleme kartı	83
6.22. Aşırı yük uçağın kalkış mesafesini arttırır.	84
6.23. Ağırlık merkezi yerinin aşırı öne kayması özellikle iniş hareketini olumsuz etkiler	85
6.24. Ağırlık merkezi yerinin aşırı arkaya kayması özellikle stoldan çıkışta olumsuz etkiler	85

SİMGELER ve KISALTMALAR DİZİNİ

ρ	: Hava yoğunluğu (kg/m^3)
σ	: İzafi hava yoğunluğu (ρ/ρ_0)
β	: Gaz kolu parametresi
ρ_0	: Deniz seviyesi şartlarındaki hava yoğunluğu (kg/m^3)
2b	: Kanat boyu (m)
A	: MAC hücum kenarı ile referans hat arasındaki yatay mesafe (m)
AC	: Aerodinamik merkez
AKMKU	: Arka koltuk moment kolu uzunluğu (m)
AKOS	: Örnek yükleme için arka koltukta oturan kişi sayısı
BDA	: Burun dara ağırlığı (kg)
BEW	: Esas boş ağırlık (kg)
BKNNA	: Burun kriko noktası net ağırlığı (kg)
BMKU	: Bagaj moment kolu uzunluğu (m)
C	: Ortalama veter uzunluğu (m)
CG	: Ağırlık merkezi
CG(Ö1)	: Örnek 1 için ağırlık merkezi yeri (m)
CG(Ö2)	: Örnek 2 için ağırlık merkezi yeri (m)
CG(ÖY)	: Örnek yükleme için ağırlık merkezi yeri (m)
CG1	: Ölçülen toplam net ağırlık için ağırlık merkezi yeri (m)
CGR	: Ağırlık merkezi mertebesi
$C_{\text{kök}}$: Kanat kökü veter uzunluğu (m)
C_L	: Taşıma katsayısı
$C_{L\text{max}}$: Maksimum taşıma katsayısı
C_M	: Yunuslama moment katsayısı
$CM_{(CG)}$: Yunuslama moment katsayısı
$C_{\text{uç}}$: Kanat ucu veter uzunluğu (m)
d	: Moment kolu uzunluğu (m)
D	: Ana ağırlık ölçme noktaları moment kolu uzunluğu (m)
EWCGR	: Boş ağırlık merkezi mertebesi
FAA	: Birleşik havacılık dairesi (Federal Aviation Administration)

JAA	: Birleşik Havacılık Otoritesi (Joint Aviation Authorities)
k	: CG ile MAC hücum kenarı arasındaki mesafe (m)
KN	: Kriko noktası
L	: Burun ve ana ağırlık ölçüm noktaları arasındaki yatay mesafe (m)
LIFT _T	: Kuyruk taşıma kuvveti (kgf)
LIFT _W	: Kanat taşıma kuvveti (kgf)
M	: Moment (kgfm)
M(BEW)	: Esas boş ağırlık momenti (kgfm)
M _(CG)	: Yunuslama momenti (kgfm)
M(Ö1)	: Örnek 1 için toplam moment (kgfm)
M(Ö1AK)	: Örnek 1 için arka koltuk momenti (kgfm)
M(Ö1B)	: Örnek 1 için bagaj momenti (kgfm)
M(Ö1ÖK)	: Örnek 1 için ön koltuk momenti (kgfm)
M(Ö1Y)	: Örnek 1 için yakıt momenti (kgfm)
M(Ö2)	: Örnek 2 için toplam moment (kgfm)
M(Ö2AK)	: Örnek 2 için arka koltuk momenti (kgfm)
M(Ö2B)	: Örnek 2 için bagaj momenti (kgfm)
M(Ö2ÖK)	: Örnek 2 için ön koltuk momenti (kgfm)
M(Ö2Y)	: Örnek 2 için yakıt momenti (kgfm)
M(ÖTNA)	: Ölçülen toplam net ağırlık momenti (kgfm)
M(ÖY)	: Örnek yükleme toplam moment (kgfm)
M(ÖYAK)	: Örnek yükleme için arka koltuk momenti (kgfm)
M(ÖYB)	: Örnek yükleme bagaj momenti (kgfm)
M(ÖYÖK)	: Örnek yükleme için ön koltuk momenti (kgfm)
M(ÖYY)	: Örnek yükleme yakıt momenti (kgfm)
M1	: Birinci düzeltme ağırlığı momenti (kgfm)
M2	: İkinci düzeltme ağırlığı momenti (kgfm)
MAC	: Ortalama aerodinamik veter uzunluğu (m)
MBA	: Maksimum bagaj ağırlığı (kg)
MLW	: Maksimum iniş ağırlığı (kg)
MOTW	: Maksimum işletme kalkış ağırlığı (kg)
MRW	: Maksimum rampa (taksi) ağırlığı (kg)

MTOW	: Maksimum kalkış ağırlığı (kg)
MTW	: Maksimum rampa (taksi) ağırlığı (kg)
MUL	: Maksimum faydalı yük (kg)
MYK	: Maksimum yakıt kapasitesi (lt)
N	: Motor sayısı
OW	: İşletme ağırlığı (kg)
Ö1AKA	: Örnek 1 için arka koltuk ağırlığı (kg)
Ö1BA	: Örnek 1 için bagaj ağırlığı (kg)
Ö1ÖKA	: Örnek 1 için ön koltuk ağırlığı (kg)
Ö1TA	: Örnek 1 için toplam ağırlık (kg)
Ö1YA	: Örnek 1 için yakıt ağırlığı (kg)
Ö2AKA	: Örnek 2 için arka koltuk ağırlığı (kg)
Ö2BA	: Örnek 2 için bagaj ağırlığı (kg)
Ö2ÖKA	: Örnek 2 için ön koltuk ağırlığı (kg)
Ö2TA	: Örnek 2 için toplam ağırlık (kg)
Ö2YA	: Örnek 2 için yakıt ağırlığı (kg)
ÖBA	: Ölçülen burun ağırlığı (kg)
ÖKMKU	: Ön koltuk moment kolu uzunluğu (m)
ÖKOS	: Örnek yükleme için ön koltukta oturan kişi sayısı
ÖSGKA	: Sağ ana kriko noktasından ölçülen ağırlık (kg)
ÖSLKA	: Sol ana kriko noktasından ölçülen ağırlık (kg)
ÖTNA	: Ölçülen toplam net ağırlık (kg)
ÖYAKA	: Örnek yükleme için arka koltuk ağırlığı (kg)
ÖYBA	: Örnek yükleme için bagaj ağırlığı (kg)
ÖYÖKA	: Örnek yükleme için ön koltuk ağırlığı (kg)
ÖYTA	: Örnek yükleme için toplam ağırlık (kg)
ÖYYA	: Örnek yükleme için yakıt ağırlığı (kg)
PL	: Paralı yük (kg)
q	: Dinamik basınç (kg/m^2)
S	: Kanat alanı (m^2)
SEW	: Standart boş ağırlık (kg)
SĞKDA	: Sağ kriko noktası dara ağırlığı (kg)

SĞKNNA	: Sağ ana kriko noktası net ağırlığı (kg)
SLKDA	: Sol kriko noktası dara ağırlığı (kg)
SLKNNA	: Sol ana kriko noktası net ağırlığı (kg)
To	: Motorun deniz seviyesi şartlarındaki çekme kuvveti (kgm/sn^2)
Tu	: Tepkili motorlarda faydalı çekme kuvveti (kgm/sn^2)
UBGMYA	: Uçakta bulunması gereken minimum yakıt ağırlığı (kg)
UF	: Kullanılabilir yakıt miktarı (lt)
UL	: Faydalı yük (kg)
UNF	: Kullanılmayan yakıt miktarı (lt)
V ₁	: Uçağın emniyetli kalkış hızı (m/sn)
W	: Uçak ağırlığı (kg)
w ₁	: Birinci düzeltme ağırlığı (kg)
w ₁ MKU	: Birinci düzeltme ağırlığı moment kolu uzunluğu (m)
w ₂	: İkinci düzeltme ağırlığı (kg)
w ₂ MKU	: İkinci düzeltme ağırlığı moment kolu uzunluğu (m)
W _{BE}	: Esas boş ağırlık (kg)
W _{ML}	: Maksimum iniş ağırlığı (kg)
W _{MOTW}	: Maksimum işletme kalkış ağırlığı (kg)
W _{MR}	: Maksimum rampa (taksi) ağırlığı (kg)
W _{MT}	: Maksimum rampa (taksi) ağırlığı (kg)
W _{MTO}	: Maksimum kalkış ağırlığı (kg)
W _O	: İşletme ağırlığı (kg)
W _{PL}	: Paralı yük (kg)
W _{SE}	: Standart boş ağırlık (kg)
W _{UF}	: Kullanılabilir yakıt ağırlığı (kg)
W _{UL}	: Faydalı yük (kg)
W _{UNF}	: Kullanılmayan yakıt ağırlığı (kg)
W _{ZF}	: Sıfır yakıt ağırlığı (kg)
YMKU	: Yakıt moment kolu uzunluğu (m)
ZFW	: Sıfır yakıt ağırlığı (kg)

1.GİRİŞ

Havacılığın başladığı ilk günlerden itibaren uçak ağırlığı uçağın uçuş performanslarını etkileyen en önemli faktör olmuştur. Uçakta daha fazla faydalı yük taşınabilmesi için uçağın hafif olması istenir. Bu nedenle ilk uçak üreticileri hafif ve sağlam uçak yapıları oluşturmak için ağaç gibi maddeler kullanmışlardır. [1]

Geçmişten gelen bütün bu temel bilgiler ışığında I. Dünya savaşı sırasında o günün şartlarına göre hafif ve manevra kabiliyeti yüksek uçaklar geliştirilmiştir. Çok hafif maddeler kullanılarak uçak ağırlığı azaltılmış ve uçak ağırlık merkezi taşıma kuvvetinin olduğu hatla çakıştırılarak uçağın manevra kabiliyeti arttırılmıştır. [1]

Daha sonra uçak üreticileri birden fazla insan taşıyabilen ve daha uzak mesafelere gidebilen daha kompleks uçaklar geliştirmeyi hedeflemişler, ancak yine çeşitli sorunlarla karşılaşmışlardır. Bu problemlerden biri kararlılık olmuştur. Ek olarak alınan yolcular, seyrüsefer yardımcıları, yakıt, bagaj gibi ağırlıkların uçak içindeki yerleşimleri ve uçuş sırasında yer değiştirmeleri uçak kararlılığını azaltmıştır. Bu da uçağın uçuşta kumanda ve kontrol edilmesini zorlaştırmıştır. [1]

II. Dünya savaşı sırasında daha güvenilir, daha büyük ve daha hızlı uçaklara her zamankinden daha fazla ihtiyaç duyulmuştur. Uçak dizayn eden kişiler alüminyum alaşımlı yapılar, birden fazla motor ve yeni aerodinamik yapılar kullanmaya başlamışlardır. Böylece daha kompleks uçaklar geliştirilmiştir. Geliştirilen bu uçaklar tonlarca yükü taşıyabilecek kapasiteye ulaşmışlar, basınçlandırma sistemlerine ihtiyaç duyulacak irtifalara çıkabilmişler, 550 km/saat (300 knot)'lık hızlara ulaşmışlardır. [1]

Bu periyodun sonunda sivil ulaştırma uçakları ortaya çıkmış, hız ve konfor önem kazanmaya başlamış, türbinli motorlar geliştirilmiş ve seyahat hızları 1 Mach'a yaklaşmıştır. Bu yeni nesil uçaklarda ağırlık ve denge problemlerini ortadan kaldırmak için kullanılan yakıtın, çeşitli sistemlerde kullanılan sıvıların uçak içinde sürekli yer değiştirmesi ile ses hızına yaklaşan hızlarda, uçak ağırlık merkezinin sürekli olarak güvenli bir uçuş için daha önceden belirlenmiş olan sınırlar içinde kalması sağlanmıştır. [1]

Günümüzde küçük eğitim uçaklarından, çok küçük alanlardan iniş kalkış yapabilen helikopterlerden, tonlarca yükü taşıyabilen kargo uçaklarından, ses hızını aşabilen yolcu uçaklarından bahsetmek mümkündür. Ancak bu uçaklarda güvenli bir uçuş için en başta dikkate alınacak konu ağırlık ve dengedir. [1]

Bu çalışmada pervaneli, hafif, ulaştırma sınıfı uçaklarda ağırlık merkezi yerinin belirlenmesi için geliştirilmiş olan uçak ağırlık merkezi hesaplama yolları ve teknikleri incelenmiş, yapılan bu inceleme doğrultusunda Anadolu Üniversitesi Sivil Havacılık Yüksek Okulunda bulunan bu konu ile ilgili malzeme ve cihazlar araştırılmış, bu cihazların faaliyeti kontrol edilmiş, söz konusu cihazlar kullanılarak Anadolu Üniversitesi Sivil Havacılık Yüksek Okulunda bulunan uçaklardan birinin ağırlığı ölçülmüş, uçak ağırlık merkezi yerinin hesaplanması ve gerekli olan ağırlık ve denge raporlarının otomatik olarak hazırlanması ve saklanması için bir bilgisayar programı geliştirilmiştir.

2. AĞIRLIK ve DENGE TEORİSİ

2.1. Temel Tanımlar

Bütün uçakların dizaynını sınırlandıran en önemli faktörlerden biri ağırlıktır. Uçağın ağırlık limiti, uçağın havada tutunabilmesi ve istenilen manevraları emniyetli bir şekilde yapabilmesi için önemli bir faktördür. Bu nedenle maksimum ağırlık, dizayn sırasında belirlenir ve buna bağlı olarak emniyetli bir uçak yapısı oluşturulur. Daha sonra uçağa işletme şartları gereği ilave cihazlar takılıp sökülebilir ve çeşitli yenileştirmeler yapılabilir. Uçağa çeşitli zamanlarda yapılan bakım ve yenileştirmelerde ilave edilen veya sökülen malzemeler uçak ağırlık merkezi yerinin değişmesine neden olur, ancak bu değişim, uçağın emniyetli bir şekilde kendinden beklenen performansları yerine getirebilmesi için önceden belirlenmiş sınırlar içinde kalmalıdır. Dolayısıyla uçak üzerinde yapılan yenileştirmelerden sonra veya belirli aralıklarla uçak ağırlık merkezi yerinin kontrol edilmesi oldukça önemli bir konudur. Bu konu içinde tanımlanması gereken önemli kavramlar vardır. Aşağıda bu kavramlar açıklanmıştır.

2.2. Uçak Ağırlık Tanımları

2.2.1. Maksimum rampa (taksi) ağırlığı (maximum ramp weight [MRW] [MTW] [W_{MR}] [W_{MT}])

Uçağın apronda park pozisyonunda iken veya yerdeki her türlü hareketi sırasında olabileceği azami ağırlıktır. Bu ağırlık maksimum kalkış ağırlığına, uçağın taksi hareketi sırasında kullanacağı yakıt ağırlığının eklenmesi ile belirlenir. Bu ağırlık belirlenirken iniş takımlarının mukavemeti ve maksimum kalkış ağırlığı dikkate alınır. Uçak pist başına geldiğinde, bu yakıt tüketilmiş olmalıdır. Bu ağırlık uçağın yapısal, uçak üzerinde bulunan tüm ekipman, yolcu, bagaj ve yakıt ağırlıklarını kapsar. Kısaca uçağın olabilecek en büyük ağırlığıdır. [2,3]

2.2.2. Maksimum kalkış ağırlığı (maximum take-off weight [MTOW] [W_{MTO}])

Uçağın emniyetli bir şekilde kalkış hareketini gerçekleştirebileceği azami ağırlıktır. Bu ağırlığın belirlenmesinde uçağın pist üzerinde koşturulması sırasında uçak yapısının ve iniş takımlarının dayanabileceği yük göz önüne alınır. [2,3,4,5]

Bunun yanında uçağın kalkış hareketini emniyetli bir şekilde tamamlayabilmesi için pist ve atmosfer şartları da önemlidir (pist uzunluğu, pist irtifası, atmosferin hava yoğunluğu, sıcaklığı, basıncı, rüzgar durumu vs.). Örneğin; Uçağın üretici firması tarafından belirtilen deniz seviyesi şartlarındaki MTOW'ı 5000 kg olsun. Eğer aynı uçak daha yüksek irtifada bulunan, aynı uzunluktaki bir pistten kalkacaksa, irtifaya bağlı olarak hava yoğunluğu azalacağından, uçağın deniz seviyesi şartları ile aynı yer rulesi mesafesinde emniyetli kalkış hızına ulaşması için MTOW değerini azaltmak gerekir. Bu durum;

$$V_1 = (2W/\rho \cdot s \cdot C_{Lmax})^{1/2} \quad (2.1)$$

formülü ile açıklanır.

Burada V_1 , Uçağın emniyetli kalkış hızını (m/sn);

W , Uçak ağırlığını (kg);

ρ , Hava yoğunluğunu (kgsn^2/m^4);

s , Kanat alanını (m^2);

C_{Lmax} , Maksimum taşıma katsayısını ifade eder.

Bu formülden de kolayca görüleceği gibi C_{Lmax} ve s değerleri sabittir. Dolayısıyla ρ değeri azaldığı zaman aynı yer rulesi mesafesinde aynı V_1 hızına ulaşmak için W uçak ağırlığını azaltmak gerekir. [6]

Bu da gösteriyor ki MTOW için yapısal mukavemetin yanında pist ve atmosfer şartları da kısıtlayıcı olmaktadır. Ayrıca hava sıcaklığı, yoğunluğu, basıncı motor performanslarını da etkiler ve dolayısıyla MTOW'ı sınırlar. Bu durum;

$$Tu = \beta \cdot N \cdot T_0 \cdot \sigma^{0.7} \quad h < 11000\text{m (troposferde)} \quad (2.2)$$

formülü ile açıklanır.

Burada T_u , Tepkili motorlarda faydalı çekme kuvvetini (kgm/sn^2);

β , Gaz kolu parametresini (motor rejimi);

N , Motor sayısını;

T_o , Motorun deniz seviyesi şartlarındaki çekme kuvvetini (kgm/sn^2);

σ , İzafi hava yoğunluğunu (ρ/ρ_o) ifade eder.

Formülden de görüldüğü gibi ρ değerinin azalması ile σ değeri de azalır ve buna bağlı olarak T_u değeri de azalmış olur. [6]

Bu gibi kalkış yapılacak pistin özel şartlarına (pistin kısa olması, pist irtifasının yüksek olması, hava sıcaklığının yüksek olması) bağlı olarak uçak dışındaki nedenlerden dolayı azaltılmak zorunda kalınan kalkış ağırlığına maksimum işletme kalkış ağırlığı (maximum operational take-off weight [MOTW] [W_{MOTW}]) adı verilir. [6]

2.2.3. Maksimum iniş ağırlığı (maximum landing weight [MLW] [W_{ML}])

Uçağın emniyetli bir şekilde iniş hareketini gerçekleştirebileceği maksimum ağırlıktır. İniş takımlarının yerle teması sırasında uçak yapısının ve iniş takımlarının dayanabileceği yük göz önüne alınarak hesaplanır. MTOW'e eşit olabileceği gibi daha küçük bir değerde de olabilir. Uçuş sırasında uçak ağırlığını azaltabilecek en önemli unsur yakıt tüketimidir. Gerekliğinde güvenli bir iniş için bazı uçaklarda yakıt boşaltma sistemi ile fazla yakıt boşaltılabilir. Herhangi bir acil durum nedeniyle bu ağırlığın üzerindeki bir değerle iniş yapıldığında, bu durumun uçak yapısına ve özellikle iniş takımlarına zarar verebileceği göz önüne alınarak, bu durum mutlaka uçuş kayıtlarına geçirilmeli ve gerekli yapısal kontroller teknik ekip tarafından yapılmalıdır. [1,4]

2.2.4. Standart boş ağırlık (standart empty weight [SEW] [W_{SE}])

Uçağın, gövde, motorlar, standart ekipmanlar, kullanılmayan yakıt, tüm çalıştırma sıvı ağırlıkları dahil (tuvalet suları gibi taşınabilir sıvılar hariç) olmak üzere yapısal ağırlığıdır. İsteğe bağlı özel ve ihtiyari ekipmanlar bu ağırlığın dışında kalır. Aynı tip uçakların standart boş ağırlıkları eşittir. [4,5]

2.2.5. Ana boş ağırlık (basic empty weight [BEW] [W_{BE}])

Standart uçak ağırlığına, her türlü isteğe bağlı veya özel cihazların ilave edilmesi ile bulunan ağırlıktır. Hangi cihazların isteğe bağlı hangi cihazların standart veya gerekli olduğu uçak uçuş el kitaplarından kontrol edilebilir. Aynı tip uçakların standart boş ağırlıkları aynı iken, ana boş ağırlıkları farklı olabilir.[4,5]

1 mart 1978 tarihinden önce sertifika almış uçaklarda **lisans boş ağırlığı** (licensed empty weight) terimi ile karşılaşılabılır. Ana boş ağırlıkla yaklaşık aynıdır, yalnız bu ağırlığa motor yağı dahil değildir.[4]

2.2.6. İşletme ağırlığı (operating weight [OW] [W_o])

Belirli bir görev için hazırlanmış olan uçağın ağırlığıdır. Mürettebat, su, yağ, yakıt, buz önleme sıvıları, vs. gibi ağırlıkları da kapsar. Yükleme hesaplamalarının daha hızlı yapılmasını sağlamak için kullanılır. Uçuş menziline göre değişir. [1]

2.2.7. Sıfır yakıt ağırlığı (zero fuel weight [ZFW] [W_{ZF}])

Yakıt ağırlığı hesaba katılmamış işletme ağırlığı olarak tanımlanır. Yüklenmiş fakat yakıt alınmamış uçağın ağırlığını ifade eder. [4,7]

2.2.8. Paralı yük (payload [PL] [W_{PL}])

Ticari sebeple uçakta taşınan tüm yükler paralı yük olarak tanımlanır. Uçuş personeli, yolcular, her türlü kargo ve bagaj ağırlıklarını kapsar. Sıfır yakıt ağırlığından ana boş ağırlığın çıkarılması ile bulunur. [1,4]

2.2.9. Faydalı yük (useful load [UL] [W_{UL}])

Uçağın maksimum kalkış ağırlığı ile ana boş ağırlığı arasındaki farktır. Paralı yük, kullanılabilir yakıt, tüm çalıştırma sıvıları bu ağırlığa dahildir. [3,4,5]

Faydalı yükte, yük dağılımı amaca göre değişebilir. Örneğin; MTOW'i geçmemek şartı ile kısa menzilli uçuşlarda az yakıt, azami kargo veya yolcu, uzun menzilli uçuşlarda tam yakıt, daha az kargo veya yolcu alınabilir. [1,6]

Faydalı yük uçağın yapısal dayanıklılığı ve dengesi ile sınırlıdır. Uçak içindeki yük dağılımı uygun şekilde yapılmalıdır. Uçağın burun kısmına veya kuyruk kısmına fazla yük yüklenmesi, uçuş karakteristiklerinin değişmesine neden olur. [1]

2.2.10. Kullanılabilir yakıt (usable fuel [UF] [W_{UF}])

Uçuş sırasında uçak depolarındaki kullanılacak yakıtı ifade eder. Depolarda bulunan fakat uçuş sırasında motorların emniyetli bir şekilde çalışması için kullanılamayan artık yakıt bu ağırlığa dahil değildir. [1,4,5]

2.2.11. Kullanılmayan yakıt (unusable fuel [UNF] [W_{UNF}])

Uçuş sırasında güvenli bir şekilde kullanılmayan yakıt miktarıdır. Yakıt depolarında ve yakıt hatlarında bulunan ancak uçak motorlarının güvenli bir şekilde çalışmasına yetmeyen yakıt miktarıdır. [1,4]

2.2.12. Minimum Yakıt

Uçağın ana boş ağırlık merkezi yerini bulduktan sonra yükleme ile yeni ağırlık merkezi yerinin hesaplanmasında kullanılır ve bu hesaplamalarda uçakta bulunması gereken en az yakıtı ifade eder. Bu, uçağın devamlı maksimum güçte ½ saat uçuşuna yetecek yakıt miktarıdır. Bu yakıt miktarı uçak uçuş el kitaplarından bulunabilir. [3,7]

2.2.13. Ağırlıklar arası ilişkiler

Konunun daha iyi anlaşılması için aşağıda çeşitli ağırlıklar arasındaki ilişkiler verilmiştir.

Standart boş ağırlık (Standart empty weight)

+ İsteğe bağlı cihazlar

= **Ana Boş ağırlık** (Basic Empty Weight)

+ Paralı Yük (Payload)

= **Sıfır Yakıt Ağırlığı** (Zero Fuel Weight)

+ Kullanılabilir Yakıt (Usable Fuel)

= **Rampa Ağırlığı** (Ramp Weight)

- Çalıştırma, taksi, motor testleri sırasında kullanılan yakıt

= **Kalkış Ağırlığı** (Take-off Weight)

- Uçuş sırasında kullanılan yakıt

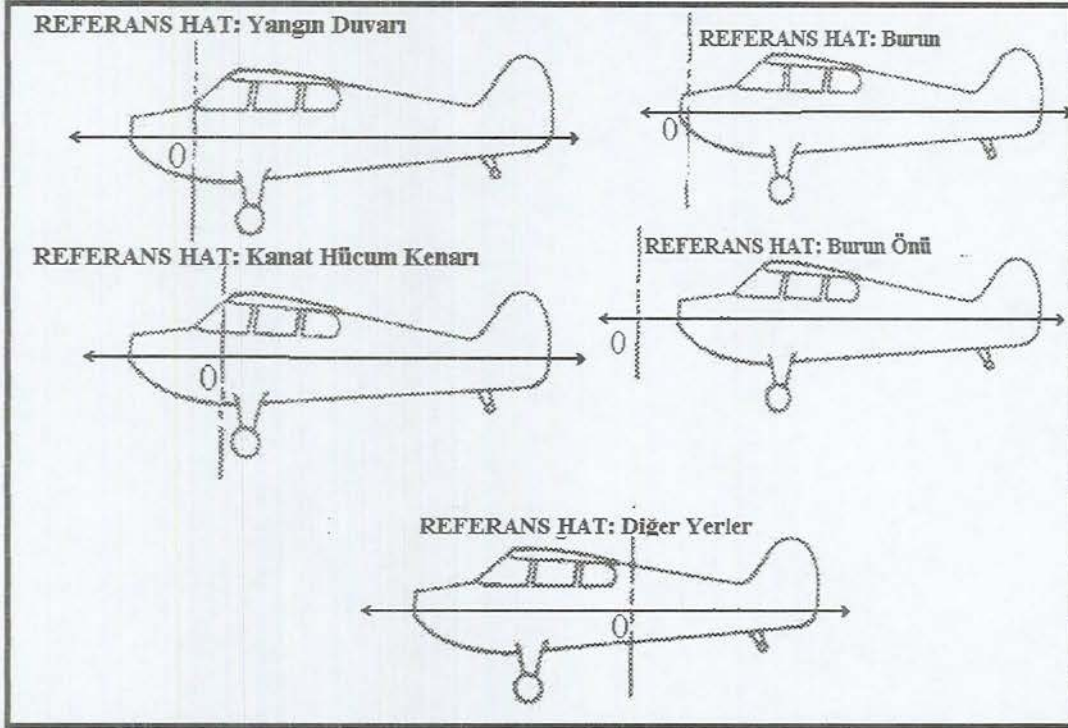
= **İniş Ağırlığı** (Landing Weight)

2.3. Uçaklarda Ağırlık Merkezinin Bulunmasında Kullanılan Tanımlar

2.3.1. Referans hat (Datum)

Uçağın ağırlığını ve ağırlık merkezi yerini bulmak için, uçak üzerinde yapılan ölçümlerde uzunlamasına eksendeki değerleri hesaplamak için referans olarak alınan dikey düzlemdeki hayali hattır. Uçak üretici firmasının teçhizat listesinde bulunan koltuk, özel cihaz gibi elemanların uçak üzerindeki yerlerinin belirlenmesinde referans hat'tan olan uzaklıkları kullanılır. Uçağa yeni bir cihaz takıldığında veya söküldüğünde ağırlık ve denge etkisini bulabilmek için yine bu referans hatta göre mesafesini ve pozisyonunu bilmek gerekir. Referans hattın yeri üretici firmanın belirlemiş olduğu çeşitli yerler olabilir. Başlıca yerler, dikdörtgen kanatlı uçaklarda kanat hücum kenarları, yangın duvarı, uçağın burun kısmı veya burnun daha önü olabilir. Uçağın burnu veya daha önü referans hat olarak alınırsa moment hesaplanırken tüm kol değerlerinin işareti aynı olacağından hesaplama sırasında hata yapma olasılığı azaltılmış olur. Bazı eski uçaklarda referans hat üretici firma tarafından belirlenmemiş olabilir. Bu durumda ölçme ve hesaplamalar için uçak üzerinde yukarıdakilere benzer yerler seçilebilir. Uçağın ağırlık ve denge hesaplamalarında kullanılacak olan üretici firma

tarafından belirlenmiş referans hattın yeri uçak tip sertifikası bilgi kartlarından bulunabilir. [1,3,4,5,7]



Şekil 2.1. Uçak üzerinde üretici firma tarafından belirlenebilecek REFERANS HAT (DATUM) yerleri

2.3.2 Moment kolu uzunluğu

Uçak üzerindeki herhangi bir noktanın referans hatta göre uzunlamasına eksen uzunluğuna denir. Uçağın ağırlık ve denge hesaplamaları sırasında ihtiyaç duyulan bazı özel noktaların kol mesafeleri ölçülerek bulunabileceği gibi üretici firma yayınlarından veya FAA/JAA'in yayınlamış olduğu uçak bilgi kartlarından da bulunabilir. Bundan sonraki bölümlerde “moment kolu uzunluğu” yerine “kol” ifadesi de kullanılmıştır.

2.3.3. Moment (M)

Genelde,

$$\text{Moment} = \text{kuvvet} \times \text{Moment kolu uzunluğu} \quad (2.4)$$

olarak ifade edilir. Burada *kuvvet* birimi kgf, *moment kolu uzunluğu* birimi m, *moment* birimi ise kgfm dir. [1-4]

Moment, ağırlığın kol mesafesi ile çarpımından hesaplanan bir döndürme kuvvetidir. Referans hatta göre mesafe arttıkça moment değeri de artacaktır. Örneğin; 5 kg ağırlığındaki bir cisim referans hatta 1 m mesafede ise,

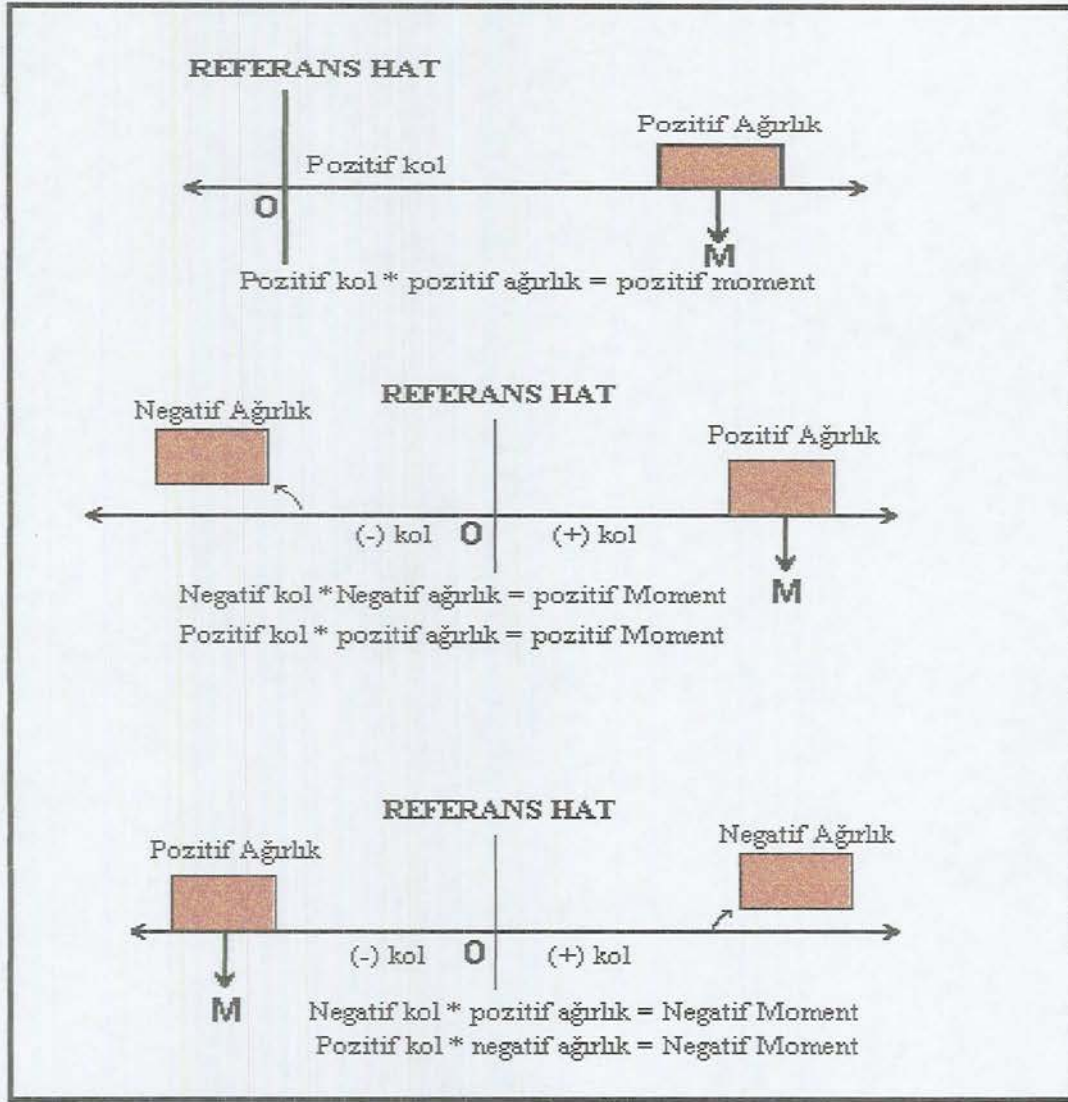
$$\text{Moment} = 5 \times 1 = 5 \text{ kgfm},$$

5 kg ağırlığındaki bir cisim referans hatta 2 m mesafede ise,

$$\text{Moment} = 5 \times 2 = 10 \text{ kgfm. olur.}$$

Moment, kol mesafesinin referans hatta göre pozisyonuna ve ağırlık ilavesi veya azaltılmasına bağlı olarak negatif (-) veya pozitif (+) olabilir. Uçağa herhangi bir ağırlık ilave edildiğinde formül 2.1 de verilen kuvvet değeri pozitif (+), uçaktan herhangi bir cihaz söküldüğünde bu değer negatif (-) kabul edilir. Kol mesafesinin işaretinin belirlenmesinde daha önce de belirtildiği gibi referans hatta göre bulunduğu pozisyon etkili olur. Referans hattı uçağın yangın duvarı olarak kabul edersek, yangın duvarından uçağın burnuna doğru olan moment kolu uzunlukları negatif (-), yangın duvarından uçağın kuyruğuna doğru olan moment kolu uzunlukları pozitif (+) kabul edilir. Moment kolu uzunluğu ve ağırlık pozitif (+) veya her ikisi de negatif (-) ise moment pozitif (+), herhangi biri negatif, diğeri pozitif olduğunda moment negatif (-) olur. (Ağırlığın negatif (-) olması demek uçaktan cihaz sökülmesi anlamına gelir). [1]

Referans hattın uçağın burun kısmında veya daha önde alınması bütün kol mesafelerinin pozitif olması nedeniyle avantajlıdır. Bu durumda yalnızca sökülen cihazlar moment değerini negatif olarak etkiler. Bununla birlikte uçak üzerinde olmayan bir referans hatta göre uçak üzerindeki cihazların gerçek ölçümlerini yapmak biraz daha zor olur. [1]



Şekil 2.2. Ağırlık, Kol ve Moment İlişkileri [1]

2.3.4. Ağırlık merkezi (center of gravity [CG])

Ağırlık merkezi (CG), uçağın uzunlamasına ekseninde bulunan öyle bir noktadır ki uçağı bu noktadan astığımızda buruna veya kuyruğı doğru herhangi bir eğim olmaz. Uçak değişmeyen dengeye sahiptir. [1,2]

Belki küçük uçakları asarak ağırlık merkezi belirlenebilir, ancak bu pratik bir yöntem değildir. Ayrıca büyük uçaklar için bu yöntem imkansızdır. En uygun yol matematiksel hesaplamadır. Ağırlık merkezinin yerini referans hatta göre bulmak için bu hatta göre toplam momenti toplam ağırlığa bölmek gerekir. [1]

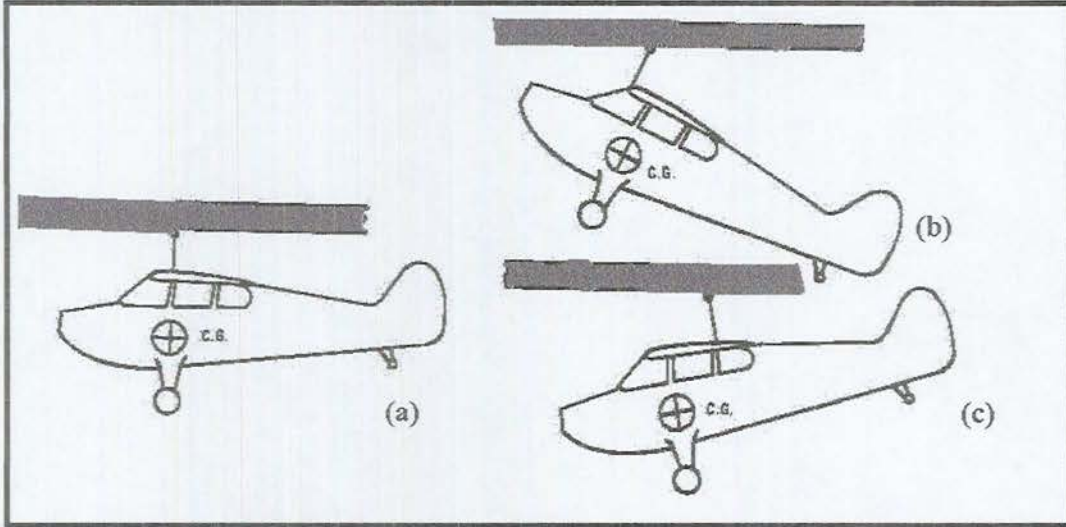
$$CG = \frac{\sum M}{\sum W} = \frac{\sum W_i \cdot d_i}{\sum W_i} \quad (2.5)$$

Burada CG , Uçak ağırlık merkezi yeri ile referans hat arasındaki mesafeyi (m),

ΣM , Toplam momenti (kgfm),

ΣW , Toplam ağırlığı (kgf),

d_i , Moment kolu uzunluğunu (m) ifade eder. [1]



Şekil 2.3. Ağırlık merkezi etkisi. (a) uçak dengede, (b) uçağın kuyruğu burnuna göre ağır. (c) uçağın burnu kuyruğuna göre ağır [1]

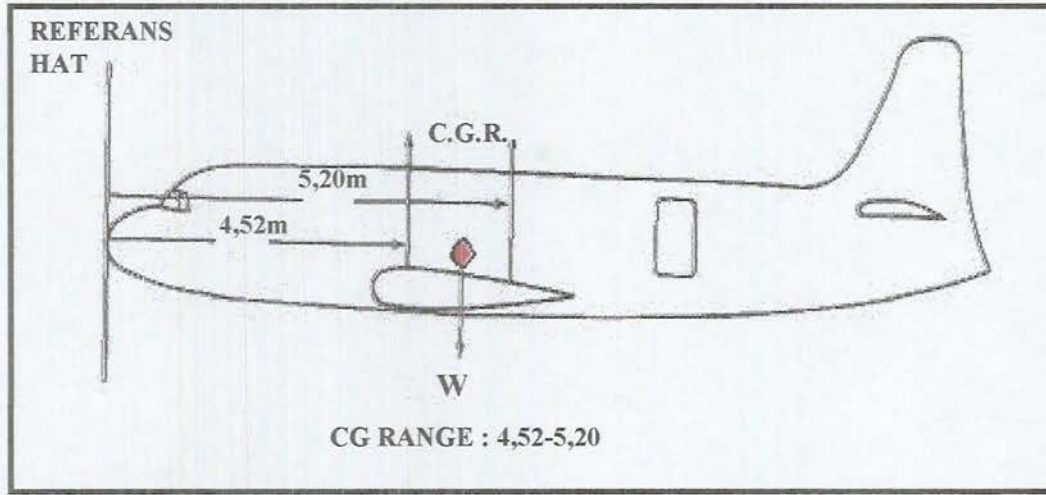
2.3.5. Boş ağırlık merkezi aralığı (empty weight center of gravity range [E.W.C.G.R.])

Küçük uçaklarda yakıt tankları kanat içine yerleştirildiği, koltuklar birbirine çok yakın olduğu ve küçük bagaj kapasiteleri olduğu için, bu uçakların boş ve yüklü haldeki ağırlık merkezi yeri değişimi çok fazla olmaz. Bu durumda uçağın boş haldeki ağırlık merkezi yeri ve sınırları daha büyük önem kazanır. Uçağın ana boş ağırlığındaki ağırlık merkezi yerinin referans hatta göre bulunabileceği sınırlar boş ağırlık merkezi aralığı kavramı ile tanımlanır. Bazı uçaklar için üretici firmalarının belirlemiş olduğu bu değerler uçak tip sertifikası bilgi kartlarında bulunur. [4]

2.3.6. Ağırlık merkezi aralığı (center of gravity range [C.G.R.])

Kolayca görüleceği gibi uçağın boş haldeki ağırlık merkezi ile yüklü haldeki ağırlık merkezinin aynı yerde olması mümkün değildir. Hatta ağırlık merkezinin yeri uçuş sırasında da kullanılan yakıt, gezinen yolcular gibi etkenlerle

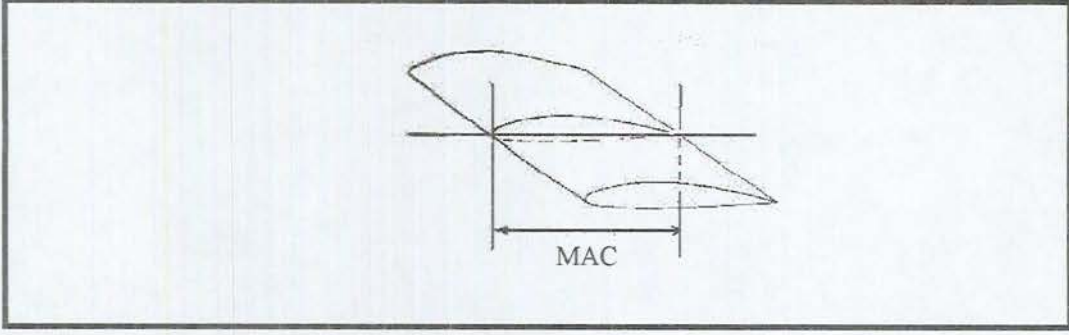
kolayca değişebilir. Güvenli bir uçuş için bu değişimin belli sınırlar içinde kalması gerekir. Bu sınırları belirlemek için ise ağırlık merkezi oranı kavramı kullanılır. Güvenli bir uçuş için, üretici firma tarafından ağırlık merkezinin referans hatta en yakın noktası ve en uzak noktası belirlenir. Böylece güvenli bir uçuş için, uçuş sırasında ağırlık merkezinin bulunması gereken sınırlar belirlenmiş olur. İşletme ağırlık merkezi aralığı için (Operating CG range) yüklü durumdaki uçağın referans hatta en yakın ve en uzak ağırlık merkezi noktaları ve sınırları belirlenir. Bu sınırlara uçuş süresi boyunca tam anlamıyla dikkat edilmeli ve yük dağılımı en uygun şekilde yapılmalıdır. Uçuş başlamadan önce yükleme kartları uçuş personeline verilir. [1,3]



Şekil 2.4. Ağırlık merkezi aralığı (C.G.R.) [1]

2.3.7. Ortalama aerodinamik veter uzunluğu (Mean aerodynamic chord [MAC])

Ağırlık merkezi yerinin tanımlanması için kullanılır. Küçük uçaklarda ağırlık merkezinin yeri, referans hatta olan mesafesi ile "inch veya cm" olarak tanımlanırken büyük uçaklarda genellikle % MAC olarak tanımlanır. Bu değer ortalama aerodinamik veter uzunluğu adını alır. [1,4]



Şekil 2.5. "MAC" un şekil ile ifadesi [1]

Kanat ucuna doğru incelen kanatlarda MAC değeri kök ve kanat ucu profillerinin aerodinamik vektör uzunluklarının ortalaması alınarak bulunur.

$$\bar{C} = MAC = \frac{C_{kök} + C_{uç}}{2} = \frac{S}{2b} \quad (2.6)$$

Burada \bar{C} , Ortalama vektör uzunluğunu (m),

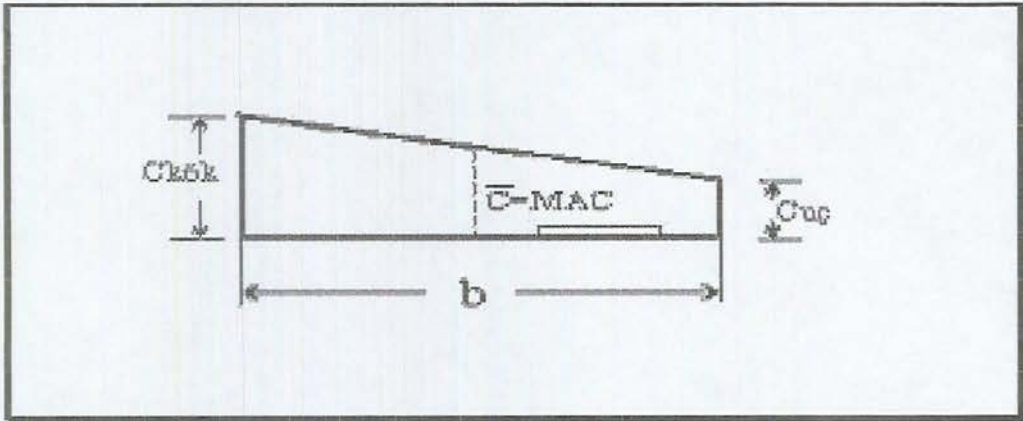
MAC , Ortalama aerodinamik vektör uzunluğunu (m),

$C_{kök}$, Kanat kökü vektör uzunluğunu (m),

$C_{uç}$, Kanat ucu vektör uzunluğunu (m),

S , Kanat alanını (m^2),

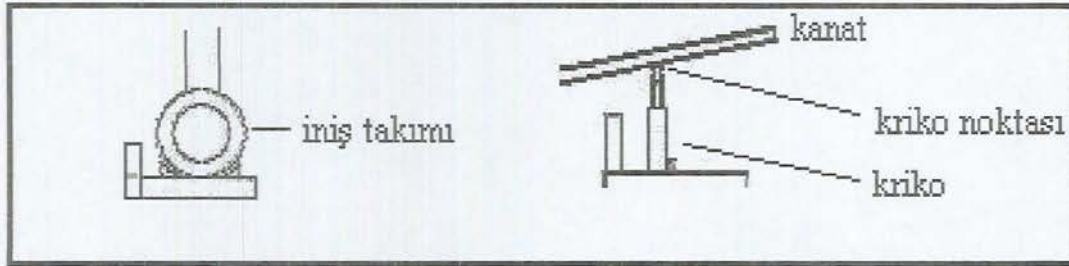
$2b$, Kanat boyunu (m) ifade eder. [1]



Şekil 2.6. "MAC" un hesaplanması [1]

2.3.8. Ağırlık ölçme noktaları

Ağırlık merkezinin yeri hesaplanırken, ağırlık ölçme işleminin uçağın hangi noktalarından yapılacağı önemlidir. Ağırlık ölçme noktaları olarak uçağın iniş takımları veya uçağın kriko ile kaldırma noktaları (kriko noktaları) seçilebilir. Bu noktalar uçak ağırlığını taşıyabilecek şekilde güçlendirilerek dizayn edildikleri için en uygun noktalardır. Hafif uçaklarda genellikle iniş takımları kullanılır. Büyük uçaklarda ise bu zor olduğu için kriko noktaları tercih edilir. [1]



Şekil 2.7.: Ağırlık ölçme noktaları (İniş Takımları veya kriko noktaları) [1]

3. UÇAK İLE İLGİLİ BİLGİLERİN ARAŞTIRILMASI

3.1. Uçaklarda Ağırlık Merkezinin Bulunması Sırasında Uçak ile İlgili Bilgilerin Araştırılması

Bir uçağın ağırlığını ölçmek ve ağırlık merkezini belirlemek için uçak ile ilgili bazı özel bilgilere ihtiyaç vardır. Bu bilgileri uçak üzerinde ölçümler yaparak elde edebileceğimiz gibi çeşitli sivil havacılık otoritelerinin ve üretici firmaların yayınladıkları belgelerden de bulabiliriz. Öncelikle uçaklar sürekli geliştirildiği için her bir uçak için güncel ve geçerli olan bilgileri elde etmek gerekir. Günümüzde Federal Havacılık Dairesi (Federal Aviation administration [FAA]), Birleşik Havacılık Otoritesi (Joint Aviation Authorities [JAA]) ve uçak üreticilerinin yayınladığı bilgiler ağırlık ve denge ile ilgili en önemli kaynaklardır.

[1]

3.2. Uçaklarda Ağırlık Merkezinin Bulunması Sırasında Kullanılan FAA/JAA yayınları

FAA Amerika Birleşik Devletleri'nin ulusal sivil havacılık otoritesidir ve dünyada havacılık konusunda birçok ülke bu kurumun çalışmalarından faydalanmaktadır. JAA ise Avrupa ülkelerinin ortak kuruluşu olup havacılık ile ilgili FAA ile aynı çalışmaları yapar. Uyguladığı kurallar bakımından tüm dünyada kabul gören bu iki kuruluş aynı zamanda bir uçağın havacılık kurallarına uygun olarak üretildiğini denetlemekten ve sertifikalandırmaktan sorumludur. Bir uçak üreticisinin, yeni ürettiği bir uçak için bu kurumlardan sertifika alması uçağın gelecekte iyi bir şekilde pazarlanabilmesi için oldukça önemlidir. Dolayısıyla üretici firma öncelikle uçak tipi için tip sertifikasını alır ve daha sonra üretime başlar. FAA ve JAA sertifika verdiği bir uçak için uçak tip sertifikası "type certificate data sheet" (Şekil. 3.1) adı verilen bir belge yayınlır.

[1]

3.2.1 Uçak Tip Sertifikası Veri Sayfaları (Type Certificate Data Sheets)

Bu belgede uçak yapımı ile ilgili özel bilgiler bulunur. Yani uçak ile ilgili bazı özel bilgiler bu belge ile FAA ve JAA tarafından yayınlanır. Aynı uçağın yeni bir modeli üretilirse bu bilgiler FAA ve JAA tarafından yenilenir. Bu belgenin güncel olanına ulaşarak uçağın ağırlık ve denge hesaplamalarında gerekli olan bilgiler elde edilebilir. Bu belge uçak dosyalarında bulunabileceği gibi günümüzde internet üzerinden FAA yayın sayfasından da (<http://www.faa.gov>) elde edilebilir. [1]

Bu kartlarda ağırlık ve denge ile ilgili olarak aşağıdaki bilgiler bulunmaktadır.

- *Referans hattın (Datum) yeri
- *Maksimum uçak ağırlığı
- *Uçak kategorisine göre ağırlık merkezi aralığı (C.G.R.)
- *Uçak yatay durum ayar bilgileri
- *Maksimum bagaj ağırlığı ve yeri
- *Koltukların yerleşimi
- *Yağ ve yakıt kapasitesi

Yukarıdaki tüm bilgiler bir uçağın ağırlık ve denge hesaplamalarında gereklidir. Hesaplamalar için gerekli olabilecek diğer ek bilgilerde üretici firma tarafından sağlanır. [1]

Örneğimizde (şekil 3.1) SOCATA TB serisinin çeşitli modelleri için aynı bilgi kartının kullanıldığına dikkat çekmek gerekir. Birinci bölümde motor, yakıt ve pervane ile ilgili bilgiler verilmiştir. Bu bilgiler genellikle ağırlık ve denge hesaplamalarında kullanılmaz.

Bilgi kartının ikinci bölümünde ağırlık ve denge hesaplamalarında kullanılacak olan ağırlık merkezi aralığı (CGR), maksimum ağırlık, koltuk sayısı, bagaj, yakıt ve yağ bilgileri bulunur.

DEPARTMENT OF TRANSPORTATION
FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION

A51EU
Revision 12
SOCATA
TB 9
TB 10
TB 20
TB 21
TB 200
July 9, 1999

TYPE CERTIFICATE DATA SHEET A51EU

This data sheet which is part of Type Certificate No. A51EU prescribes conditions and limitations under which the product for which the Type Certificate was issued meets the airworthiness requirements of the Federal Aviation Regulations.

Type Certificate Holder: S O C A T A - Groupe AEROSPATIALE
Boite Postale 930
65009 - TARBES Cedex
France

L. Model TB 20, 4 PCLM (Normal Category), approved January 27, 1984.

Engine: LYCOMING IO-540-C4D5D

Fuel: 100 minimum octane aviation gasoline

Engine Limits: For all operations, 2575 r.p.m. (250 H.P.)

Propeller & Propeller Limits: HARTZELL Constant Speed
HC-C2YK-1BF/F8477-4
Diameter: not over 80 in., not under 78 in.
Pitch setting at 30 in., sta.: Low 15 o
High 31 o
Spinner SOCATA TB 10.58.018.100, TB 10.58.018.104 or TB
10.58.026.001
WOODWARD hydraulic governor:
-E210681 for aircraft from S/N 1 to 730
-M210681 for aircraft from S/N 1 to 878 (except S/N 823 to
849 and 888).
-C210761 or F210 761 for aircraft from S/N 1

Airspeed Limits (I.A.S.) Normal Category.
a) Aircraft up to S/N 587 where modification N o 50 has not
been applied.

Maximum take-off and landing weight: 2943 lbs.
Never exceed 189 knots - 217 m.p.h.
Maximum structural cruising 151 knots - 174 m.p.h.
Maneuvering 127 knots - 146 m.p.h.
Flaps extended 100 knots - 115 m.p.h.
Gear extended 140 knots - 162 m.p.h.
Gear operating 130 knots - 149 m.p.h..

b) Airspeed Limits (I.A.S.) b) Aircraft from S/N 588 up to S/N 878
except S/N 823 to 849 and those where
(continued) modification N o 50 has been applied.
Maximum take-off weight: 3086 lbs;
Maximum landing weight: 2943 lbs.

Şekil 3.1. "Aircraft type certificate data sheet" adı verilen uçak tip sertifikası bilgi kartlarına örnek

<u>Airspeed Limits (I.A.S.)</u> (Continue)	Never exceed Maximum structural cruising Maneuvering Flaps extended Gear extended Gear operating	187 knots - 216 m.p.h. 150 knots - 173 m.p.h. 129 knots - 149 m.p.h. 103 knots - 119 m.p.h. 139 knots - 160 m.p.h. 129 knots - 149 m.p.h.
	c) Aircraft from S/N 879 and S/N 823 to 849. Maximum take-off and landing weight: 3086 lbs Never exceed Maximum structural cruising Maneuvering Flaps extended take-off position Flaps extended landing position Gear extended Gear operating	187 knots - 216 m.p.h. 150 knots - 173 m.p.h. 129 knots - 149 m.p.h. 129 knots - 149 m.p.h. 103 knots - 119 m.p.h. 139 knots - 160 m.p.h. 129 knots - 149 m.p.h.
<u>C.G. Range.</u>	<u>Normal Category.</u> a) Aircraft up to S/N 587 and where modification N o 50 has not been applied. Take-off and landing maximum weight: 2943 lbs (+ 36.9) to (+ 47.4) at 2000 lbs or less (+ 37.9) to (+ 47.4) at 2645 lbs (+ 42.6) to (+ 47.4) at 2943 lbs Straight line between points given. b) Aircraft where modification N o 50 has been applied for S/N 1 to 587. (+ 36.9) to (+ 47.4) at 2000 lbs or less (+ 37.9) to (+ 47.4) at 2645 lbs (+ 42.6) to (+ 47.4) at 2943 lbs (+ 42.6) to (+ 47.4) at 3086 lbs Straight line between points given. c) Aircraft from S/N 588 included (+ 35.9) to (+ 47.4) at 2205 lbs or less (+ 37.4) to (+ 47.4) at 2756 lbs (+ 42.2) to (+ 47.4) at 3086 lbs Straight line between points given.	
<u>Empty Weight C.G. Range.</u>	None.	
<u>Maximum Weight.</u>	<u>Normal Category</u> a) Aircraft where modification N o 50 has not been applied. - Maximum take-off and landing weight: 2943 lbs b) Aircraft from S/N 588 and those where modification N o 50 has been applied, up to S/N 878, except for S/N 823 to 849. - Maximum take-off: 3086 lbs - Maximum landing: 2943 lbs c) Aircraft from S/N 879 and S/N 823 to 849. - Maximum take-off weight: 3086 lbs - Maximum landing weight: 3086 lbs.	
<u>Number of seats</u>	4 (2 at + 45.5, 2 at + 80.1) - See Note 5 for additional rear seat.	
<u>Maximum Baggage.</u>	110 lb at (+ 102) or 143 lb at (+ 102) if modification No. 40 is applied.	
<u>Fuel Capacity.</u>	88.8 gal. (two 44.4 gal. at + 42.7; 86.2 gal. usable) See Note 1 for weight and unusable fuel	
<u>Oil Capacity.</u>	13.3 qt at (-23.6) (3.9 qt unusable) See Note 1 for weight	

Şekil 3.1. (Devam) "Aircraft type certificate data sheet" adı verilen uçak tip sertifikası bilgi kartlarına örnek [8]

3.2.2 Uçak tanımları kartı (Aircraft specifications sheet)

Bu belge 1963 ten önce tip sertifikası alan uçaklar için yayınlanırdı. Bu belgede uçak tip sertifikası bilgi kartından farklı olarak teçhizat hakkında da bilgi verilmektedir. Bu belge tek kaynaktan bir çok belgeye ulaşılması nedeni ile bakım personeline büyük kolaylıklar sağlamaktaydı. Bununla birlikte sürekli güncel tutulması zor olduğu için değiştirilmiştir. [1]

3.3. Üretici Firmaların Yayınları

Uçak tip sertifikası bilgi kartının yayınlanmasından itibaren üretici firmalar ağırlık ve denge ile ilgili ilave bilgileri sağlamaktan sorumludurlar. [1]

Her uçak için ağırlık ve denge bilgileri ve ekipman listesi gereklidir. Ağırlık ve denge bilgileri uçak yükleme hesaplaması için önemlidir. Teçhizat listesi ise uçağa takılan veya sökülen cihazlardan sonra uçağın ağırlık ve denge hesaplamalarında kullanılır. Orijinal ağırlık ve denge bilgileri ve teçhizat listesi üretim sırasında her uçak için üretici firma tarafından hazırlanır. Gerekli ve ihtiyari teçhizatlar ağırlık ve denge bilgi kartlarına eklenirler. Bu kartlarda uçak üzerine takılan teçhizatın karşısına (X) işareti koyularak belirtilir. Uçak üzerine takılı olmayan ihtiyari teçhizatın karşısına (0) veya () koyularak belirtilir. Yine bu kartlarda da ağırlık ve moment kolu değerleri verilmiştir. Teçhizat listesi tamamlandığında bazı gerekli teçhizatların yerine ihtiyari teçhizatların kullanıldığı görülebilir. Bu durumda uçak özelliklerinde belirtilen net ağırlık değil, gerekli hesaplamalardan sonra bulunan ağırlık değeri kullanılmalıdır. [1]

Günümüzde teçhizat listesi ve yükleme bilgileri uçuş el kitaplarına (Flight manual) (Şekil 3.2) girmiştir ve bu kitaplar sürekli yenilenerek güncel tutulmalıdır. Bu teçhizat listesinde uçak üzerinde takılı olan teçhizatlar güncel olarak gösterilmez. Onun yerine hangilerinin takılı olabileceği, hangilerinin sertifika için gerekli olduğu listelenir. Bu listede çeşitli teçhizatlar için kodlar kullanılmıştır. Bunlar sıra numaralarına son ek olarak getirilirler. [1]

R : Sertifika için gerekli olan teçhizatlar.

S : Standart teçhizatlar.

0 : Standart veya gerekli teçhizatların yerine kullanılacak ihtiyari teçhizatlar.

A : Gerekli veya standart teçhizatlara ilave olarak kullanılabilir ihtiyari teçhizatlar. [1,5]

Bakım el kitabı (Maintenance Manual) kriko noktaları ve uçak yatay durum ayarı ile ilgili bilgiler içerir ve ayrıca istasyon yerlerini verir. Bu istasyonlar genellikle büyük uçaklarda teçhizatların yerlerini belirlemeye ve yeni takılacak ihtiyari teçhizatların moment kolu uzunluğunu hesaplamaya yardımcı olurlar. [1]

SECTION 6 WEIGHT AND BALANCE			SOCATA MODEL TB 20		
S/ F/ A/ O	ITEM OPT10	REQUIRED (R) OR STANDARD (S) OR OPTIONAL (A or O) EQUIPMENT	*	WEIGH T per unit lb (kg)	ARM in. (m)
		24- ELECTRICAL POWER			
A	C87500M	Firewall disconnects		1.367	0.00
		24-30 - DC generation			
R		Alternator 70A ALU 8421 PRESTOLITE/ELECTROSYSTEMS or LW14324LYCOMING (when air conditioning system installed, refer to ATA21)		12.985	-37.80
R		Battery G242-10AH GILL		26.962	93.70
R		Battery relay 70 117 221 .5 ESSEX		0.772	87.40
R		Voltage regulator TB20 61215 P/N BOO 368.5 LAMAR		0.375	3.94
R		Pedestal electrical equipment TB20 61216		0.728	29.53
A	C839 OOM	Converter 28 V - 1 4 V LT- 71 A KGS		1.653	39.37
June 30, 1988 Revision 2					6.13

Şekil 3.2. Socata TB20 uçuş el kitabından alınmış teçhizat listesi [5]

SECTION 6 WEIGHT AND BALANCE			SOCATA MODEL TB 20		
S/ R/A/ O	ITEM OPT10	REQUIRED (R) OR STANDARD (S) OR OPTIONAL (A or O) EQUIPMENT	*	WEIGHT per unit lb (kg)	ARM in. (m)
		25-14 - Central pedestal			
S		Lighter R.V.I : - Plug 5000 361 037 R.V.I - Fixed part 5000 361 635 R.V.I -Light 5000 462 170 R.V.I		0.154	37.80
S		Front ash-tray		0.882	43.31
S		Rear ash-tray		0.353	65.35
		25-15 - Upper duct			
S		Sun visor PLEXIGLAS		0.683	41.34
		25-60 - Emergency equipment			
A	F902 OOM	Axe		2.535	37.40
A	F903 OOM	Life jackets (Qty 4)		8.818	124.80
A	H881 OOM	First aid case		4.409	90.95
		25-61 - Emergency locator transmitter			
A	25-001 A	Emergency locator transmitter ELT 91 SOCATA P/N ELT 91 A 2560 000 000 (TSO)		3.351	103.15
A	J871 OOM	Emergency locator transmitter POINTER		2.756	103.54

June 30, 1988
Revision 2

6.14

Şekil 3.2. (Devam) Socata TB20 uçuş el kitabından alınmış teçhizat listesi [5]

SECTION 6 WEIGHT AND BALANCE		SOCATA MODEL TB 20		
		25- EQUIPMENT AND FURNISHINGS		
		25-10 - Cockpit		
O	25-003A	Leather seats assembly with head-rests : - Front seats (Qty 2) PMV - Rear seat PMV	55.115 19.621	50.20 84.65
		25-11 - Front seats		
R		Front seats with head-rests TB1 0 74203	52.029	50.20
		25-12 - Rear bench		
R		Rear seats with head-rests TB10 74204	18.298	84.62
		25-13 - Safety and harnesses belts		
R		Front seat belt TB1 0 7901 3 P/N 1 0.4022.000.002 ANJOU AERO	2.646	47.24
S		Rear reel safety belt TB10 79000	2.646	106.30
A	064000 M	3rd rear reel safety belt	1.918	106.30
		25-14 - Central pedestal		
S		Lighter R.V.I : -Plug 5000 361 037 R.V.I - Fixed part 5000 361 635 R.V.I -Light 5000 462 170 R.V.I	0.154	37.80
S		Front ash-tray	0.882	43.31
S		Rear ash-tray	0.353	65.35
		25-15- Upper duct		
S		Sun visor PLEXIGLAS	0.683	41.34
June 30, 1988 Revision 2				6.15

Şekil 3.2. (Devam) Socata TB20 uçuş el kitabından alınmış teçhizat listesi [5]

4. UÇAĞIN AĞIRLIK MERKEZİNİN BULUNMASI İÇİN UÇAK AĞIRLIĞININ ÖLÇÜLMESİ



Şekil 4.1 : Ağırlık ölçme işleminde kullanılan cihazlar

Uçak ağırlığının ölçülmesi, ağırlık ve denge hesaplamalarında en önemli adımdır. Çünkü uçaktaki tüm yüklemelerde bu değerler esas alınır. Daha sonra bu değerler üzerinden uçak üzerine ilave edilen veya uçak üzerinden sökülen cihazların uçağın ağırlık ve dengesine etkisi yeniden belirlenir.

4.1. Uçak Ağırlığının Ölçülmesinde Kullanılan Elemanlar

4.1.1. Ağırlık ölçme cihazları

Bütün uçakların ağırlık ölçme işlemleri kapalı bir hangarda, çok düzgün bir zeminde yapılmalıdır. Eğer ölçme işlemi açık alanda yapılırsa kanat üzerine etki eden rüzgar kuvveti, ölçülen değeri etkileyecektir. Bu etki nedeniyle ölçülen değer gerçek uçak ağırlığından daha hafif olabilir. Eğer uçak düz bir zeminde değil ise uçak yatay durum ayarını yapmak oldukça zor olacaktır. Uçak yatay durum ayarı, uçak uzunlamasına ekseninin yeryüzü yatay düzlemine paralel olması anlamına gelir. Uçak yatay durum ayarının uygun şekilde yapılmaması halinde uçak ağırlık merkezi yeri doğru olarak bulunamaz ve hatalı ölçüm yapılır.

Genellikle uçağın gerçek ağırlığını bulmak ve uçak ağırlık merkezi yerini doğru olarak hesaplamak için ağırlık ölçme işlemi en az üç noktadan yapılır. Bazı büyük uçakların ağırlık ölçme işleminde cihaz başına düşen ağırlığı azaltmak ve uçağı daha dengeli bir şekilde krikolar ile kaldırmak için ağırlık ölçme işlemi dört noktadan yapılır. Böyle bir durumda iki cihaz uçağın burun kısmına diğer iki cihaz ise ana iniş takımlarına veya ana kriko noktalarına yerleştirilir. Çeşitli ağırlıklardaki uçakların ölçümünde kullanılan çok çeşitli tipte ve büyüklükte ağırlık ölçme cihazları vardır. Ancak genel çalışma prensipleri göz önüne alındığında mekanik ve elektronik olmak üzere iki tip ağırlık ölçme cihazından bahsedilebilir. Kullanılan tüm ağırlık ölçme cihazları çok güvenilir olmalı ve belirli aralıklarla bu cihazlara kontrol ve ayarlama yapılmalıdır. [1]

4.1.1.1. Mekanik tip ağırlık ölçme cihazları

Ağırlık ölçme cihazı seçilirken ve kullanılırken aşağıdaki durumlara dikkat etmek gerekir. Uçağın platform üzerine kolay yerleştirilmesini sağlamak amacı ile mekanik tip ağırlık ölçme cihazlarının profil yükseklikleri düşük olmalıdır. Ağırlık ölçme cihazının yükleme kapasitesi tahmin edilen yükün üzerinde olmalıdır. (Genellikle %150). Bu tavsiyenin amacı uçağın cihaz platformu üzerinde hareketi sırasında ağırlık ölçme cihazının mekanizmasının zarar görmesini önlemektir. [1]



Şekil 4.2. Mekanik tip ağırlık ölçme cihazı [1]

4.1.1.2. Elektronik tip ağırlık ölçme cihazları

Uçakların ağırlık ölçümleri günümüzde daha çok elektronik tip ağırlık ölçme cihazları ile yapılmaktadır. Bu cihazlarda ağırlık ölçme hissedici elemanı olarak yük hücreleri kullanılır. Yük hücreleri üzerine düşen ağırlık miktarına göre bir gerilim değişimi gösterir. Bu gerilim değişimi ağırlık olarak okunur. Yük hücrelerinde genellikle kuvars malzeme kullanılır. Kuvarz malzemenin özelliği, üzerine bir kuvvet uygulandığında, bu kuvvetin büyüklüğüne bağlı olarak elektriksel bir gerilim üretmesidir. Bunun yanında “strain gauge” adı verilen malzemelerde ağırlık ölçüm işleminde hissedici eleman olarak kullanılırlar. Bu malzemelerin dirençleri, boyunun uzaması veya kısalmasına bağlı olarak değişir. Bu özelliklerinden faydalanılarak malzemeler deformasyona uğrayan başka bir dayanıklı malzemenin üzerine, deformasyon yönüne paralel olarak yapıştırılırlar. Böylece ağırlık kuvvetine bağlı olarak “strain gauge” adı verilen malzemenin direnci değişir ve bu direnç değişimi çeşitli elektronik devreler kullanılarak ağırlık bilgisi olarak okunur. Yük hücreleri, kriko ile ölçülecek yük arasına yerleştirilerek kullanılır. [1,10]



(a)



(b)

Şekil 4.3. (a) Elektronik tip ağırlık ölçme cihazı [9], (b) yük hücresinin kriko ile uçak arasına yerleştirilmesi

Yük hücreleri genellikle mil şeklindeki krikolarda kullanılırlar. Daha büyük jet uçaklarının ağırlık ölçümünde rampa şeklinde olanları kullanılır. Ölçme işlemi sırasında uçak tekerlekleri platformun yan bölümlerine gelmemelidir. Bu durum ölçüm sonucunun yanlış okunmasına neden olur.



Şekil 4.4. Rampa tip elektronik ağırlık ölçme cihazı

4.1.2. Krikolar

Krikolar, çeşitli tip uçakların ağırlıklarının ölçülmesinde uçağın yer ile temasını kesmek için ve yatay durum ayarını yapmak için kullanılırlar. Elektronik ağırlık ölçme cihazı kullanılacak ise yük hücresi ağırlık ile kriko arasına yerleştirilerek, uçak kaldırılmalıdır. Uçağın yatay durum ayarı krikolar ile daha kolay yapılabilir. Bir çok üretici firma uçak ağırlıklarının kriko noktalarından ölçülmesini tavsiye etmektedir. Krikolar kullanılacak ise bunların ağırlık taşıma kapasiteleri, ölçülecek ağırlığın %150 si kadar olmalıdır. Ayrıca krikolarda kriko milinin aşağı düşmesini önleyen kriko kilidinin bulunması da emniyet açısından önemlidir. Krikolar kullanılırken üretici firma tavsiyelerine tam anlamıyla uyulmalıdır. [1]

Bu çalışmada uçağın burun bölgesinde bulunan kriko kaldırma noktaları burun kriko noktaları, kanatlarda veya ana gövde üzerinde bulunan kriko kaldırma noktaları da ana kriko noktaları olarak tanımlanmıştır.



Şekil 4.5. Krikonun uçağa yerleştirilmesi

4.1.3. Dara

Ağırlık ölçme prosedürleri uygulanırken kullanılan çeşitli malzemelerin ağırlıkları dara olarak tanımlanır. Bunlar, ağırlık ölçme cihazı üzerine yerleştirilen takozlar ve krikolar olabilir. Uçak ağırlık ölçme cihazının platformu üzerinde iken takozlar kullanılmalıdır. Muhtemel yan yükleme etkisini ortadan kaldırmak için park frenleri ağırlık ölçme işlemi sırasında kullanılmamalıdır. Uçağın ana boş ağırlığı ve buna bağlı ağırlık merkezi hesaplamalarında dara ağırlıkları, ölçülen değerden çıkarılmalıdır. [1]

4.1.4. İlave ağırlık ölçme gereçleri

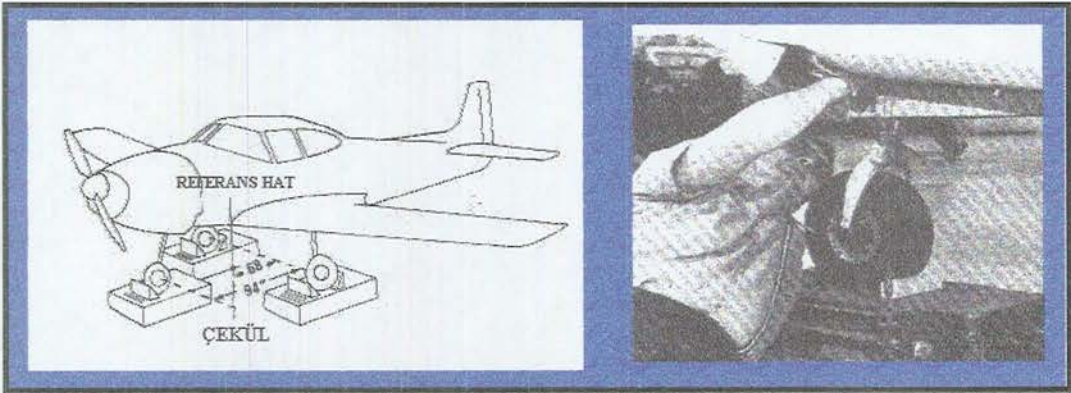
Uçak ağırlığını ölçmek için gerekli olan diğer gereçler; su terazisi veya elektronik açı ölçme cihazı, çekül, şeritmetre ve tebeşirdir.

Su terazisi uçağın yatay durum ayarı için kullanılır. Ayrıca elektronik açı ölçme cihazları ile de uçak yatay durum ayarı yapılabilir. Çok hafif uçaklarda ağırlık ölçümü için yalnızca boyuna ekseninde yatay durum ayarı yapmak yeterlidir. Ancak mümkünse enine ekseninde de yatay durum ayarı önerilir. Eğer çok hafif uçaklarda enine ekseninde yatay durum ayarı yapılmazsa, bu ölçümleri çok az etkileyecektir. Bununla birlikte uzunlamasına eksenindeki yatay durum ayarı çok önemlidir ve ölçümü çok daha fazla etkiler. [1]



Şekil 4.6. Uçağın uzunlamasına ekseninde yatay durum ayarı.

Çekül uçak yatay durum ayarı için kullanılabilir. Çekül, uçak tabanına üretici firmanın belirlemiş olduğu noktalardan sarkıtılarak uçak yatay durum ayarı yapılır. Ayrıca çekül uçağın referans noktasından sarkıtılarak referans hat'ta göre ağırlık noktalarının, gerçek mesafelerinin ölçümünde kullanılır. [1]



Şekil 4.7. Uçaklarda çekül kullanımı [1]

4.2. Ağırlık Ölçümü İçin Uçağın Hazırlanması

Uçak yüzeyi ağırlık ölçümü yapılmadan önce iyice temizlenmelidir. Büyük bir alana dağılmış ufak kirler uçağın ağırlığını önemli ölçüde etkiler. Bu temizleme işlemi yalnızca uçak yüzeyi ile sınırlı kalmamalı, uçak içi, iniş takımları, tekerlekler, bagaj bölümü de temizlenmelidir. Ölçümü ilgilendirmeyen tüm parçalar uçak üzerinden sökülmelidir. Ulaşılamayan yerlerdeki ufak kirler ve boya artıkları ihmal edilebilir. [1,4]



Şekil 4.8. Uçak depolarından yakıtın boşaltılması

Yakıt, uçak ağırlığı ölçülmeden önce uçak tanklarından boşaltılmalıdır. Kalan yakıt boş ağırlığın içinde kabul edilir. Genellikle küçük uçaklarda yakıt, sistemin yakıt boşaltma civataları sökülerek yapılır. [1,4]

Kullanılmayan ve boşaltılmayan yakıtın boş ağırlığın içinde kabul edilip, ne kadar olduğu uçak tip sertifikası (type certificate data sheet) veya uçak tanımları kartı (Specifications sheet) adı verilen bilgi kartlarından kontrol edilmelidir. [1,4]

Bazı özel hallerde uçaktaki yakıtı boşaltmak mümkün olmayabilir. Bu sebeple tanklar tam doldurulur ve ölçülen uçak ağırlığından yakıt ağırlığı çıkarılır. Bu metot hafif uçaklarda önerilmez. [1]

Motor ve yağ tanklarında bulunan yağ ana boş ağırlığın içinde olduğundan bu yağlar uçağın üretici firmasının önerileri doğrultusunda tam olarak doldurulmalıdır. [4]

Uçağın diğer sistemlerinde bulunan sıvılar normalde tam olmalıdır. Bunlar hidrolik sıvılar ve buz önleme sıvılarıdır. Tuvaletlerde bulunan sıvılar boşaltılmalıdır. Bütün bu işlemler yapılırken üretici firma tavsiyelerine uymak gerekir. [1,4]

Uçuş kontrol yüzeylerinin pozisyonu, flaplar genellikle kapalı pozisyonunda olmalıdır. Kontrol yüzeylerinin pozisyonu uçak ağırlığını etkilemez ancak ağırlık merkezinin belirlenmesinde etkili olur. Bütün kontrol yüzeylerinin pozisyonları ayarlanırken, üretici firma tavsiyelerine uymak gerekir. [1,4]

4.3. Ağırlık Ölçümü İçin Uçak Pozisyonunun Ayarlanması

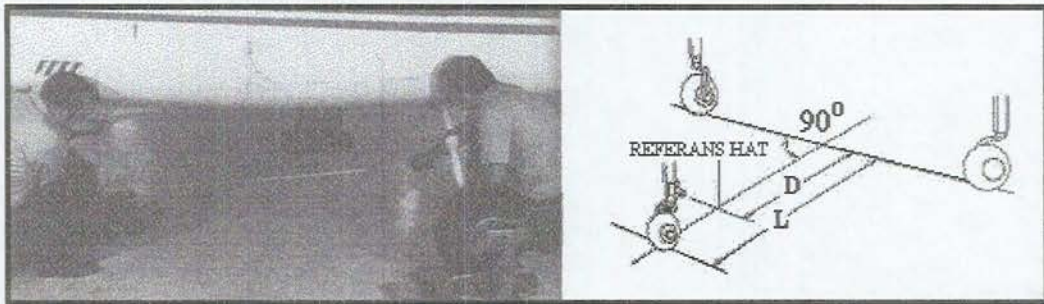
Elektronik ağırlık ölçme sistemi kullanılıyorsa yük hücreleri kriko noktalarına yerleştirildiği için uçak pozisyonunun ayarlanmasında herhangi bir sorun çıkmaz. Bununla birlikte hafif ve orta ağırlıktaki uçaklarda genellikle mekanik ağırlık ölçme sistemleri kullanılır ve rampalarla uçağın uzunlamasına ekseninde yatay durum ayarı yapılır. Eğer bu metot kullanılıyorsa ağırlık ölçümü sırasında uçağın uzunlamasına ekseninde yatay durum ayarı biraz zor olur ancak bu ayarın yapılması çok önemlidir. Park frenleri kesinlikle kullanılmamalıdır. Çünkü ağırlık ölçme cihazı üzerinde oluşan yükler ölçülen değerini doğruluğunu etkileyebilir. Kuyruktan tekerli bir uçak için ağırlık ölçme işlemi yapılacaksa, uçak yatay durum ayarı yapılırken kuyruğun fazla yükselmesi nedeniyle uçağın burun üstüne düşme tehlikesi ortaya çıkabilir. Bu durumun ortaya çıkmasını engellemek için kuyruk, tutma yerinden uygun uzunlukta bir ip bağlanarak uçak emniyete alınır. Kuyruk altında uygun bir platform oluşturularak veya ağırlık ölçme cihazı platform şeklinde bir krikonun üzerine yerleştirilerek ölçme işleminin yapılması tavsiye edilir. Bazı hallerde kuyrukta kriko kullanılarak yatay durum ayarı yapılması gerekebilir. Bu durumda ağırlık ölçme cihazı krikonun altına yerleştirilmelidir. Uçak yatay durum ayar bilgileri uçak tip sertifikası (type certificate data sheet) veya üretici firma el kitaplarından alınabilir. Ayar yerleri uçaktan uçağa farklılık gösterir. Eğer ağırlık ölçme işlemi kriko noktalarından

yapılacaksa uzunlamasına ekseninde yatay durum ayarı kriko boylarını uzatıp, kısaltarak kolaylıkla yapılabilir. [1,4]

Uçak tekerleklerinin altına yerleştirilen ağırlık ölçme cihazları kullanılarak ağırlık ölçülecek ise uzunlamasına eksenindeki yatay durum ayarı burun tekerleğinin altına yerleştirilen destekler ile yapılır. Kuyruktan tekerlekli uçaklarda eğer hareketli cihazlar kullanılmıyorsa seviye ayarı oldukça zor olacaktır. Dara ağırlıkları ölçüm içindedir ve okunan değerden çıkarılmalıdır. Dara ağırlıklarının ölçümleri, doğruluk oranının yüksek olması için hassas tartı cihazları ile yapılmalıdır. [1]

4.4. Uçağın Ağırlık Merkezinin Bulunmasında Gerekli Olan Ölçümler

Bir çok uçak üzerinde gerçek ölçümler; referans hattın belirlenmesi ve referans hatta göre ağırlık ölçme noktalarından yapılan ölçümlerdir. Daha önceki bölümlerde açıkladığımız ilgili dokümanlardan kriko noktalarının yeri ve referans hatta göre moment kolu uzunluğu bulunabilir. Ancak bu bilgilerin bulunamadığı durumlarda veya uçak tekerleklerinden yapılacak olan ağırlık ölçme işleminde, ağırlık ölçme noktalarının moment kolu uzunluklarını belirlemek için, ölçmek gerekir. Bu ölçme işlemi yapılırken daha hassas değerler elde etmek için ağırlık ölçme noktalarının ve referans hattın bir çekül yardımı ile yerdeki izdüşüm noktaları işaretlenir. Daha sonra bu noktalar arasında gerekli olan çizimler (şekil 4.9) bir tebeşir yardımı ile yapılır ve moment kolu uzunlukları bir şerit metre ile ölçülerek bulunur. Bu ölçümler için uçak kullanma veya bakım el kitaplarında bulunan tavsiyelere uymak gerekir. [1]

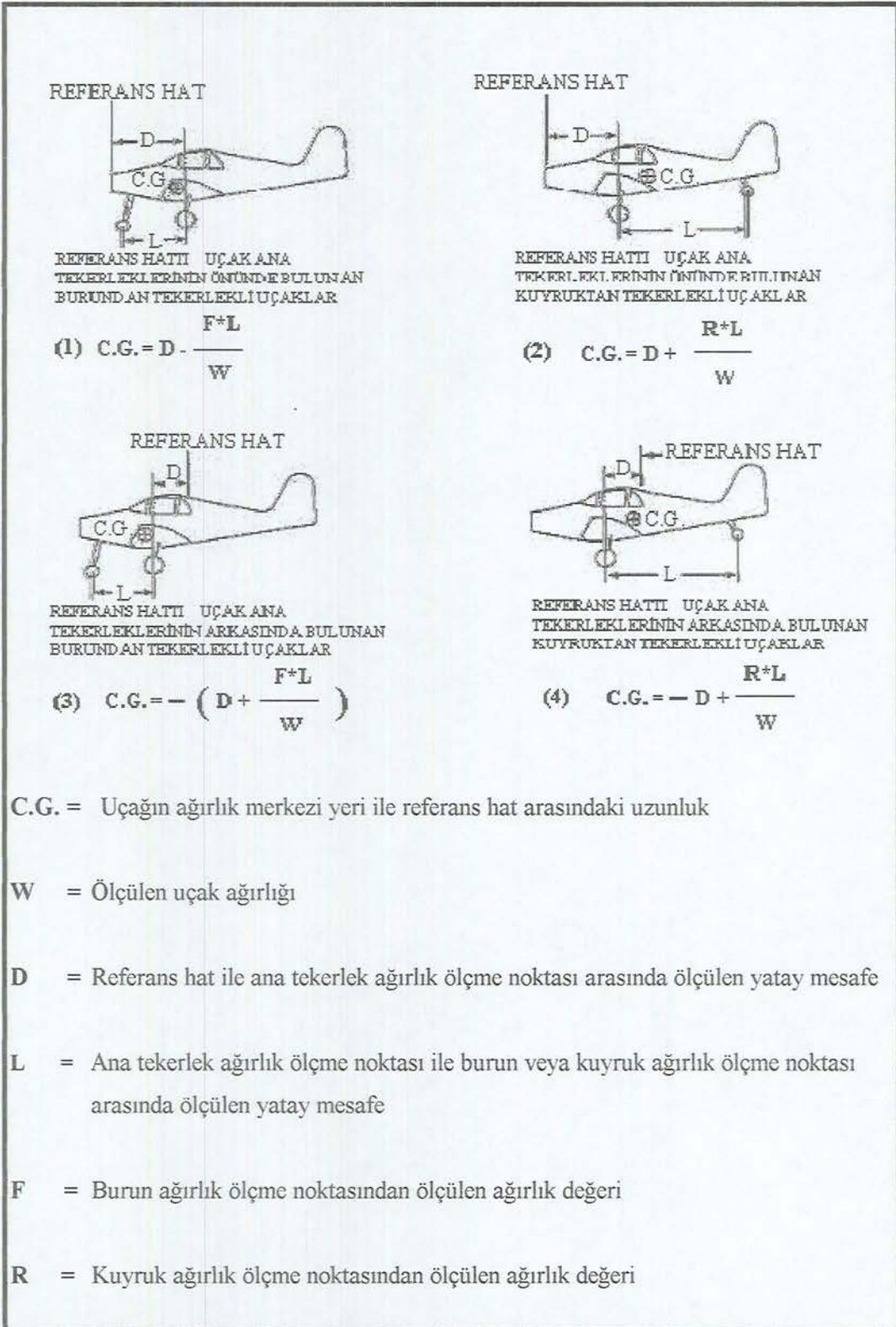


Şekil 4.9. Ağırlık ölçme noktaları moment kolu uzunluklarının ölçülerek bulunması [1]

4.5. Uçağın Ağırlık Merkezi Yerinin Hesaplanması

Ağırlık ve denge hesaplamalarından sonra uçak üzerinde yapılan bütün değişiklikler kayıt defterlerine işlenmelidir. Birçok üretici ürettikleri malzemenin ağırlık bilgilerini malzeme kartında verirler ve buradan alınan bilgiler kayıt defterlerini tutmakta kolaylık sağlar. Bu kayıtların daha doğru tutulmasını sağlamak için ağırlık ölçme noktalarının ve mesafe bilgilerinin krokisini şekil 4.9 da görüldüğü gibi çıkarmak faydalı olur. [1]

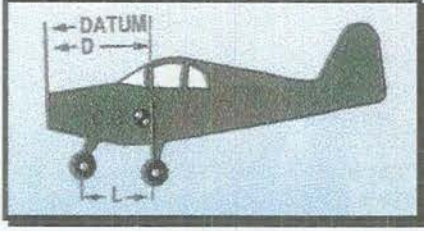
Ağırlık merkezi yeri formül 2.5 kullanılarak hesaplanır. Bu hesaplamayı yapmak için uçak üzerinde bölüm2.3.1’de açıklanan referans hat yeri belirlenir. Bu referans hatta göre ağırlık ölçme noktalarının moment kolu uzunlukları bölüm4.4’de açıklandığı şekilde ölçülerek bulunur. Bu hesaplamada seçilen referans hattan uçak burnuna doğru olan moment kolu uzunlukları negatif, uçak kuyruğuna doğru olan moment kolu uzunlukları pozitif olarak alınır ve formül 2.5’te ölçülen değerler yerine koyularak uçağın ana boş ağırlığındaki ağırlık merkezi yeri hesaplanır. Ancak servise verilmiş uçakların ağırlığının ve ağırlık merkezi yerinin belirlenmesi sırasında bu işlemi yapan personele yardımcı olmak ve hata yapma olasılığını azaltmak için yaygın olarak kullanılan formül “FAA Advisory Circular 43.13.1A”da (şekil 4.10) çeşitli uçak konfigürasyonları için ayrı ayrı verilmiştir. Bu sistemde dört formül oluşturulmuştur. Kullanıcı, referans hat ve uçağın ağırlık ölçme noktalarına göre kendine uygun olan formülü seçer. Böylece hesaplamalar sırasında yapılabilecek işaret hataları ortadan kaldırılmış olur. [1]



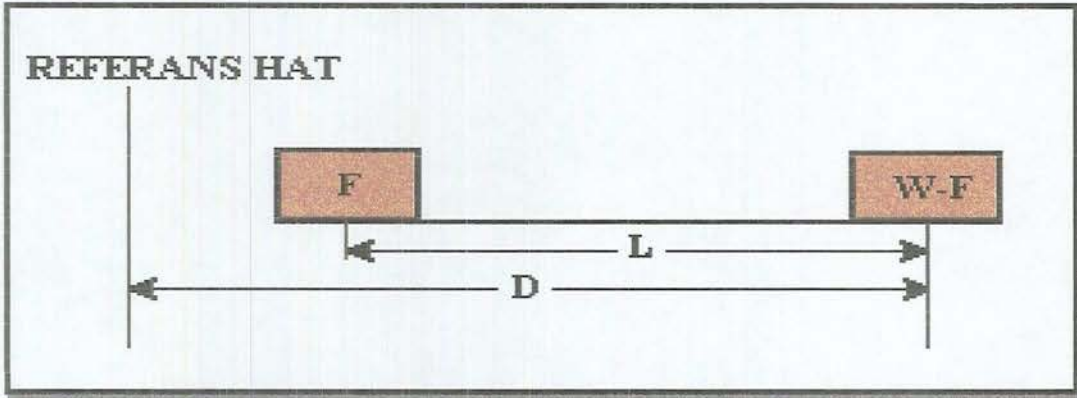
Şekil 4.10. “FAA Advisory Circular 43.13.1A”da verilen ağırlık merkezi hesaplama formülleri [1,2,4,7]

Yukarıda bulunan formüllerin hepsi daha önce verilmiş olan temel moment hesaplamaları ile kolaylıkla çıkarılabilir.

4.5.1. 1. formülün çıkarılması



Şekil 4.11. Referans hattı uçak ana tekerleklerinin önünde bulunan burundan tekerlekli uçaklarda ağırlık ölçme noktaları ve moment kolu uzunluklarının gösterimi [9]



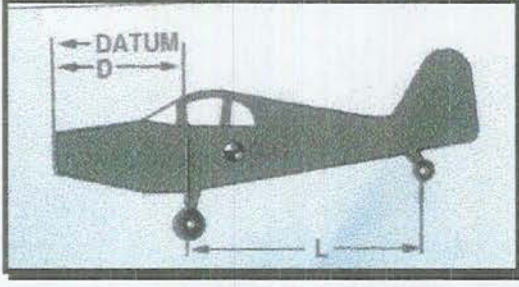
Şekil 4.12. 1. Formülün şekil ile ifadesi

$$C.G. = \frac{F \times (D - L) + (W - F) \times D}{W} = \frac{F \times D - F \times L + W \times D - F \times D}{W}$$

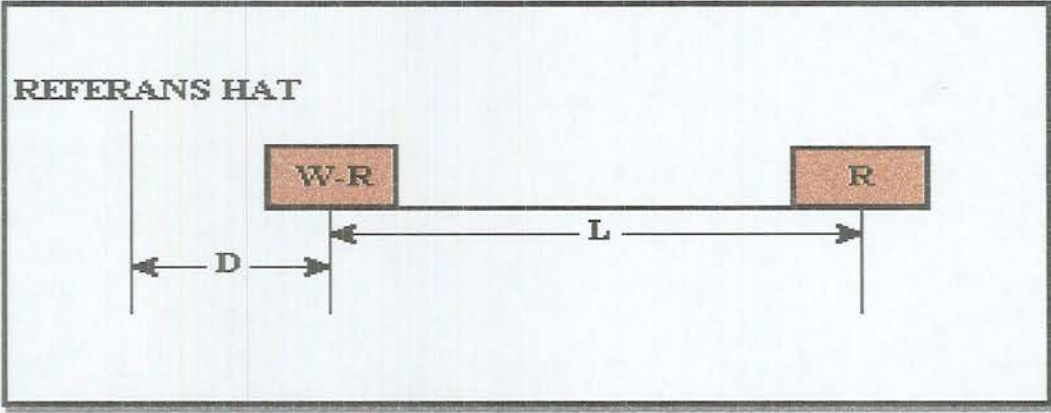
$$C.G. = \frac{-F \times L + W \times D}{W} = \frac{-F \times L}{W} + \frac{W \times D}{W}$$

$$C.G. = D - \frac{F \times L}{W} \quad (4-1)$$

4.5.2. 2. formülün çıkarılması



Şekil 4.13. Referans hattı uçak ana tekerleklerinin önünde bulunan kuyruktan tekerlekli uçaklarda ağırlık ölçme noktaları ve moment kolu uzunluklarının gösterimi [9]



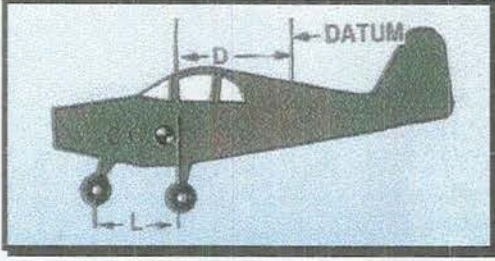
Şekil 4.14. 2. Formülün şekil ile ifadesi

$$C.G. = \frac{R \times (D + L) + (W - R) \times D}{W} = \frac{R \times D + R \times L + W \times D - R \times D}{W}$$

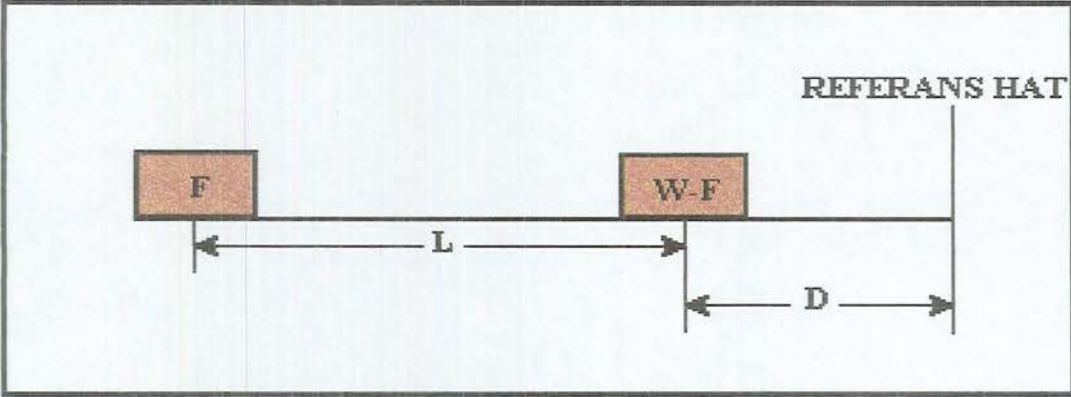
$$C.G. = \frac{R \times L + W \times D}{W} = \frac{R \times L}{W} + \frac{W \times D}{W}$$

$$C.G. = D + \frac{R \times L}{W} \quad (4-2)$$

4.5.3. 3. formülün çıkarılması



Şekil 4.15. Referans hattı uçak ana tekerleklerinin arkasında bulunan burundan tekerlekli uçaklarda ağırlık ölçme noktaları ve moment kolu uzunluklarının gösterimi [9]



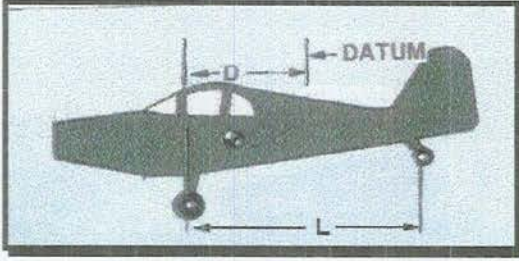
Şekil 4.16. 3. Formülün şekil ile ifadesi

$$C.G. = \frac{F \times (-L - D) + (W - F) \times (-D)}{W} = \frac{-F \times L - F \times D - W \times D + F \times D}{W}$$

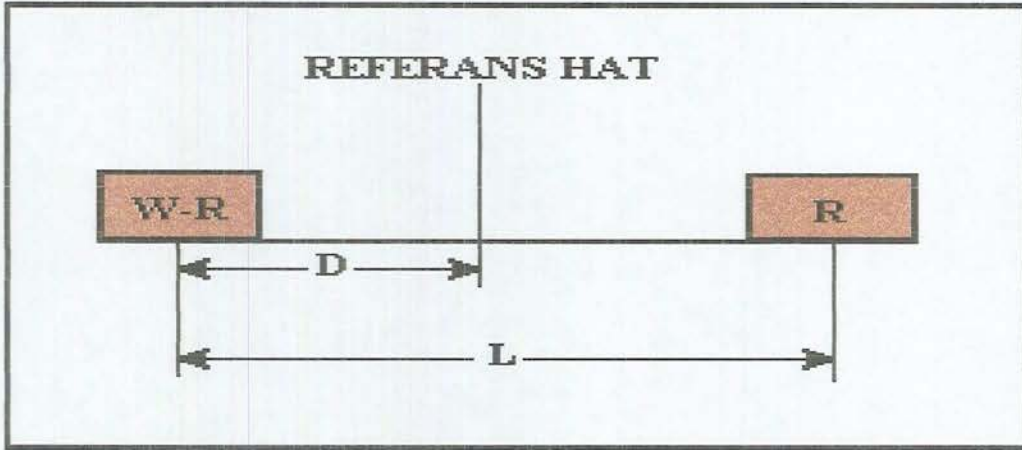
$$C.G. = \frac{-F \times L - W \times D}{W} = \frac{-F \times L}{W} + \frac{-W \times D}{W}$$

$$C.G. = -D - \frac{F \times L}{W} = - \left(D + \frac{F \times L}{W} \right) \quad (4-3)$$

4.5.4. 4. formülün çıkarılması



Şekil 4.17. Referans hattı uçak ana tekerleklerinin arkasında bulunan kuyruktan tekerlekli uçaklarda ağırlık ölçme noktaları ve moment kolu uzunluklarının gösterimi [9]



Şekil 4.18. 4. Formülün şekil ile ifadesi

$$C.G. = \frac{(W - R) \times (-D) + R \times (L - D)}{W} = \frac{-W \times D + R \times D + R \times L - R \times D}{W}$$

$$C.G. = \frac{-W \times D + R \times L}{W} = \frac{-W \times D}{W} + \frac{R \times L}{W}$$

$$C.G. = -D + \frac{R \times L}{W} \quad (4-4)$$

4.6. Uçak Ağırlık ve Denge Hesaplamalarında Kullanılan Standart Değerler

Uçak ağırlık ve denge hesaplamalarında uçakta kullanılan sıvıların ve yolcuların da hesaplamalara dahil edilmesi gerekebilir. Ancak bütün yolcuların ve mürettebatın ağırlıkları birbirine eşit olmadığı gibi uçakta kullanılan yağ, yakıt, su gibi sıvıların özgül ağırlıkları birbirlerinden farklıdır. Ayrıca bu sıvıların yoğunlukları sıcaklıkla da değişmekte ve dolayısıyla aynı cins sıvılar için aynı hacimde olmalarına rağmen ısıya bağlı olarak farklı ağırlıklar ortaya çıkmaktadır. Bu da ağırlık ve denge hesaplamalarında karışıklığa neden olacağından FAA ve JAA tarafından standart ağırlık değerleri belirlenmiştir. Konumuzla ilgili olarak genel havacılık için standart ağırlık değerleri şöyledir.

Pistonlu motor yakıtı	0,72 kg/lt	
Jet motor yakıtı	0,79 kg/lt	
Motor Yağı	0,89 kg/lt	
Su	0,99 kg/lt	
Personel veya yolcu	77 kg	[1,2,4]

5. AĞIRLIK MERKEZİ YERİNİN UÇAK KARARLILIĞINA ETKİSİ

Hava içinde hareket eden bir uçak dinamik bir sistem oluşturur. Atmosfer içinde uçan bir uçak tamamen serbest bir cisim olup üç boyutlu yörüngesi üzerinde istenildiği şekilde kontrol edilmesi, ancak ona etki eden aerodinamik kuvvetleri ve momentleri, uygun şekilde değiştirerek olur. Ancak bu durumda uçağa etki eden kuvvet ve momentlerin değişimi kararsızlığa neden olmamalıdır. Ağırlık merkezinin yeri de uçak kararlılığı açısından çok önemlidir. Bu bölümde öncelikle denge ve kararlılık ile ilgili temel kavramlar açıklanacak, daha sonrada uçak elemanlarının ve ağırlık merkezi yerinin uzunlamasına statik kararlılığa etkisi incelenecektir. [11]

5.1 Statik Denge ve Kararlılık ile İlgili Temel Kavramlar

Uçak statik denge ve kararlılık özelliklerinin iyi anlaşılması için öncelikle bu konular ile ilgili temel kavramların çok iyi olarak açıklanması gerekir. Atmosfer içinde uçuş yapan bir uçak dinamik bir sistem oluşturur ve bu sistemin dinamik özellikleri incelenirken, ilk önce bu sistem denge halinde bulunmalı ve bundan sonra, bu denge halinin kararlılık özellikleri belirlenmelidir. [11]

5.1.1. Statik Denge

Mekanik kanunlar gereği bir dinamik sistemde, ona tesir eden bütün dış kuvvetlerin vektörel toplamları sıfıra eşit ise ve yine bu kuvvetlerin referans bir nokta etrafında ölçülen toplam momenti sıfır ise bu sistem statik denge halinde olacaktır. [11,12]

Diğer bir ifade ile lineer ve açısal hareket miktarı zamanla değişmeyen bir dinamik sistem statik denge halindedir. Bütün hızların sıfıra eşit olduğu hareketsizlik hali özel bir statik dengeden ibarettir ve çok sık karşılaşılan çeşitli örnekleriyle çok iyi bilinen bir olaydır. [11]

Uçuş halindeki bir uçağın statik denge hali, hiçbir dönel hareket yok iken, doğrusal ve sabit bir hızla öne doğru öteleme hareketini ifade eder. Hava içerisinde hareketi sırasında uçağa etki eden aerodinamik kuvvetler, uçağın hava hızına göre pozisyonu, yani hücum açısı ile bağıntılıdır. Diğer taraftan statik denge için, bileşke aerodinamik kuvvet, motor grubu tarafından uygulanan çekme kuvveti ve yer çekimi etkisi ile oluşan uçak ağırlığını tam olarak karşılamalıdır. Böylece, uçuşta statik denge halinde bulunan bir uçak sadece öne doğru sabit hızlı bir öteleme hareketi yapabilir. Yani uçak yalpa, yunuslama, sapma hareketlerinin hiçbirini yapmaz ve ayrıca hızında da hiçbir değişiklik olmaz.[11,13]

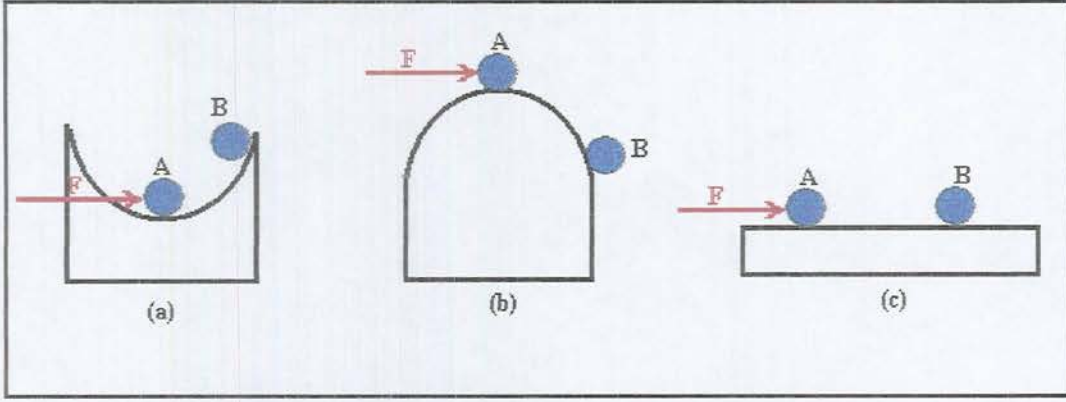
5.1.2. Kararlılık

Bir dinamik sistemin bozulan statik denge halini yeniden elde edebilmesi ile ilgili karakteri kararlılık adı ile tanımlanır. Statik denge halinde bulunan bir dinamik sistem bu halden başlamak sureti ile, sadece sonlu bir sürede tesir eden bir dış bozucu etkiye maruz kalmış olsun; şayet bu sistem, ilk denge haline geri dönmeye eğilimli bir hareket alıyor ve bu denge halinde kalıyor ise, ona kararlı denir. Bir dinamik sistem statik ve dinamik olmak üzere iki türlü kararlılığa sahip olabilir. [11,12]

5.1.3. Statik kararlılık

Statik kararlılık için, bir denge halinden itibaren hafifçe rahatsız edilmesi sonunda sistemi ilk denge haline geri getirmeye eğilimli bir hareket başlatan kuvvetler ve momentler mevcut olmalıdır. [11,13]

Şekil 5.1(a)'da A noktasında denge pozisyonunda olan bir bilye görülmektedir. Bu bilye B noktasına hareket ettirildiğinde, şekilde de görüldüğü gibi A noktasına dönme eğiliminde olacaktır. Bu durum pozitif statik kararlılık olarak tanımlanır. Pozitif statik kararlılık için bilyenin A noktasına tam olarak geri dönmesi şart değildir. Önemli olan A noktasına geri dönme eğiliminde olmasıdır. [13]



Şekil 5.1. (a) Pozitif statik kararlı, (b) negatif statik kararlı, (c) nötr statik kararlı [13]

Bir uçak, statik denge halinde iken, bir dış bozucu etkiye maruz kaldığında tekrar eski denge konumuna geri dönme eğilimi gösteriyorsa pozitif statik kararlı demektir. [13]

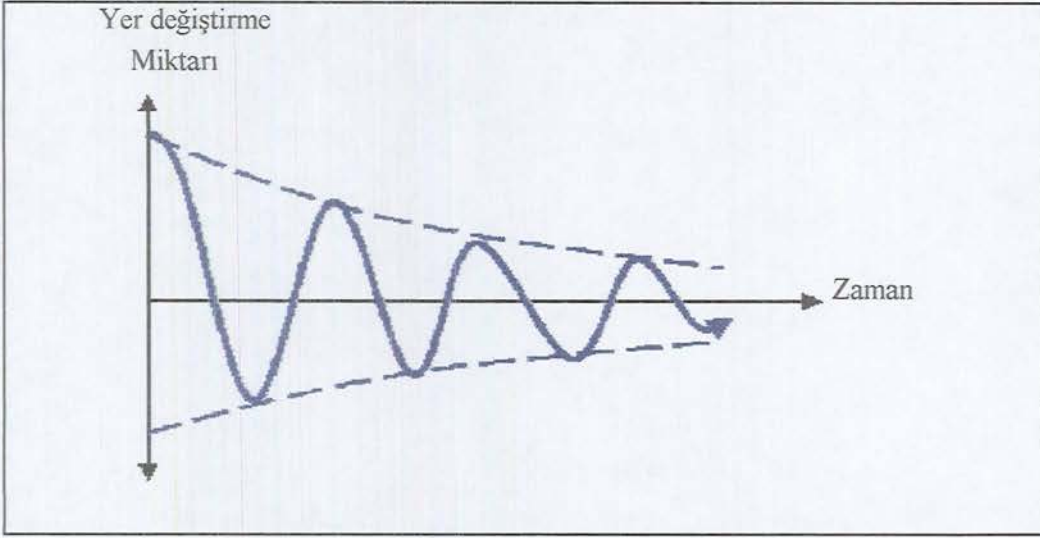
Şekil 5.1(b)'de A noktasında denge pozisyonunda olan bir bilye B noktasına hareket ettirildiğinde, şekilde de görüldüğü gibi A noktasından uzaklaşma eğilimindedir. Bu durum negatif statik kararlılık olarak tanımlanır. Bir uçak, statik denge halinde iken, bir dış bozucu etkiye maruz kaldığında eski denge konumundan giderek uzaklaşma eğilimi gösteriyorsa negatif statik kararlı (kararsız) demektir. [13]

Şekil 5.1(c)'de A noktasında denge pozisyonunda olan bir bilye B noktasına hareket ettirildiğinde, şekilde de görüldüğü gibi A noktasına geri dönme eğiliminde değilse ve aynı zamanda A noktasından uzaklaşma eğiliminde de değilse bu durum nötr statik kararlılık olarak tanımlanır. Bir uçak, statik denge halinde iken, bir dış bozucu etkiye maruz kaldığında eski denge konumuna ne geri dönüyor, ne de bu denge konumundan uzaklaşıyor ise nötr statik kararlı demektir. [13]

5.1.4. Dinamik kararlılık

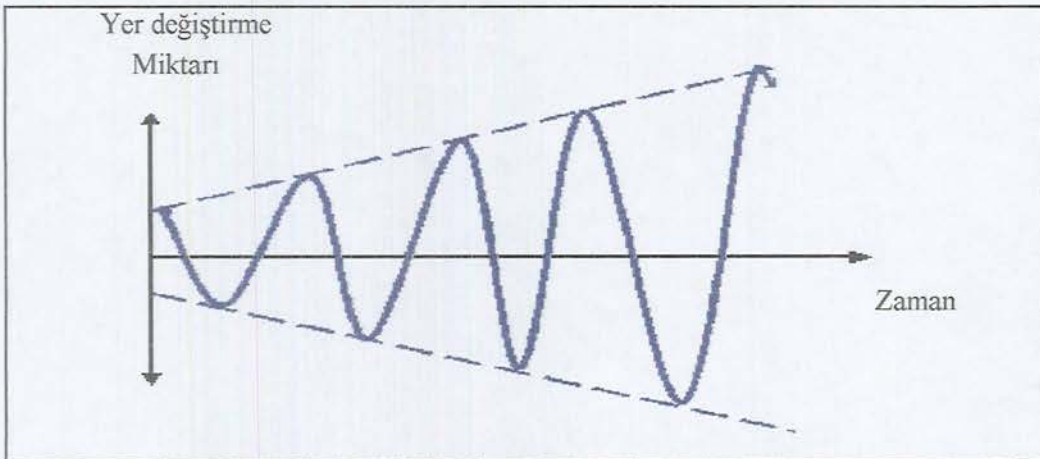
Bir dinamik sistem, bir kez denge haline getirilmiş ve statik kararlılık sağlamış olduktan sonra denge halinden itibaren hafifçe rahatsız edilmesini izleyen hareketinin karakteri belirlenmelidir. Şayet bu hareketin sonunda denge

hali yeniden elde ediliyor ise, sistem dinamik kararlılık özelliğine de sahip olacaktır. [13]



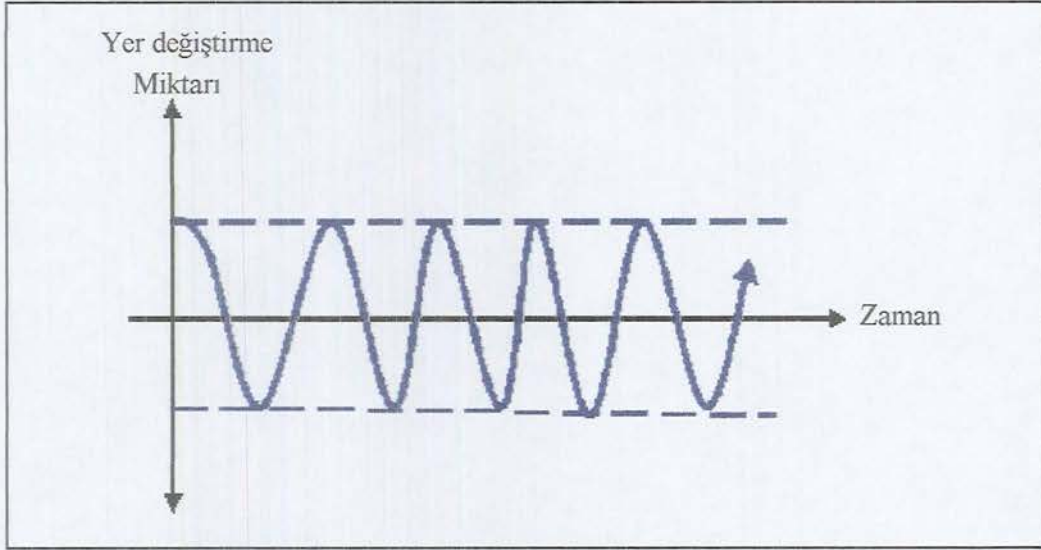
Şekil 5.2. Pozitif statik ve pozitif dinamik kararlılık [13]

Dinamik kararlılıkta uçak hareketinin zamanla değişimi incelenir. Bir dış bozucu etkiye maruz kalarak denge konumu bozulmuş olan bir uçağın maksimum yer değiştirme miktarı zamanla azalıyorsa, bu uçak pozitif dinamik kararlı olarak tanımlanır. Şekil 5.2’de cisim denge konumuna geri dönme eğiliminde olduğu için pozitif statik kararlı, zamanla maksimum yer değiştirme miktarı azaldığı için ise pozitif dinamik kararlı olarak tanımlanır. [13]



Şekil 5.3. Pozitif statik ve negatif dinamik kararlılık [13]

Bir dış bozucu etkiye maruz kalarak denge konumu bozulmuş olan bir uçağın maksimum yer değıştirme miktarı zamanla artıyorsa, bu uçak negatif dinamik kararlı olarak tanımlanır. Şekil 5.3'te cisim denge konumuna geri dönme eğiliminde olduğu için pozitif statik kararlı, zamanla maksimum yer değıştirme miktarı arttığı için ise negatif dinamik kararlı olarak tanımlanır. [13]



Şekil 5.4. Pozitif statik ve nötr dinamik kararlılık [13]

Bir dış bozucu etkiye maruz kalarak denge konumu bozulmuş olan bir uçağın maksimum yer değıştirme miktarı zamanla değışmiyorsa, bu uçak nötr dinamik kararlı olarak tanımlanır. Şekil 5.4'te cisim denge konumuna geri dönme eğiliminde olduğu için pozitif statik kararlı, zamanla maksimum yer değıştirme miktarı sabit kaldığı için ise nötr dinamik kararlı olarak tanımlanır. [13]

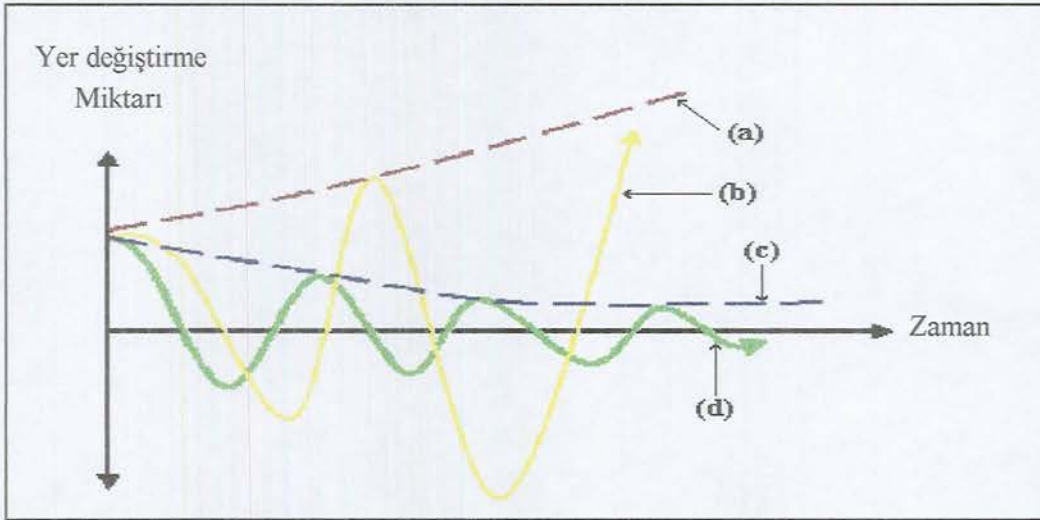
5.1.5. Uçağın davranışı

Bir dinamik sistemin, statik denge halinden başlamak üzere, bir dış bozucu tarafından hafifçe rahatsız edilmesi ile almış olduğu harekete, onun davranışı adı verilir. Dinamik sistemler, bir statik denge halinden itibaren etkileyen bir dış bozucuya karşı davranışlarında, genel olarak, ayrık dört hareket tipine sahip

olabilir. Bu hareket tipleri, sönümlü veya sönümsüz ve salınımlı veya salınımsız olur. Dört esas hareketin tipleri şekil 5.5'te gösterilmiştir. [11]

Hava içinde hareket eden bir uçağa dış bozucu etki, atmosferdeki değişimler yada uçak kumanda yüzeylerinden birinin ani olarak hareket ettirilmesi olabilir. [11]

Uçağın kararlılık şartlarını anlamak amacı ile, onun dinamik karakteristiklerini, statik denge halinden itibaren başlamak üzere, bir dış bozucu tarafından hafifçe rahatsız edilmeye karşı davranışını ve özellikle kumandalara karşı davranışında uçağın almış olduğu geçici hareketin tipini belirlemeye gerek vardır. [11]



Şekil 5.5. Uçağın davranış eğrileri (a) salınımsız-sönümsüz, (b) salınımlı-sönümsüz, (c) salınımsız-sönümlü, (d) salınımlı-sönümlü [11]

5.1.6. Kumanda kabiliyeti

Uçakta kumanda yüzeylerinin iki farklı görevi vardır. Birinci görevi; uçağın hava hızı veya uçuş yörüngesinin eğimi ile ifade edilen statik denge halinin korunmasıdır. Bir kumanda yüzeyinin yeterli olması için, uçağın performansları ile uçuş yapabildiği hız sınırları arasında, her an statik denge temin edilebilmelidir. Bu göreve ilişkin karakteristik kumanda kabiliyetidir. [11]

5.1.7. Manevra kabiliyeti

Uçak kumanda yüzeylerinin ikinci görevi hizmet şartlarına uygun olarak uçağın statik denge halini bozarak manevra yaptırmaktır. Uçağın bir statik denge halinden itibaren devamlı bir manevraya veya devamlı manevradan bir başkasına geçişi sırasındaki hareketlerine ilişkin karakteristiği, manevra kabiliyeti olarak adlandırılır. [11]

5.1.8. Uçağa Bağlı Eksen Takımı

Uçağa etki eden kuvvet ve momentlerin daha iyi tanımlanabilmesi için üç tane referans eksen tanımlanmıştır. Bu üç eksenle birer hayali hat olup uçağın ağırlık merkezinden geçerler. Uçuş halindeki bir uçak, uçuş durumunu değiştirdiğinde bu eksenlerden birinin veya birden fazlasının etrafında hareket eder. Uçak hareket eksenlerinin kesiştiği ağırlık merkezi etrafında statik dengede olup tüm hareketler ağırlık merkezi etrafında meydana gelir. Bu eksenler;

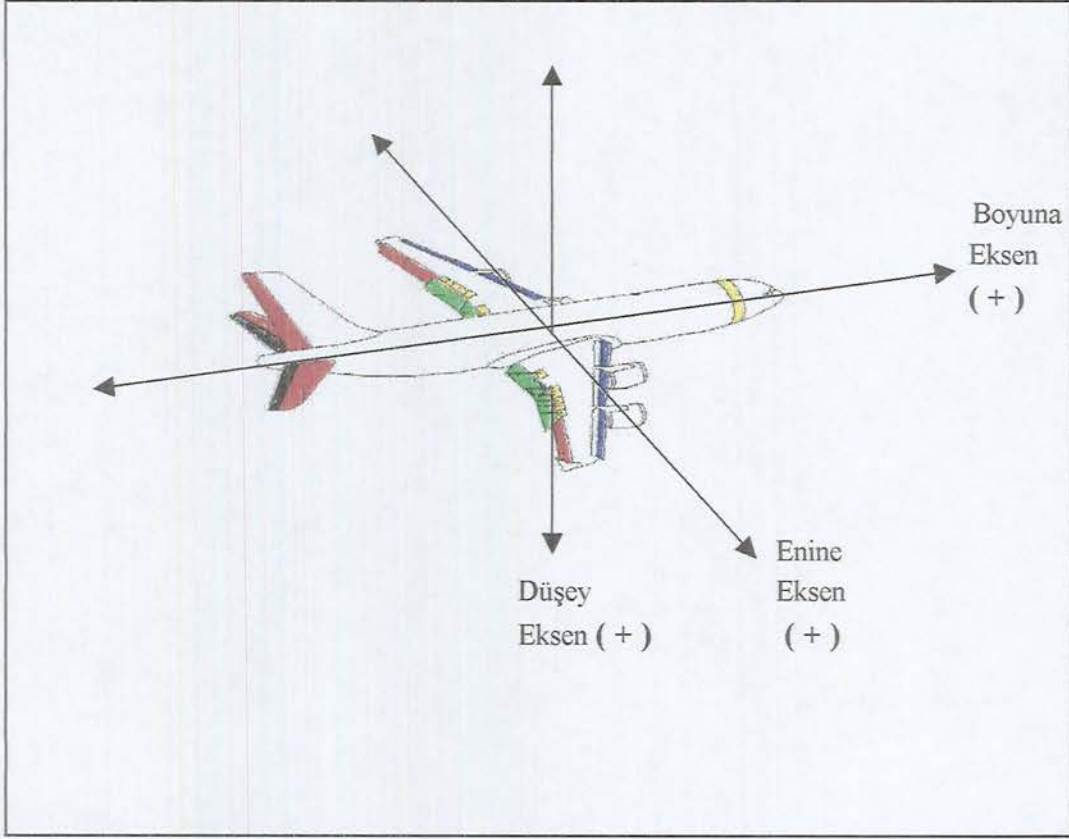
- 1- Uzunlamasına eksen (Boyuna eksen, Longitudinal Axis)
- 2- Enine eksen (Yanlamasına eksen, Lateral Axis)
- 3- Düşey eksen (Normal eksen, Vertical Axis) [14]

Uzunlamasına (boyuna) eksen, bir uçağın ağırlık merkezinden geçen ve kuyruğundan burnuna uzanan eksendir. Uçağın ilerleme yani burun yönü artıdır. Uçağın boyuna ekseni etrafında yaptığı harekete yatış hareketi denir. Uçağın bu eksen etrafındaki hareketleri kanatçıklar, elevon veya spoiler ile kontrol edilir. [14]

Enine (yanlamasına) eksen, uçağın ağırlık merkezinden geçen ve bir kanat ucundan diğer kanat ucuna doğru uzanan eksendir. Sağ taraf pozitifdir. Bir uçağın bu eksen etrafında yaptığı tekrarlı harekete yunuslama denir. Uçağın bu ekseni etrafındaki yunuslama hareketi irtifa dümeni, hareketli yatay stabilize ve elevonlar tarafından kontrol edilir.

Düşey (normal) eksen, uçağın ağırlık merkezinden geçen ve gövde üst kısmından gövde alt kısmına uzanan eksendir. Pilotun ayaklarına doğru pozitifdir.

Bir uçağın düşey eksen etrafında yaptığı harekete sapma hareketi denir. Bu hareket tekrarlı ise zigzag hareketi adını alır. Uçağın düşey eksen etrafındaki hareketi istikamet dümeni tarafından kontrol edilir.



Şekil 5.6. Uçağa bağlı eksen takımı

5.1.9. Uçağın simetrik oluşu

Bir uçak, gerek performanslarının hesaplanması ve gerekse uçuş vasıflarının belirlenmesi ile ilgili problemlerde, uzunlamasına eksen ile düşey eksenin oluşturduğu düzlemde simetrik bir cisim olarak kabul edilir. [11]

5.1.10. Temel Hareket Kavramları

Hava içerisinde hareket ettiği kabul edilen bir uçak, maddesel noktalardan oluşmuş ve bilinen kuvvetler tarafından etkilenen karışık bir dinamik sistem oluşturur. Uçak, çok sayıda elastik parçaların birleştirilmesi ile oluşmuş olup, bu

parçalar karşılıklı olarak rijit veya elastik tarzlarda yer değiştirir. Mesela; kumanda yüzeyleri kendi menteşeleri etrafında dönerek oynar, Pervaneler veya türbinler dönel bir harekete sahiptir, kanat ve kuyruk takımı gibi taşıyıcı yüzeyler, yükler altında eğilme ve burulma kuvvetlerine maruz kalır. Bunlardan başka uçağın içerisinde uçuş yaptığı ortam atmosfer havası da tam sakın değildir. Böylece uçağın uçuşu, en genel haliyle, bilinen kuvvetler altında ve sakın olmayan bir atmosfer içerisinde, elastik bir cismin hareketi probleminden ibarettir. [11]

Bu ana problemi matematiksel olarak incelemek için bazı basitleştirici kabullere gerek vardır. İlk olarak uçak rijit (katı) bir cisim ve ortam atmosfer havası sakın kabul edilir. Bu kabuller sonunda, uçağın hava içindeki uçuş problemi, rijit uçağın sakın bir atmosfer içindeki hareketi problemine dönüşmüş olup; bu durum Newton'un hareket kanunları ile incelenebilir. [11]

Newton'un hareket kanunları;

Birinci Newton kanunu, genellikle atalet kanunu adı ile tanınmış olup, her cisim, durgun halde veya düzgün doğrusal hareket halinde iken, ona etki eden ve onun bu halini bozmaya zorlayan bir kuvvet bulunmadıkça, bu halini korur. [11]

İkinci Newton kanunu, hareket miktarı değişim hızının cisme etki eden kuvvet ile orantılı olduğunu ve bu değişimin kuvvet doğrultusunda meydana geldiğini ifade eder. Bir cismin hareket miktarı, onun kütlesi ile hızının çarpımına eşittir. [11]

Üçüncü Newton kanunu, etki ve tepki prensibi olup, bir C1 cisminin bir başka C2 cismine uygulamış olduğu kuvvet, C2 nin C1 e uygulamış olduğu kuvvetin tamamen tersi olduğunu ifade eder. [11]

5.2. Uzunlamasına Statik Kararlılık

Uçak dinamik bir sistemden oluştuğuna göre uçağın uzunlamasına kararlılık özelliklerini incelemek için uçağın denge durumunda olması gerekir. Uçağın denge konumunun bozulmasından sonra uçak üzerinde, uçağı tekrar eski denge konumuna getirecek kuvvetlerin oluşması ile uçağın eski denge konumuna

geri dönme eğilimi göstermesi uçağın statik kararlılığı olarak tanımlanır. Uçak üç ekseninde hareket eder ve dizayn sırasında bu üç eksenindeki kararlılık göz önüne alınmalıdır. Ancak bunlardan en önemlisi uzunlamasına kararlılıktır. Uçağın bir denge konumunda bulunmasından sonra, onun bu denge konumuna ait hücum açısını koruması veya korumaması kararlılık özellikleri ile ilgilidir. Uçak uzunlamasına statik kararlılığa sahip ise uçak üzerinde bozulan hücum açısını tekrar eski denge konumuna getirecek kuvvetler oluşur. [12,13]

5.2.1. Enine Eksen Moment Eşitliği

Ağırlık merkezi etrafında enine ekseninde oluşan yunuslama momenti;

$$M_{(CG)} = C_{M(CG)} \cdot q \cdot S \cdot c \quad (5-1)$$

Burada $M_{(CG)}$, yunuslama momenti (kgfm),

$C_{M(CG)}$, yunuslama moment katsayısı,

q , dinamik basınç (kg/m^2)

S , kanat alanı (m^2)

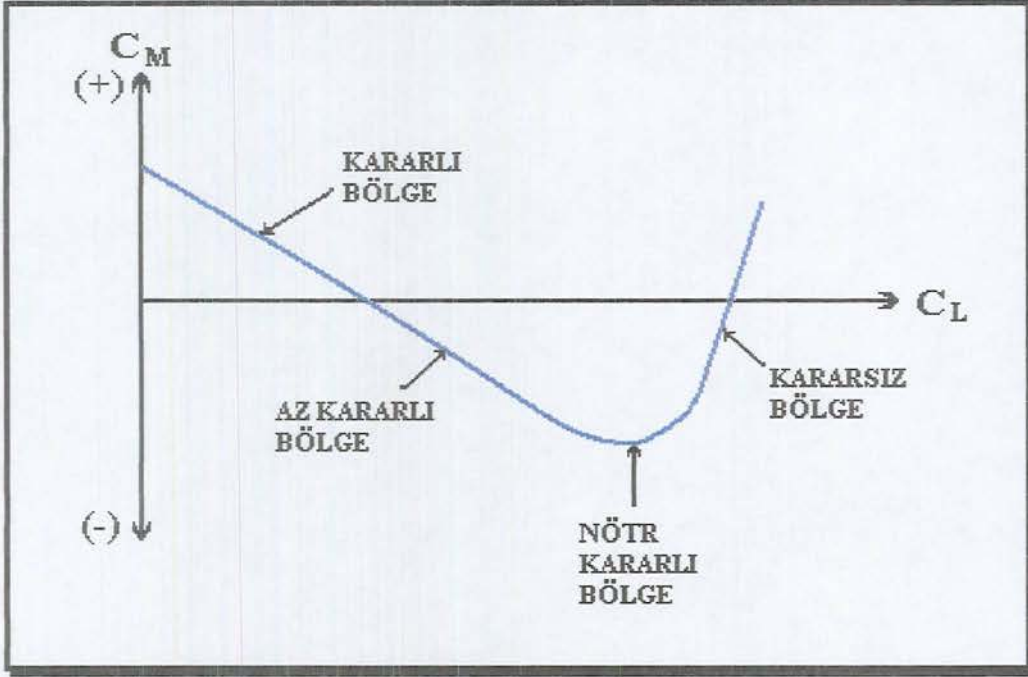
c , ortalama aerodinamik veter uzunluğu, MAC (m) olarak adlandırılır.

Denklemden $C_{M(CG)}$ çekilirse;

$$C_{M(CG)} = \frac{M_{(CG)}}{q \cdot S \cdot c} \quad (5-2)$$

eşitliği elde edilir. Yunuslama momentinin yönü uçağın burnunu yukarı hareket ettiriyorsa (+), aşağı hareket ettiriyorsa (-) kabul edilir. Bir uçağın uzunlamasına statik kararlılığa sahip olması için yunuslama moment katsayısı ile uçak taşıma katsayısı arasındaki ilişki şekil 5.7'de gösterilmiştir. Bu şekilde kararlı bölgede uçağın dış bozucu bir etki ile hücum açısı artarsa taşıma katsayısı da artar. Buna karşılık yunuslama moment katsayısı azalır. Dolayısı ile bu durum uçak

yunuslama momentini eksi yönde etkiler. Taşıma katsayısı artmaya devam ederse belli bir değere kadar yunuslama moment katsayısı yunuslama momentini eksi yönde etkilemeye devam eder. Bu bölge az kararlı bölge olarak tanımlanır. Taşıma katsayısının çok daha büyük değerlere ulaşması halinde uçak artık hava içinde tutunamayacağı için yunuslama moment katsayısı da hızla artar ve uçak kararsız bölgeye girmiş olur. [13]



Şekil 5.7. Uçağın uzunlamasına statik kararlılığında $C_L - C_M$ arasındaki ilişki [13]

5.3. Uçak Elemanlarının Uzunlamasına Statik Kararlılığa Etkileri

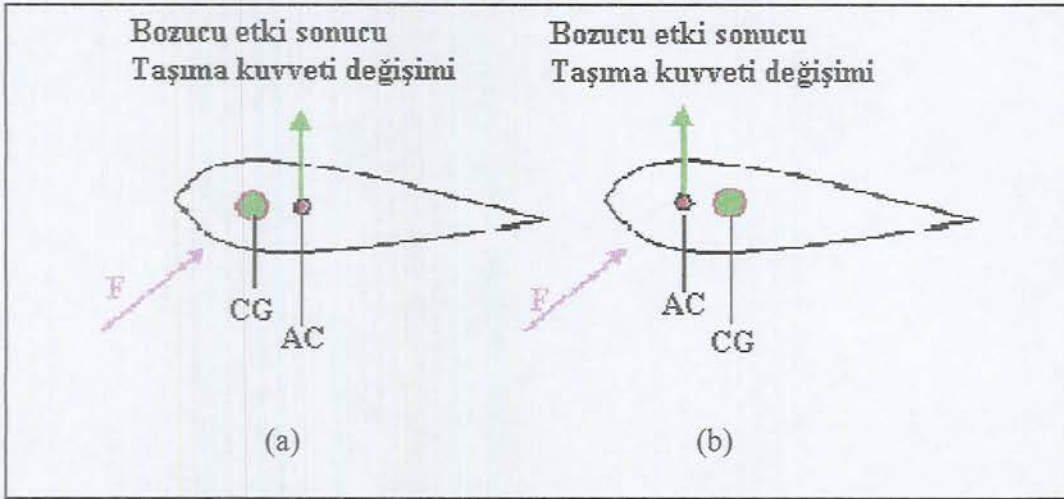
5.3.1. Kanatın etkisi

Kanatın statik kararlılığa etkisi aerodinamik merkez (AC) ile uçak ağırlık merkezinin (CG) birbirine göre pozisyonuna bağlı olarak değişir. Yatay kuyruğu dikkate almadan Şekil 5.8'deki gibi simetrik bir profili incelersek; CG ve AC birbirlerine göre iki pozisyonda olabilirler. [13]

Uçak ağırlık merkezinin aerodinamik merkeze göre daha önde yer alması Şekil 5.8(a)'da gösterilmiştir.

Uçak ağırlık merkezinin aerodinamik merkeze göre daha arkada yer alması Şekil 5.8.(b)'de gösterilmiştir.

Şekil 5.8(a)'daki durumda eğer uçak burnunu yukarı kaldıracak yönde bir dış bozucu etkiye maruz kalırsa, hücum açısı büyüyecek, aerodinamik merkezdeki taşıma artacaktır. Bu durumda uçak ağırlık merkezi etrafında dönecek yani burun aşağı moment oluşacak ve uçak denge halindeki hücum açısına geri dönme eğilimi gösterecektir. Ağılık merkezi ile aerodinamik merkez arasındaki bu etki uçak kararlılığını arttıracak yönde olacaktır. [13]



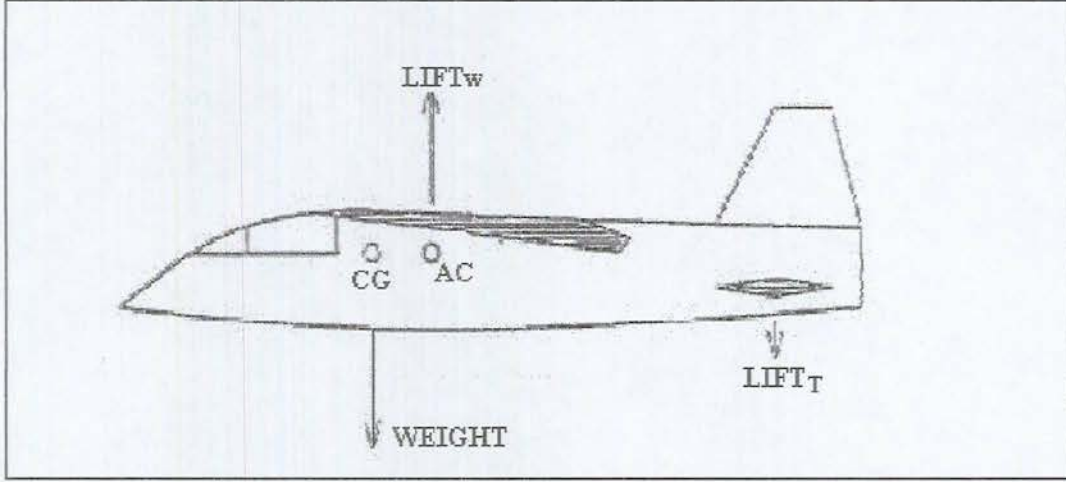
Şekil 5.8. Uçağın uzunlamasına statik kararlılığına AC - CG yerleşiminin etkisi [13]

Şekil 5.8.(b)'deki durumda eğer uçak burnunu yukarı kaldıracak yönde bir dış bozucu etkiye maruz kalırsa, hücum açısı büyüyecek, aerodinamik merkezdeki taşıma artacaktır. Bu durumda uçak ağırlık merkezi etrafında dönecek yani burun yukarı moment oluşacak ve uçak denge pozisyonundan uzaklaşacaktır. [13]

Bu iki durumdan da anlaşılacağı gibi kararlı kanat uçuşu için uçak ağırlık merkezi aerodinamik merkezin önünde olmalıdır.

Son yıllarda kanat uçak gövdesinin biraz daha arkasına yerleştirilmeye başlanmıştır. Böylece uzunlamasına statik kararlılık artırılmıştır. Bunun bir dezavantajı vardır. Denge için şekil 5.9'da görüldüğü gibi kuyruk üzerinde oluşan taşıma kuvveti ($LIFT_T$) aşağı pozitif yönde olmalıdır. Dolayısı ile kanat üzerinde oluşan taşıma kuvveti ($LIFT_W$) uçak ağırlığı ile kuyruk üzerinde oluşan taşıma kuvvetinin ($LIFT_T$) toplamına eşit olmalıdır. Eğer kuyruk üzerinde oluşan taşıma

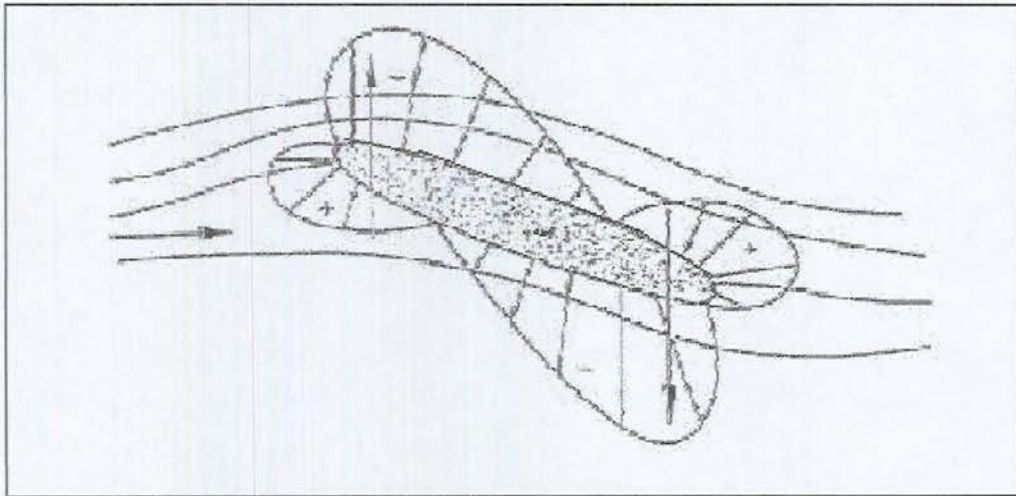
kuvveti etkisi negatif yönde olursa denge için hücum açısı daha büyük olmalıdır. Hücum açısının daha büyük olması da sürüklenme kuvvetinin büyümesine neden olacaktır. Yeni kavramlardan biri, ağırlık merkezinin yerini geri hareket ettirerek kararlılığı azaltmak, böylece sürüklemeyi düşürmektir. Bu da otomatik olarak uçağa yerleştirilen elektronik cihazlarla sağlanmaktadır. [13]



Şekil 5.9. Uçağın AC - CG yerleşiminde yatay kuyruk taşıması [13]

5.3.2. Gövdenin etkisi

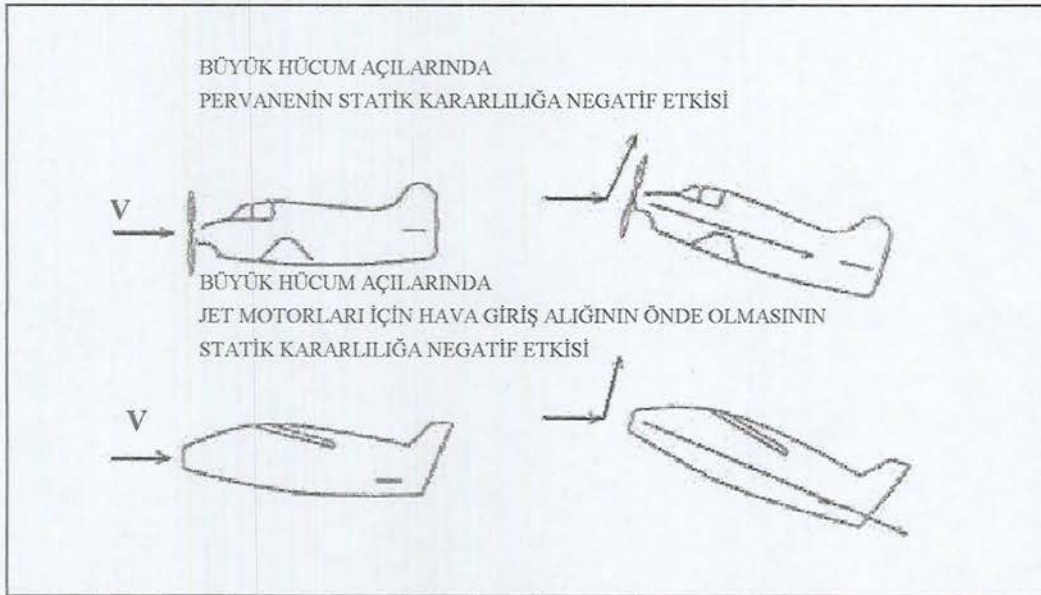
Şekil 5.10'da görüldüğü gibi uçağın gövdesi üzerindeki basınç dağılımı net bir taşıma kuvveti yaratmaz. Ancak enine eksen etrafında burun yukarı moment oluşturduğu için uzunlamasına kararlı olmayan bir uçak elemanıdır. [13]



Şekil 5.10. Uçak gövdesi üzerindeki basınç dağılımı [13]

5.3.3. Motorların etkisi

Uçağın uçuş yörüngesi ile motor eksenleri aynı doğrultuda ise pervane diskine gelen hava akımının yönü veya jet motorlarında hava alığına gelen hava yönü değişmez. Dolayısı ile kararlılığa bir etkisi olmaz. Eğer motor eksenleri ile hava hızı eksenini arasında bir açı oluşursa, hava akımının yönü motor eksenlerinin doğrultusunda değişir. Bu nedenle Şekil 5.11’de görüldüğü gibi uçak eksenini ile hava akımı arasında pozitif bir hücum açısı oluşur ve bunun sonunda enine eksen etrafında burun yukarı moment oluşur. Bu kararlılığı önleyen bir momenttir. Eğer motorların pervaneleri veya jet motorların hava giriş alıkları ağırlık merkezinin arkasına alınır, motor eksenleri ile hava akımı arasında pozitif açı oluşacağından arkada oluşan kuvvet etkisi ile burun aşağı moment oluşur. Bu da kararlılığı artırıcı yönde etki eder. [13]



Şekil 5.11. Uçağın uzunlamasına statik kararlılığına motorların etkisi [13]

Pervaneler veya motor hava giriş alıkları ağırlık merkezinin önüne yerleştirilirse kararsızlığa neden olan, arkasına yerleştirilirse kararlılığı arttıran elemanlar olarak etkili olurlar.

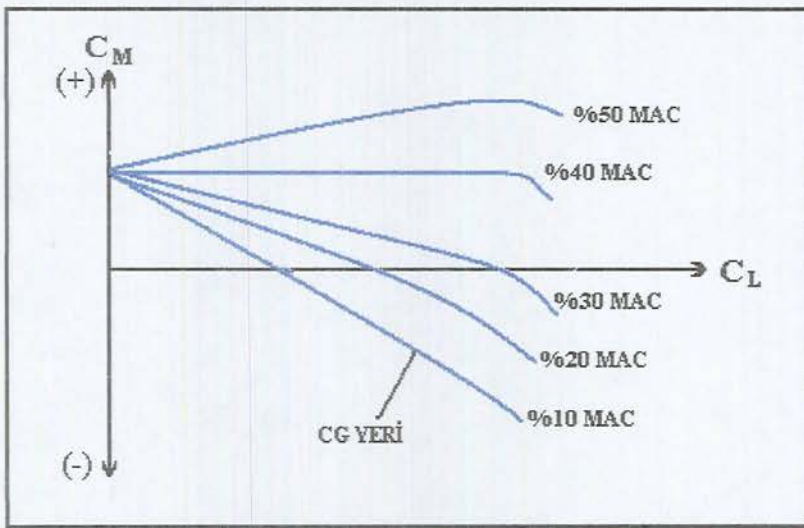
5.3.4. Yatay stabilizenin etkisi

Yatay stabilize, uzunlamasına statik kararlılığı önemli derecede etkileyen elemanlardan biridir. Her iki yönde de hava yükleri oluşturabilmesi için genellikle simetrik profiller kullanılır. Uçak hücum açısını arttırıcı yönde bir bozucu etkiye maruz kaldığında yatay stabilizenin altında basınç artar, dolayısı ile oluşan yatay kuyruk momenti uçağın burnunu aşağı çeker. Bu kararlı bir durumdur. Hücum açısını azaltacak bir dış bozucu etkiye maruz kaldığında yatay kuyruk üst yüzeyinde artan basınç, uçağın burnunu yukarı kaldıracak yönde etkiler ve yine kararlılığı yükseltecek bir durum gösterir.

Yatay kuyruğun kararlılık derecesi yatay kuyruk alanına ve ağırlık merkezine göre moment kolu uzunluğuna bağlıdır.

5.3.5. Ağırlık merkezi pozisyonunun etkisi

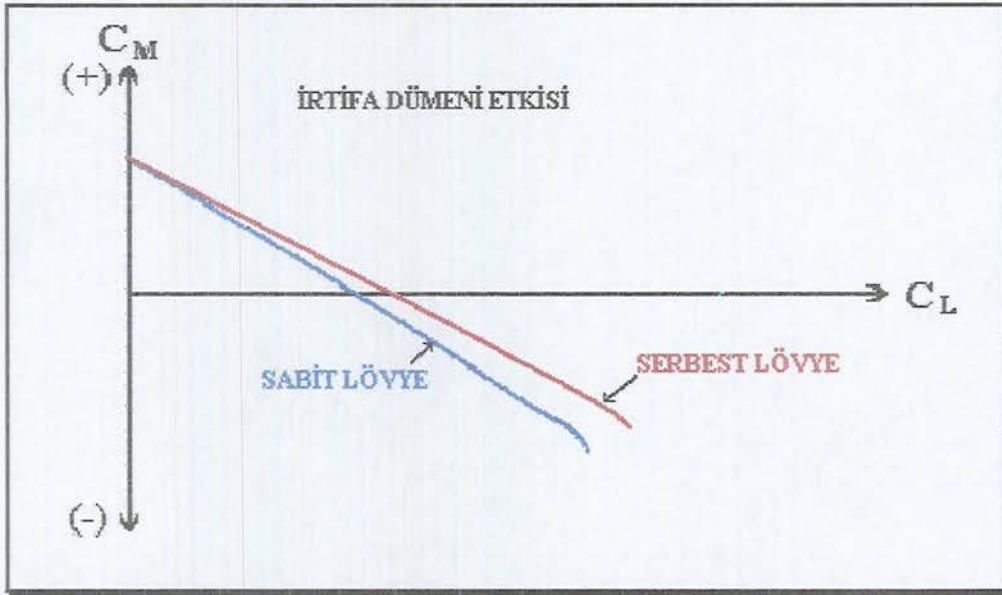
Şekil 5.12'de görüldüğü gibi ağırlık merkezinin çeşitli pozisyonları uçağın uzunlamasına statik kararlılığını değişik derecelerde etkiler. Ağırlık merkezinin öne doğru olan pozisyonu uzunlamasına statik kararlılığı yükseltir. Şekil 5.12'de C_M - C_L eğrileri ile bu durum açıklanmıştır. %40 MAC için eğim sıfır ve bu noktada uçağın nötr kararlılığa sahip olduğu kabul edilirse. %50 MAC eğrisinden de görüldüğü gibi ağırlık merkezinin arkaya kayması kararlılığı azaltmaktadır.



Şekil 5.12. Uçağın uzunlamasına statik kararlılığına Ağırlık merkezi (CG) yerinin etkisi

5.3.6. Kumanda yüzeylerinin etkisi

İrtifa dümeni (veya diğer kontrol yüzeyleri) serbest bırakıldığında bunlar dış bozucu etkilerle doğal pozisyonlarını alacaklardır ve toplam yüzey kararlılığı düşecektir. Serbest kontrol yüzeyleri ile ilgili uçağın kararlılığı serbest lövyeye kararlılığı olarak tanımlanır. Kontrol yüzeyleri sabit iken uçağın kararlılığı artacaktır. Bu da sabit lövyeye kararlılığı olarak tanımlanır. [13]



Şekil 5.13. Uçağın uzunlamasına statik kararlılığına lövyeye etkisi [13]

Şekil 5.13'te C_M - C_L eğrileri görülmektedir. Lövyeye sabit iken eğim daha büyük, dolayısıyla kararlılık daha büyüktür. [13]

6. AĞIRLIK ve DENGE DENEYİ

6.1. Deneyin Amacı

Bu çalışmanın amacı elde edilen bilgilerden faydalanarak Anadolu Üniversitesi Sivil Havacılık Yüksekokulunda bulunan uçaklardan birinin ağırlığını ölçmek, ağırlık merkezi yerini bulmak ve geliştirilen bir bilgisayar programı yardımı ile diğer uçakların ağırlık ve denge hesaplamalarını kolaylıkla yapmak ve uçakların ağırlık ve denge bilgilerini saklamaktır.

6.2. Deney Yapılışı

Deneyi yapabilmek için öncelikle gerekli olan cihazlar hazırlandı. Microsoft Access programından faydalanılarak ölçülen ağırlık bilgileri ve uçak model bilgileri girildiğinde uçağın ana boş ağırlığını, ağırlık merkezi yerini hesaplayan, bu bilgileri hafızasında saklayan bir bilgisayar programı hazırlandı. Daha sonra TC-AUH çağrı adlı uçağın ağırlık ölçümü yapılarak hazırlanan bilgisayar programının yardımı ile ağırlık merkezi yeri bulundu ve ağırlık ve denge raporu hazırlandı.

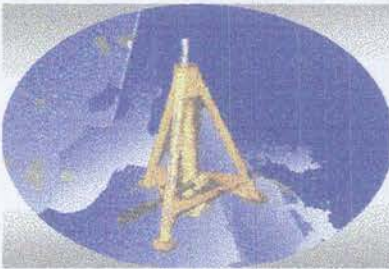
6.2.1. Deneyde kullanılan cihazlar



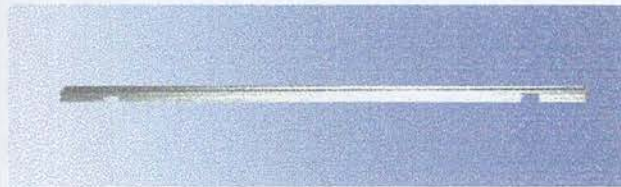
Şekil 6.1. Ağırlık Ölçme Cihazı



Şekil 6.2. Açı Ölçme Cihazı



Şekil 6.3. Kriko



Şekil 6.4. Mastar

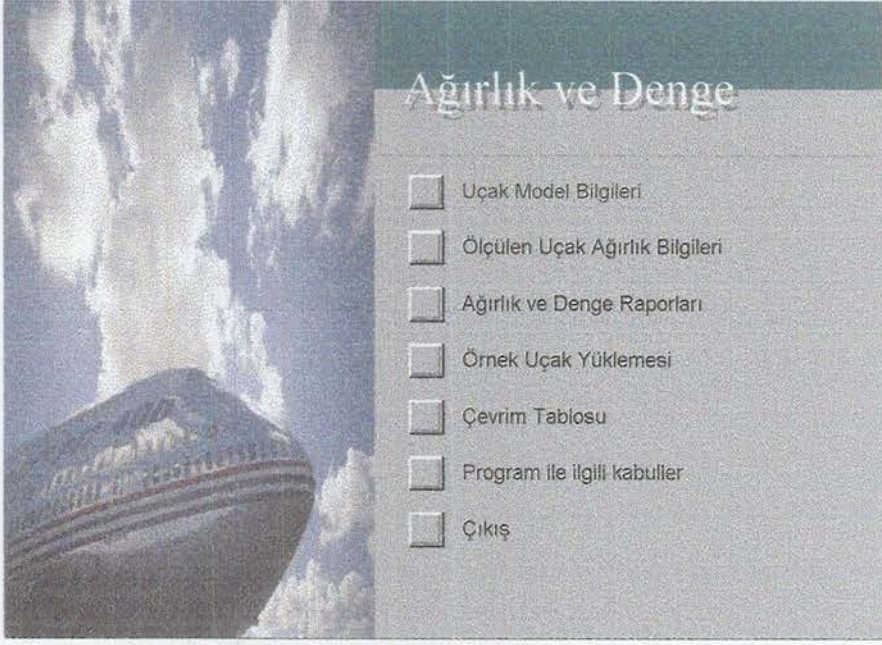
6.2.2. Bilgisayar programının kullanımı

Microsoft Access programından yararlanarak hazırlanan program öncelikle referans hattı ana iniş takımlarının önünde bulunan burundan tekerlekli uçaklarda kullanılacak şekilde hazırlanmış olup, uçak ağırlık ve denge ile ilgili gerekli hesaplamaları yaparak bu bilgileri hafızasında saklar. Ağırlık ve denge ile ilgili hesaplamalarda bölüm 4.6'da verilen standart ağırlık değerleri kullanılmıştır. Programın akış diyagramı bölüm 6.2.4'te verilmiştir. Program açıldığında şekil 6.5'te görülen form ekrana gelir. Giriş tuşuna tıklandığında şekil 6.6'da görülen "Ağırlık ve Denge" adlı denetim panosu ekrana gelir. Bu panodan istenilen bölümlere tıklanarak geçilir.



Şekil 6.5. Ağırlık ve denge programı giriş formu

"Uçak Model Bilgileri" tıklandığında şekil 6.7'de görülen "Uçak model bilgileri giriş formu" ekrana gelir. Program farklı uçak modelleri için kullanılabilir. Yeni bir uçak modelinin ağırlık ve denge hesaplamaları yapılacaksa öncelikle program içinde bulunan ve şekil 6.7'de gösterilen uçak model bilgileri



Şekil 6.6. Ağırlık ve denge denetim panosu

UÇAK MODEL BİLGİLERİ GİRİŞ FORMU [Çevrim Tablosu](#)

Uçak Modeli: Üretici Firma:

SEW: kg MTOW: kg MLW: kg MUL: kg

Datum:

Kanat Hücum Kenarı ile Referans Hat arasındaki mesafe (A) m

Ön Koltuk Moment Kolu Uzunluğu m

Arka Koltuk Moment Kolu Uzunluğu m

Maksimum Bagaj Ağırlığı kg

Bagaj Moment Kolu Uzunluğu m

Maksimum Yakıt Kapasitesi lt

Yakıt Moment Kolu Uzunluğu m

Kullanılmayan Yakıt Miktarı lt

Burun ve Ana Ağırlık Ölçüm Noktaları Arasındaki Yatay Mesafe (L) m

Ana Ağırlık Ölçme Noktaları Moment Kolu Uzunluğu (D) m

Kanat Ortalama Viter Uzunluğu (MAC) m

Uçuş için Uçakta Bulunması Gereken En Az Yakıt Ağırlığı kg

Şekil 6.7. Uçak model bilgileri giriş formu

giriş formunda bulunan bilgiler, ilgili dokümanlardan araştırılarak bilgisayara girilmelidir. Bu bilgiler bir kere bilgisayara girildikten sonra bu uçak modeline ait farklı birçok uçağın ölçülen ağırlık değerleri bilgisayara girilerek ağırlık ve denge raporları otomatik olarak oluşturulur.

“Ölçülen Uçak Ağırlık Bilgileri” bölümü uçak model bilgileri bilgisayara daha önceden girilmiş ve tartılmış olan uçağın ölçülen ağırlık değerlerinin bilgisayara girişi için kullanılır. Şekil 6.8’de görülen bilgiler girildikten sonra otomatik olarak EK-1’de görülen “Ağırlık ve Denge Raporu” oluşturulur ve bu bilgiler istenildiği kadar bilgisayarda saklanabilir.

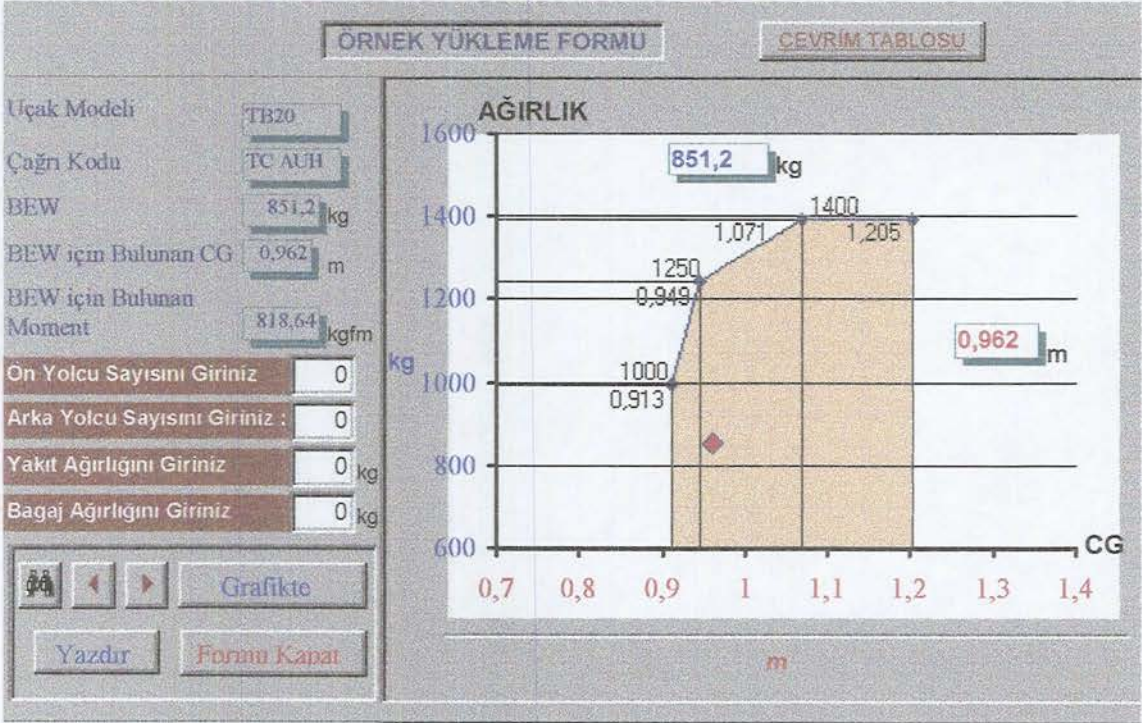
ÖLÇÜLEN DEĞERLER GİRİŞ FORMU			
Uçak Modeli	TB20	Çağrı Kodu	TC AUH
		Seri No	1226
Ölçülen Burun Ağırlığı	233	Tarih	19.06.2002
Ölçülen Sol Kriko Ağırlığı	287	Raporu Hazırlayan	Kadir Armutlu
Ölçülen Sağ Kriko Ağırlığı	324		
Burun Dara Ağırlığı	0	Kaydet	Düzeltilme Bilgisi Gir
Sol Kriko Dara Ağırlığı	0	Rapor	← → *
Sağ Kriko Dara Ağırlığı	0	Kapat	

Şekil 6.8. Ölçülen uçak ağırlık bilgileri giriş formu

“Ağırlık ve Denge Raporları” bölümü uçak model bilgileri ve ölçülen ağırlık değerleri bilgisayara girilmiş olan uçakların, ağırlık ve denge raporlarına ulaşmak için kullanılır.

“Örnek Uçak Yükleme” ağırlık ve denge hesaplamaları yapılmış ve uçak ana boş ağırlığına bağlı olarak ağırlık merkezi yeri belirlenmiş olan bir uçağın, farklı yükleme şartlarındaki yeni ağırlığını ve ağırlık merkezi yerini bulmak için

kullanılır. Ayrıca bu bölümde bulunan bu değerlerin, uçak üretici firmasının belirlediği sınırlar içinde olup olmadığı kontrol edilir. (Şekil 6.9)



Şekil 6.9. Örnek uçak yükleme formu

“Çevrim Tablosu”, uçak ile ilgili olarak İngiliz ölçü birim sisteminde bulunan bilgilerin SI ölçü birim sistemine çevrilmesi için kullanılır.

“Program ile ilgili kabuller”, programın kullanımı sırasında kullanıcıya program ile ilgili özel durumları göstermek için kullanılır. Bunlar aşağıda verilmiştir.

* Bu program referans hattı ana iniş takımlarının önünde bulunan burundan tekerlekli uçaklar için hazırlanmıştır.

* Bu programda uçaklarda kullanılan sıvıların, yolcuların ve uçuş personelinin ağırlıkları hesaplanırken bunlar ile ilgili standart değerler kullanılmıştır.

* Kullanılmayan yakıt ağırlığı ana boş ağırlığın içindedir. Uçak ağırlığı ölçülürken kullanılmayan yakıt uçak içine konulmamışsa program içinde bulunan düzeltme formundan gerekli bilgiler eklenmelidir.

* Bu programda SI ölçü birim sistemi kullanılmıştır.

6.2.3. Ağırlık Ve Denge Programının Akış Diyagramı

6.2.3.1. Ağırlık ve denge programının akış diyagramında kullanılan semboller ve anlamları



Akış diyagramının başladığını yada sona erdiğini belirtmek için kullanılır



Hesaplama yada değerlerin değişkenlere aktarımı için kullanılır.



Programda hesaplanan bilgileri ekranda göstermek için kullanılır.



Hafızada bulunan bilgileri ekranda göstermek için kullanılır.



Bilgilerin klavye aracılığı ile girileceğini belirtmek için kullanılır.



Aritmetik ve mantıksal ifadeler için karar verme yada karşılaştırma durumunu gösterir.



Girilen bilgilerin hafızaya kayıt edileceğini belirtmek için kullanılır.



Yazıcı aracılığı ile çıkış yapılacağını gösterir.

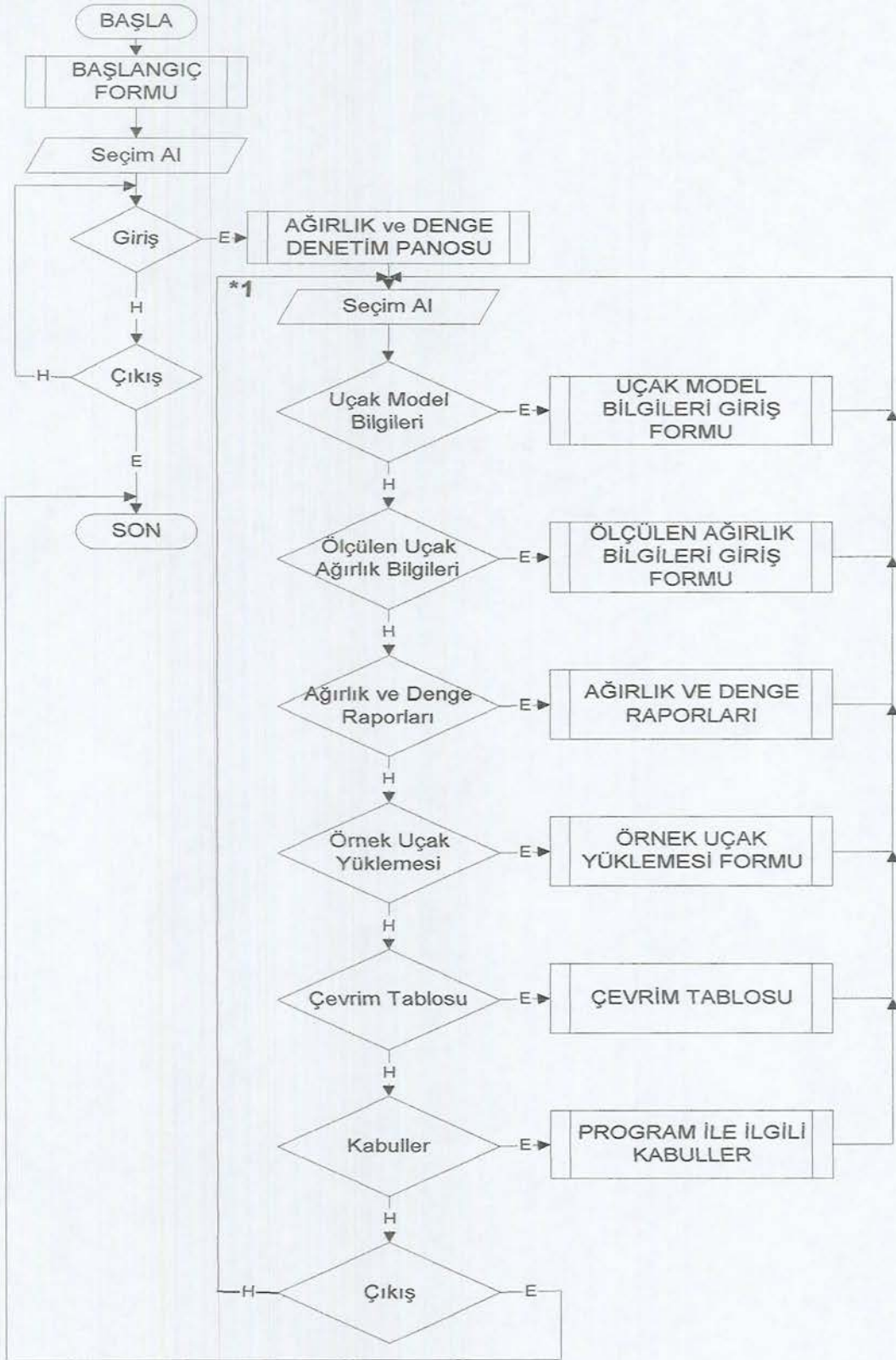


Birtakım komutlardan oluşan bir bloğu gösterir. Yani başlı başına bir programdır.

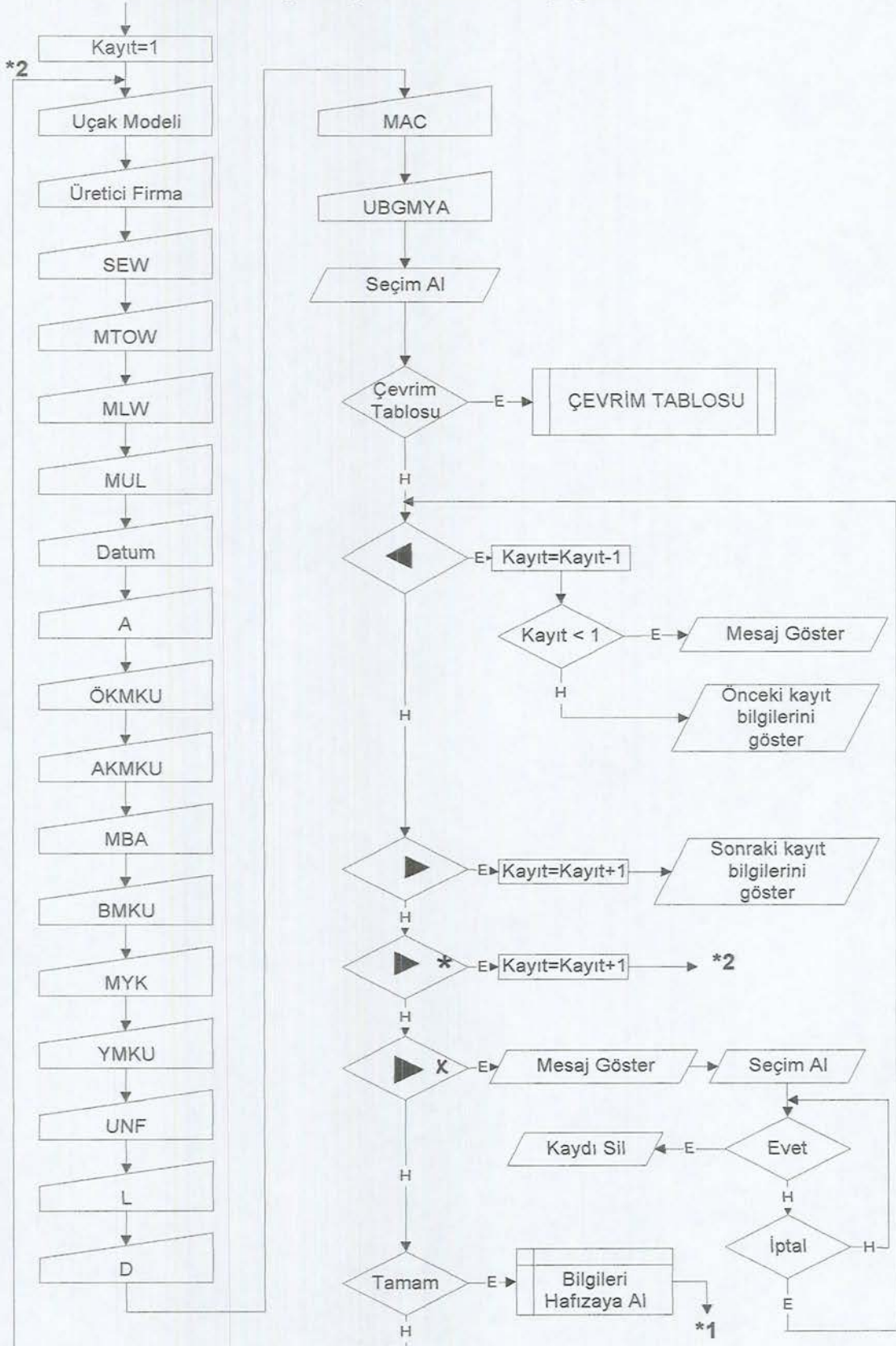


Oklar için akış yönünü gösterir.

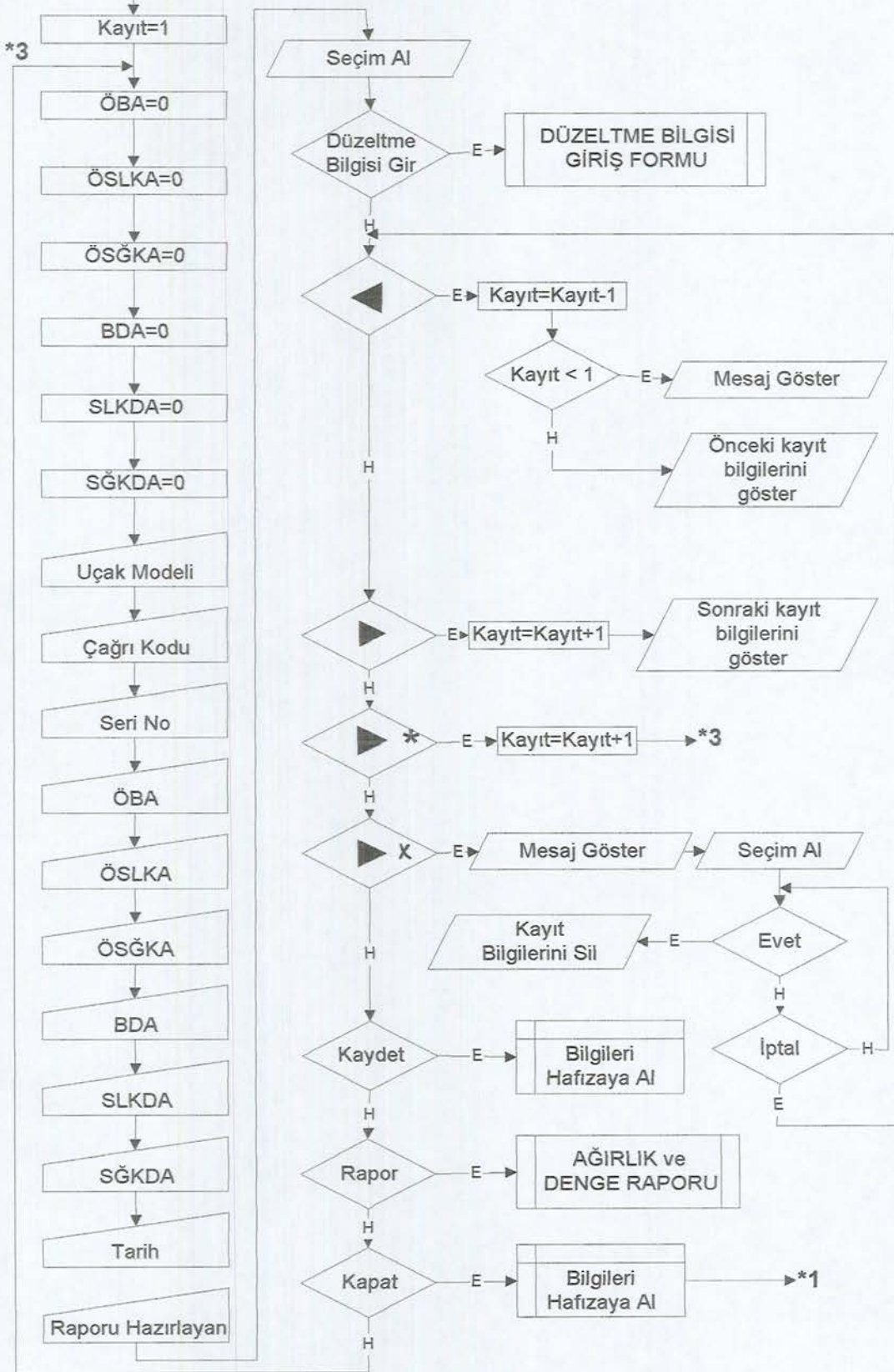
6.3.2.2. Ağırlık ve denge programı genel akış diyagramı



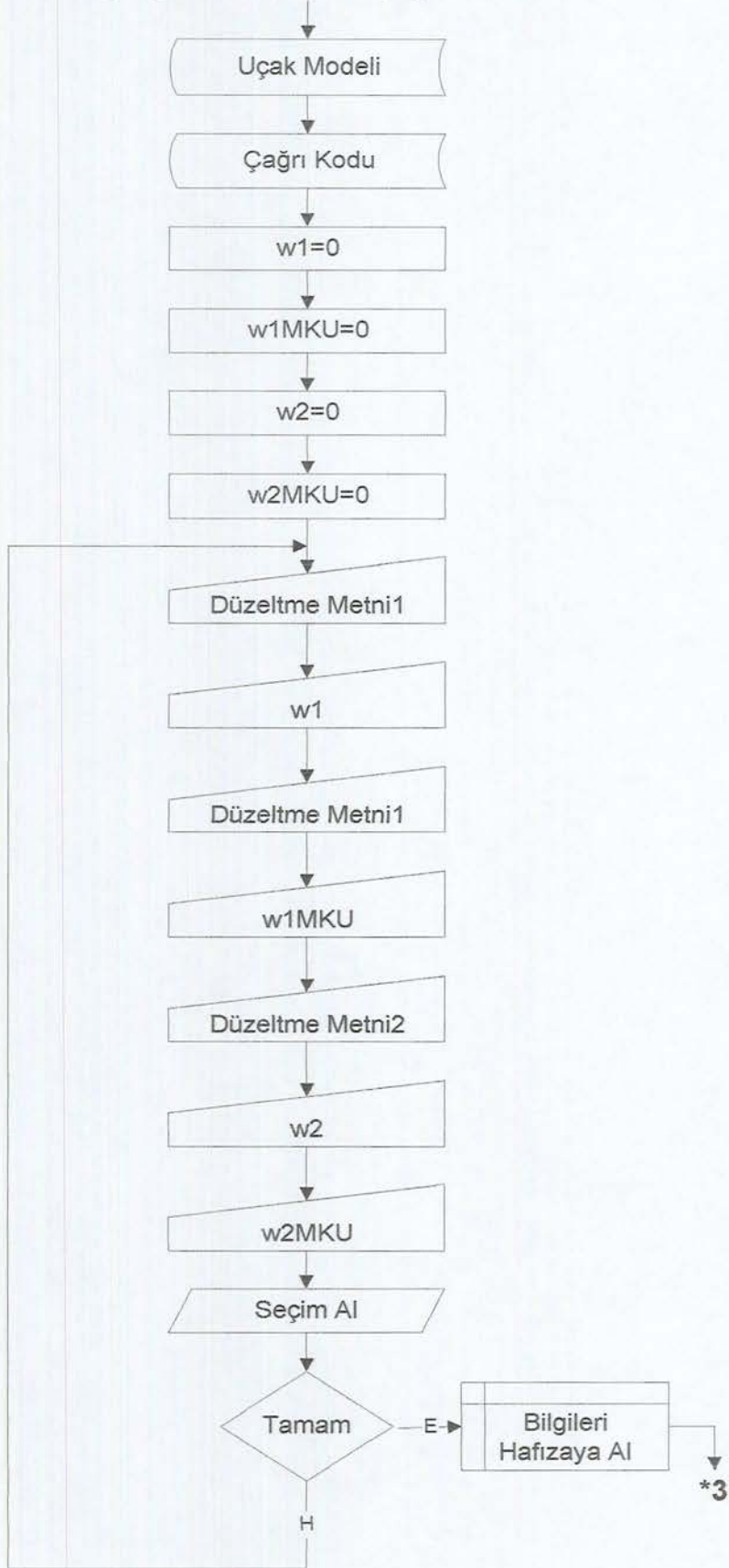
6.3.2.3. Uçak model bilgileri giriş formu akış diyagramı



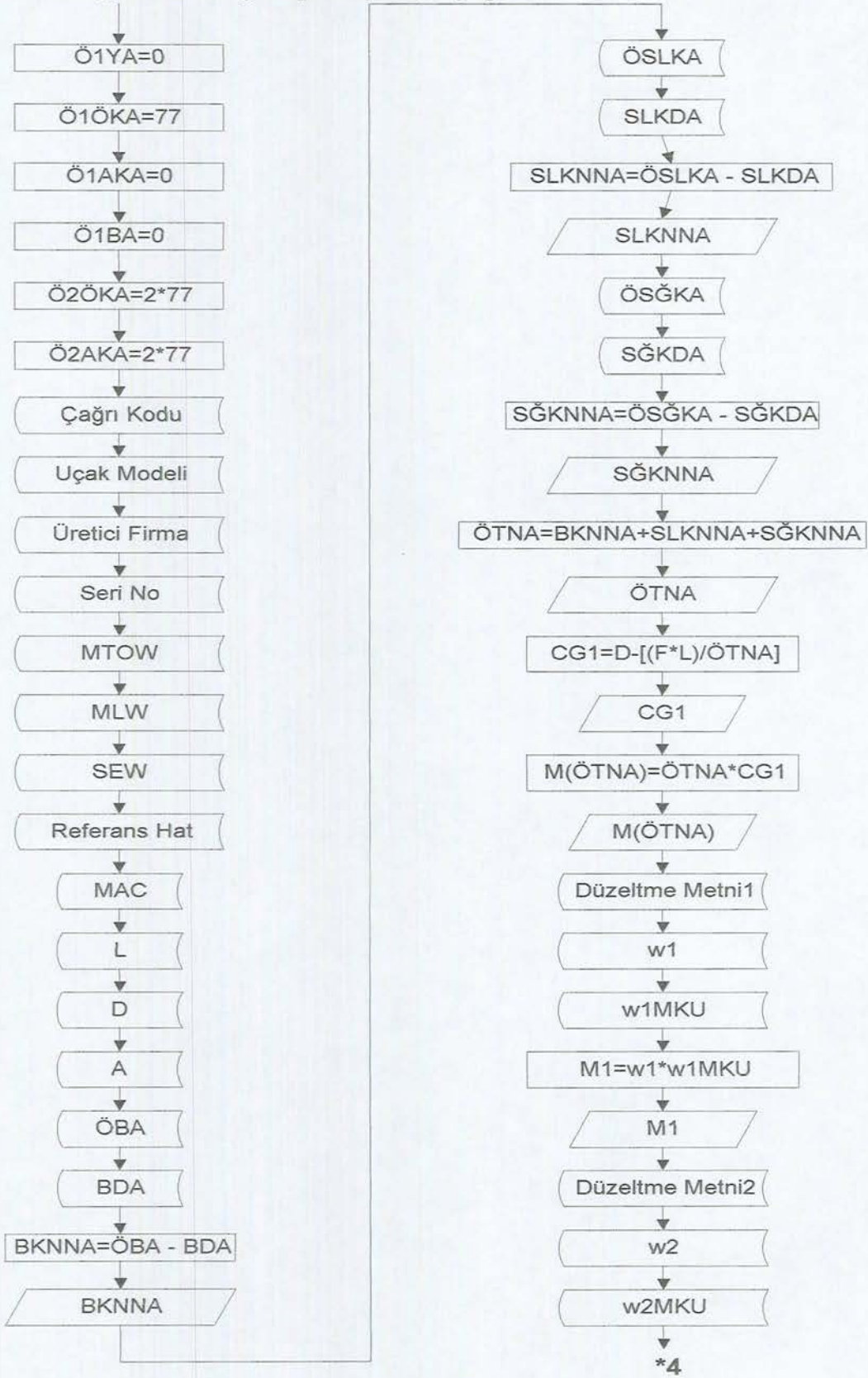
6.3.2.4 Ölçülen ağırlık bilgileri giriş formu akış diyagramı

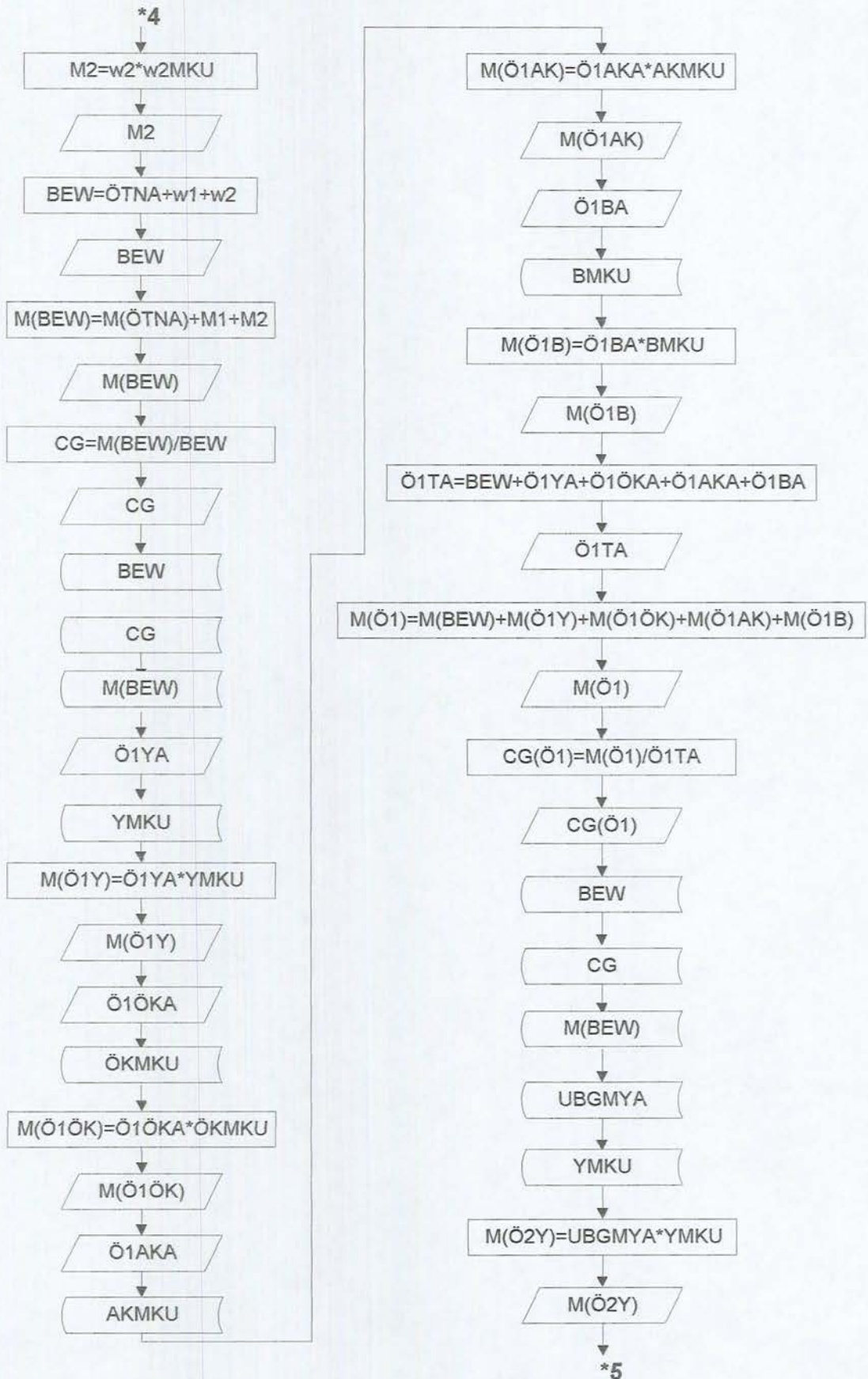


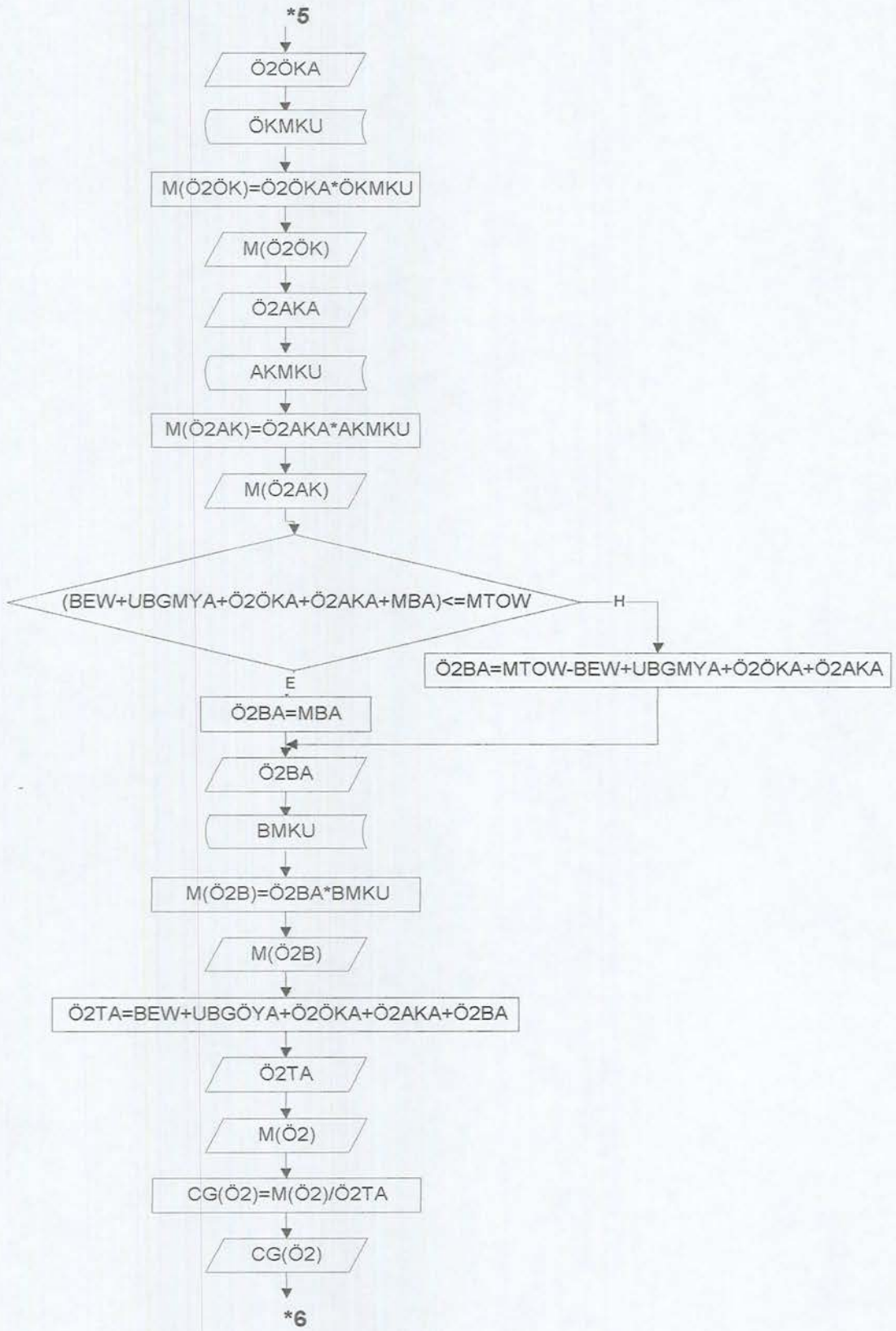
6.3.2.5. Düzeltme bilgisi giriş formu akış diyagramı

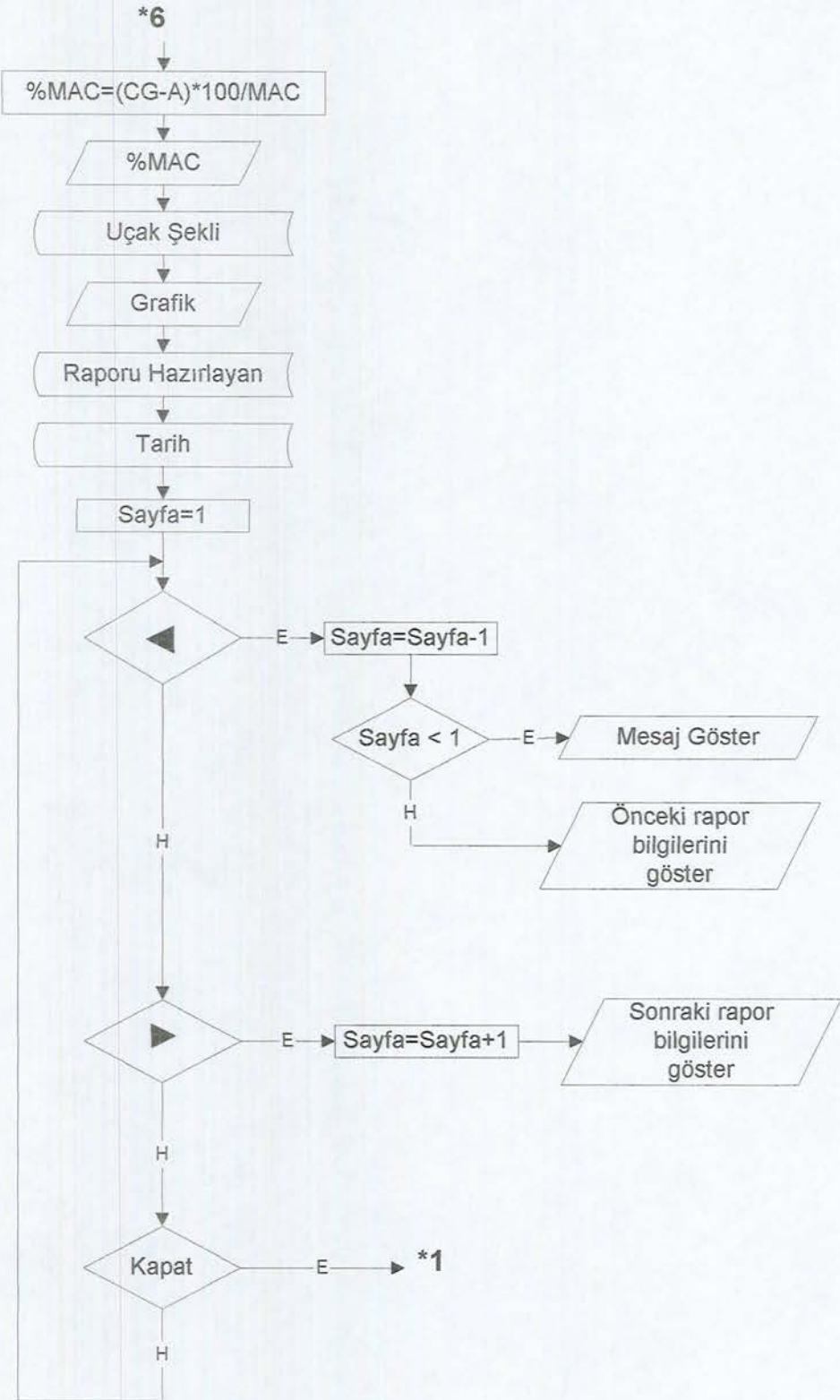


6.3.2.6. Ağırlık ve denge raporları akış diyagramı

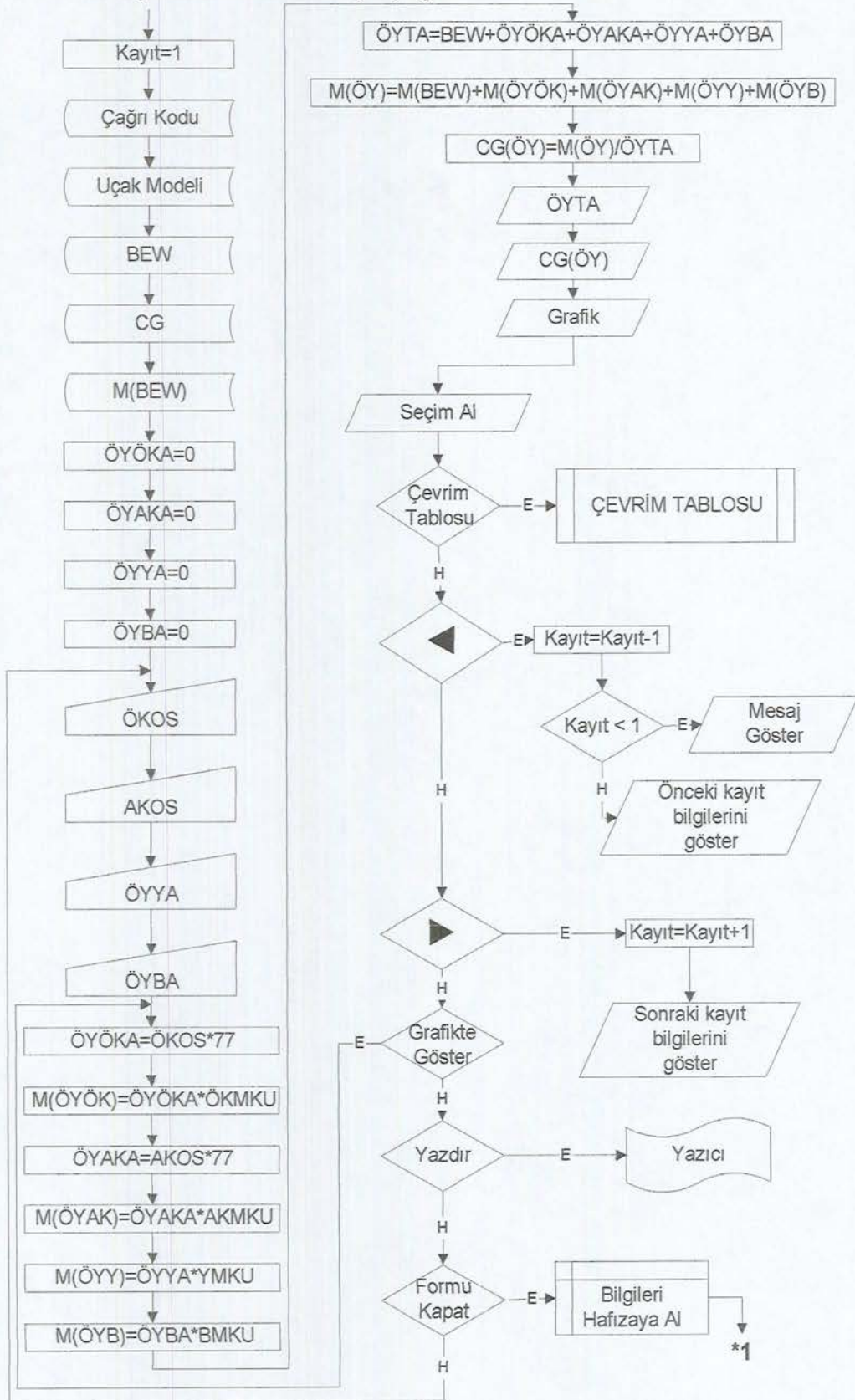




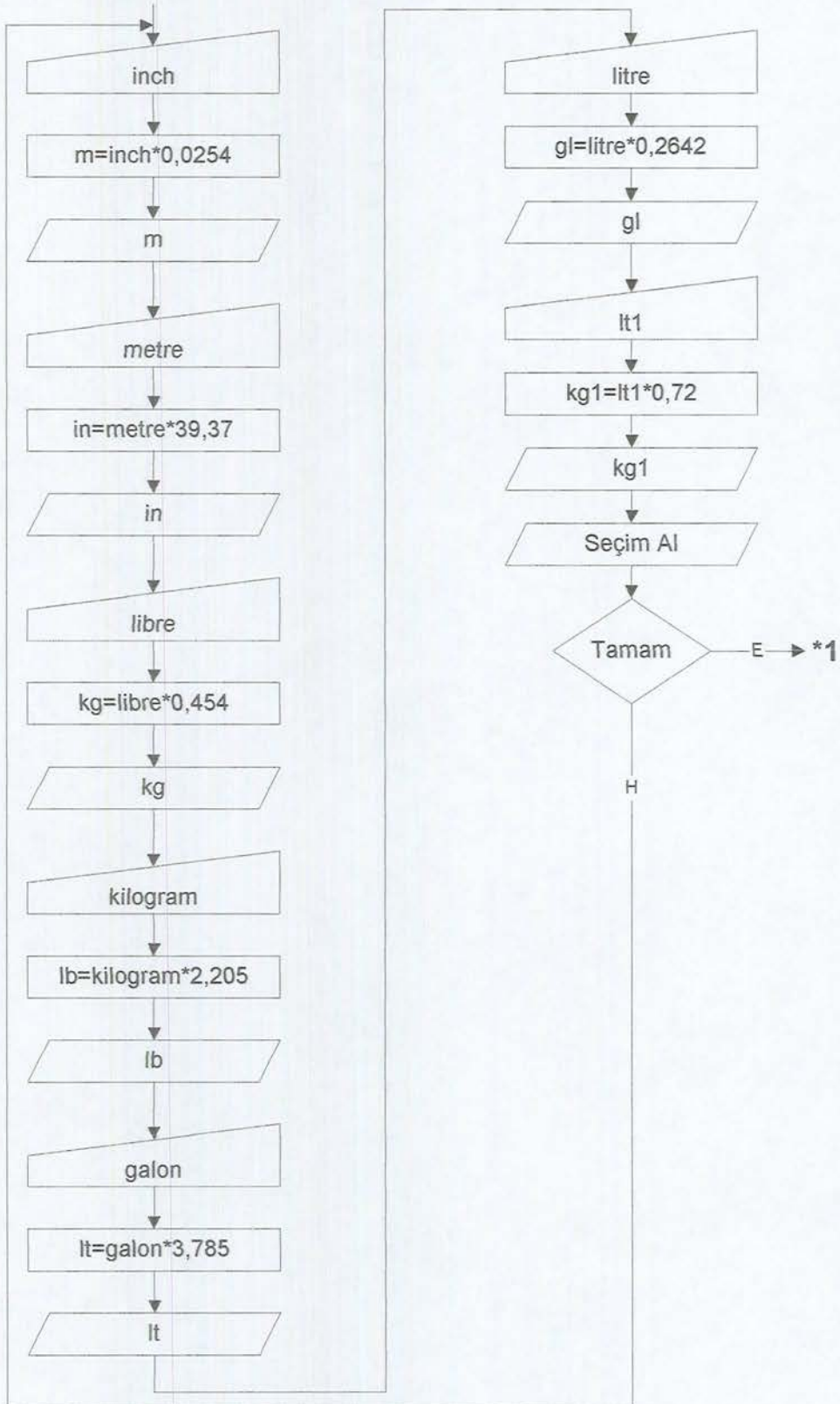




6.3.2.7. Örnek yükleme formu akış diyagramı



6.3.2.8. Çevrim tablosu akış diyagramı



6.2.4. Uçağın Hazırlanması, Ağırlığının Ölçülmesi ve Ağırlık Merkezi Yerinin Belirlenmesi

Birinci adım olarak ilgili dokümanlardan ağırlık ve denge hesaplamalarında gerekli olan bilgiler çıkarıldı. Uçak üzerinde yapılan tüm işlemler için uçak bakım el kitabı kullanıldı. Ağırlık ve denge deneyinde kullandığımız Socata firmasının üretmiş olduğu TB20 modeli uçağın bilgileri şekil 6.7'de verilmiştir. İkinci adım olarak uçağın iç ve dış temizliği yapıldı. Daha sonra uçağın tüm hidrolik, yağ ve buz önleme sistemlerine ait depoları tam olarak dolduruldu. Uçağın yakıt boşaltma valfi sökülerek uçak depolarında bulunan tüm yakıt boşaltıldı (şekil 4.8). Uçak, ağırlık ölçme işlemi için şekil 6.10 da görüldüğü gibi kapalı bir alana alındı. [15]



Şekil 6.10. Uçak ağırlık ölçme işlemi için kapalı bir alanda

Uçuş kumandaları ve koltuklar ayarlandı. Flapların toplu olduğu kontrol edildi. Krikoların üzerine ağırlık ölçme cihazının yük hücreleri yerleştirilerek şekil 6.11.de görüldüğü gibi krikolar kullanılarak uçağın yerle teması kesildi.



Şekil 6.11. Uçağın krikolar üzerinde yer ile temasının kesilmesi

Şekil 6.4'te görülen mastar yardımı ve şekil 6.2'de görülen açı ölçme cihazı kullanılarak şekil 6.12'te görüldüğü gibi uçağın enine eksen yatay durum ayarı yapıldı. Daha sonra uçak burnuna yerleştirilen krikonun yüksekliği ayarlanarak yine açı ölçme cihazının yardımı ile şekil 6.13'te görüldüğü gibi uçağın uzunlamasına eksen yatay durum ayarı yapıldı.



Şekil 6.12. Uçağın enine eksen yatay durum ayarı



Şekil 6.13. Uçağın uzunlamasına eksen yatay durum ayarı

Ağırlık ölçme cihazı ile her bir kriko noktasından ölçülen ağırlık değerleri alındı.

Burun kriko noktasından ölçülen ağırlık (ÖBA) = 233 kg,

Sol ana kriko noktasından ölçülen ağırlık (ÖSLKA) = 287 kg,

Sağ ana kriko noktasından ölçülen ağırlık (ÖŞĞKA) = 324 kg.

Ölçme işlemi tamamlandıktan sonra uçak krikolar üzerinden indirildi ve yakıt depoları tam olarak dolduruldu. Tekrar krikolar ile kaldırıldı yatay durum ayarı yapıldı ve şu değerler ölçüldü.

$$\text{ÖBA} = 279 \text{ kg,}$$

$$\text{ÖSLKA} = 382 \text{ kg,}$$

$$\text{ÖSĞKA} = 424 \text{ kg.}$$

Uçağın yakıt depoları boş durumda iken alınan bu değerler bilgisayara girilerek uçağın ana boş ağırlığı için ağırlık merkezi yeri belirlendi. Bilgisayarın hazırlanan programda ağırlık ve denge raporunu hazırlamak için otomatik olarak yaptığı işlemler şu şekildedir.

$$BKNNNA = \text{ÖBA} - BDA \quad (6-1)$$

$$BKNNNA = 233 - 0 = 233 \text{ kg.}$$

$$SLKNNNA = \text{ÖSLKA} - SLKDA \quad (6-2)$$

$$SLKNNNA = 287 - 0 = 287 \text{ kg.}$$

$$SĞKNNNA = \text{ÖSĞKA} - SĞKDA \quad (6-3)$$

$$SĞKNNNA = 324 - 0 = 324 \text{ kg.}$$

Ölçülen toplam net ağırlığı (ÖTNA) bulmak için kriko noktalarından elde edilen net ağırlıklar toplandı.

$$\text{ÖTNA} = BKNNNA + SLKNNNA + SĞKNNNA \quad (6-4)$$

$$\text{ÖTNA} = 233 + 287 + 324$$

$$\text{ÖTNA} = 844 \text{ kg. olarak bulundu.}$$

Formül (4-1)'i kullanarak ÖTNA için ağırlık merkezi yeri;

$$CG_1 = 1,332 - [(233 * 1,345) / 844]$$

$CG_1 = 0,961$ m. olarak bulundu.

Uçağın ana boş ağırlığını (BEW) ve buna bağlı ağırlık merkezi yerini bulmak için, kullanılmayan yakıt ağırlığı ÖTNA değerine eklendi ve bu duruma bağlı olarak yeni ağırlık merkezi yeri (CG),

$$M(\text{ÖTNA}) = \text{ÖTNA} * CG_1 \quad (6-5)$$

$$M(\text{ÖTNA}) = 844 * 0,961 = 810,82 \text{ kgfm.}$$

$$\text{Kullanılmayan yakıt Momenti} = 7,2 * 1,085 = 7,812 \text{ kgfm.}$$

$$M(\text{BEW}) = 810,82 + 7,812 = 818,635 \text{ kgfm.}$$

$$BEW = \text{ÖTNA} + \text{Kullanılmayan yakıt ağırlığı} \quad (6-6)$$

$$BEW = 844 + 7,2 = 851,2 \text{ kg.}$$

$$CG = M(\text{BEW}) / BEW \quad (6-7)$$

$$CG = 818,635 / 851,2 = 0,962 \text{ m. olarak bulundu.}$$

Bulunan bu ağırlık merkezi yerinin MAC üzerinde pozisyonunu bulmak için,

$$\%MAC = k * 100 / MAC \quad (6-8)$$

formülü kullanıldı. Burada MAC, ortalama aerodinamik veter uzunluğunu (m), k, bulunan ağırlık merkezi yeri ile MAC hücum kenarı arasındaki mesafeyi (m) gösterir. Buradan,

$$k = 0,962 - 0,815 = 0,147 \text{ m.}$$

$$\%MAC = 0,147 * 100 / 1,22$$

$$\%MAC = 12,03 \text{ olarak bulundu.}$$

Bu işlemleri hazırlanan bilgisayar programı ile yaparak şekil EK-1'de görülen ağırlık ve denge raporu alınabilir.

Uçak yakıt depolarının tam dolu haldeki ağırlık merkezi yerini hesaplamak için ölçülen değerler;

$$\text{ÖBA} = 279 \text{ kg,}$$

$$\text{ÖSLKA} = 382 \text{ kg,}$$

$$\text{ÖŞĞKA} = 424 \text{ kg. olarak alınmıştı.}$$

Alınan bu değerlerden uçak depolarının tam dolu olduğu haldeki ağırlık merkezi yerini (CG) bulmak için aşağıdaki işlemler yapıldı.

Formül (6-1) kullanılarak,

$$\text{BKNNA} = 279 - 0 = 279 \text{ kg.}$$

Formül (6-2) kullanılarak,

$$\text{SLKNNA} = 382 - 0 = 382 \text{ kg.}$$

Formül (6-3) kullanılarak,

$$\text{SĞKNNA} = 424 - 0 = 424 \text{ kg. değerleri bulundu.}$$

Uçak yakıt depoları tam dolu iken ölçülen toplam net ağırlığı (ÖTNA) bulmak için formül 6-4'ten,

$$\text{ÖTNA} = 279 + 382 + 424$$

$$\text{ÖTNA} = 1085 \text{ kg. olarak bulundu.}$$

Bulunan bu toplam ağırlık değerine bağlı olarak yakıt depoları tam dolu uçağın ağırlık merkezi yeri (CG) formül (4-1)'den,

$$\text{CG}_1 = 1,332 - [(279 * 1,345) / 1085]$$

$$\text{CG}_1 = 0,986 \text{ m. olarak bulundu.}$$

Bulunan bu ağırlık merkezi yerinin MAC üzerinde pozisyonunu bulmak için formül (6-8) kullanıldı ve,

$$k = 0,986 - 0,815 = 0,171 \text{ m.}$$

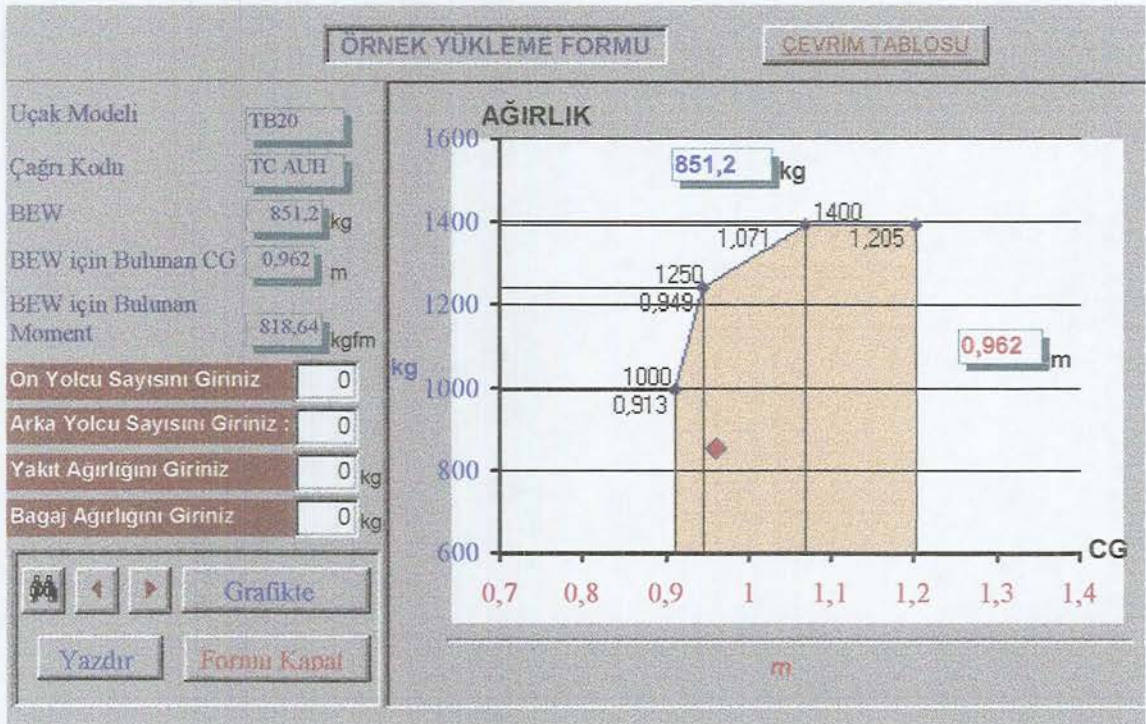
$$\%MAC = 0,171 * 100 / 1,22$$

$\%MAC = 14,016$ olarak bulundu.

Bu işlemleri hazırlanan bilgisayar programı ile yaparak şekil EK-2’te görülen ağırlık ve denge raporu alınabilir.

6.3. Deneyin Sonucu

Yukarıda yapılan ölçümler ve hesaplamalar ile uçak ana boş ağırlığı (BEW) ve buna bağlı ağırlık merkezi yeri (CG) bulundu. Öncelikle bulunan bu değerlerin uçak üretici firmasının daha önceden belirlediği sınırlar içinde olduğunun kontrol edilmesi gerekir. Bu şekil 6.14’ten faydalanılarak yapılır.



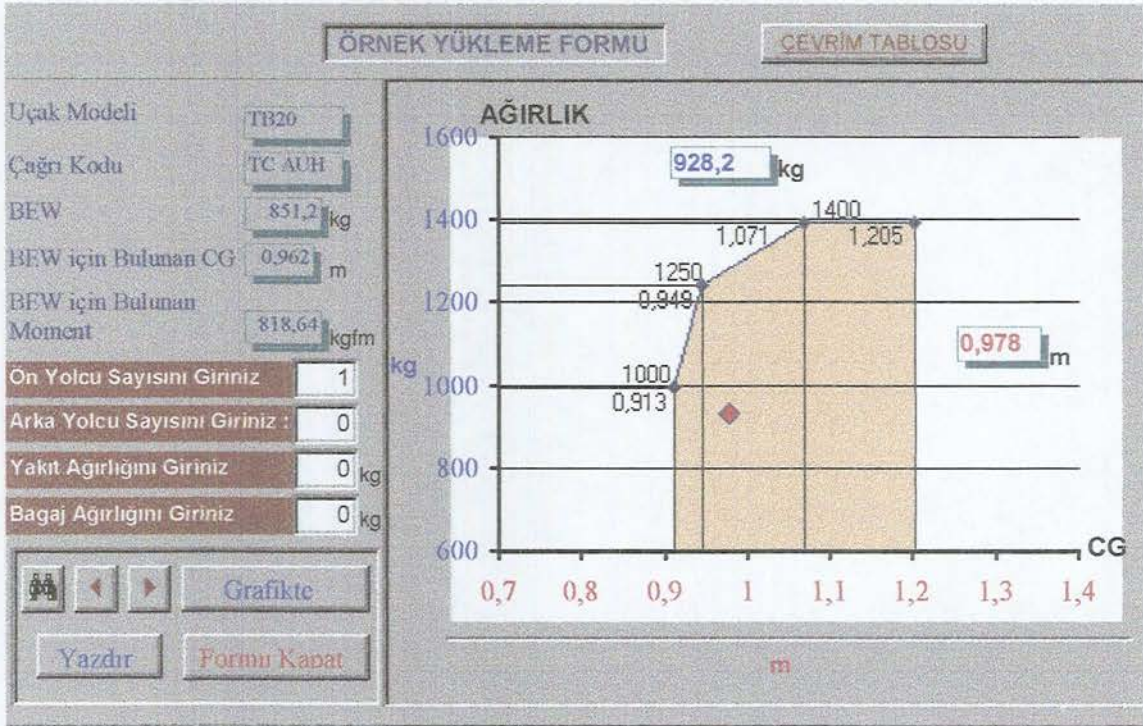
Şekil 6.14. BEW için ağırlık-CG grafiği

Grafikte “◆.” şeklinde görülen yer BEW ve CG’nin kesiştiği noktadır. Bulunan değerlerin üretici firmanın daha öncede belirlemiş olduğu sınırlar içinde

olması için “♦.” noktasının taralı bölge içinde kalması gerekir. Dolayısı ile şekil 6.14’te bulunan BEW ve CG değerlerinin belirlenen sınırlar içinde olduğu görülür.

Bulunan bu BEW ve CG değerlerini esas alarak uçağımızı çeşitli konfigürasyonlarda yükleyip yeniden elde edilen uçak ağırlık ve ağırlık merkezi yerini inceleyelim.

Uçağa 1 pilot bindiğinde yeni elde ettiğimiz ağırlık ve ağırlık merkezi yeri şekil 6.15’de gösterilmiştir.

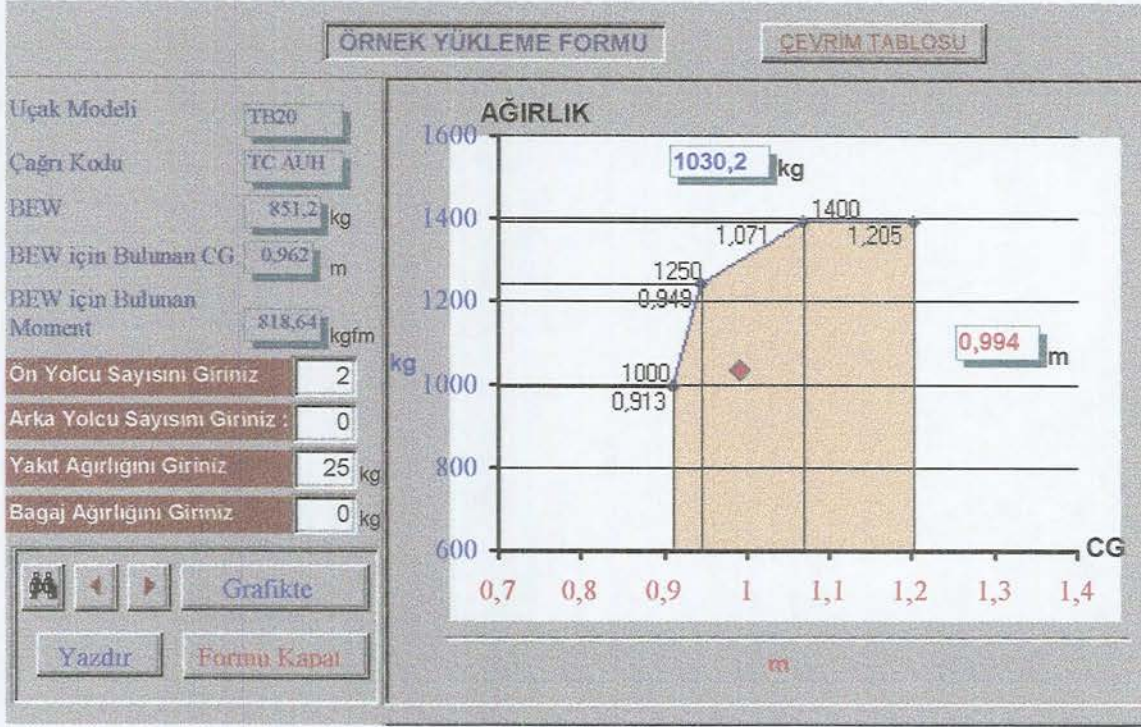


Şekil 6.15. Uçağa 1 pilot bindiği zaman elde edilen ağırlık-CG grafiği

Grafikten de görüldüğü gibi uçağa 1 pilot bindiği zaman elde edilen ağırlık ve ağırlık merkezi yeri belirlenmiş olan sınırlar içindedir. Burada bulunan CG = 0,978 m. değeri bu uçağın en ön ağırlık merkezi yerini ifade eder. Uçağın daha ön bölümlerine yükleme yapılamayacağı için BEW değerine bağlı olarak yapılan hesaplamalar sonunda uçağın ağırlık merkezi yeri hiçbir zaman 0,978 m. değerinden daha önde olamaz.

Uçağa 1 pilot, ön koltuğa 1 yolcu bindiği ve 35 lt (\approx 25 kg.) yakıt alındığı kabul edilirse, bu durumda uçak ağırlık ve ağırlık merkezi yeri şekil 6.16’da

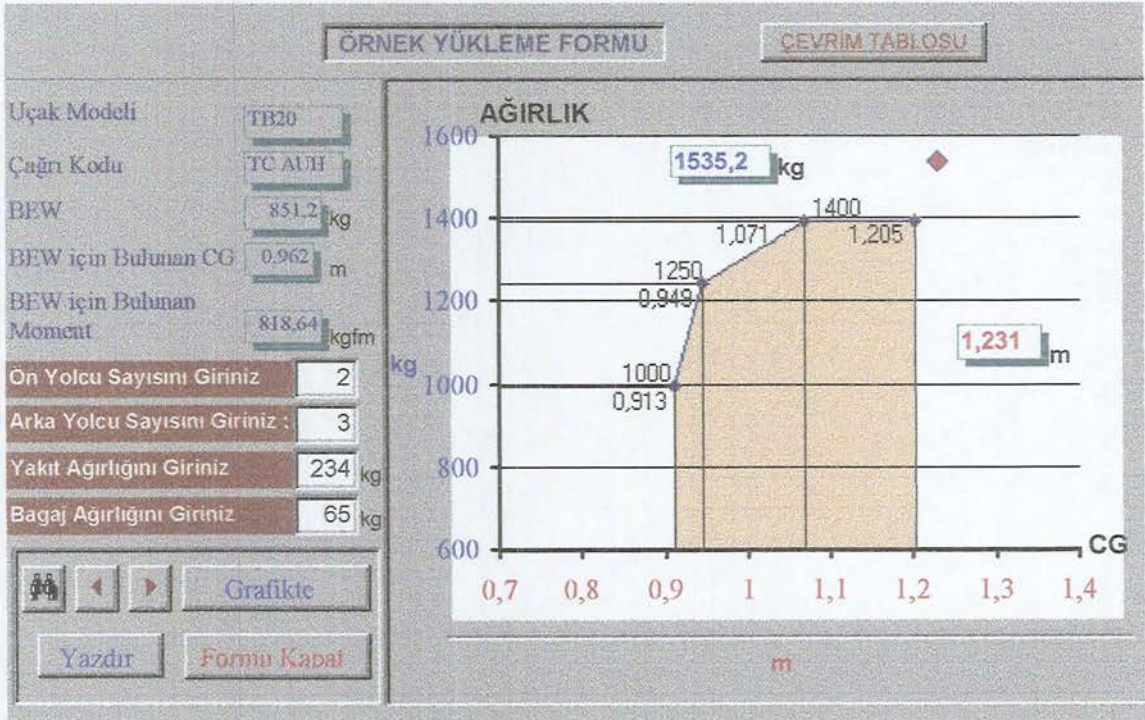
gösterildiği gibi olacaktır. Yine bulunan ağırlık ve ağırlık merkezi yerinin sınırlar içinde olduğu görülmektedir.



Şekil 6.16. Uçağa 1 pilot, 1 yolcu bindiği ve 35 lt (≈ 25 kg) yakıt alındığı zaman elde edilen ağırlık-CG grafiği

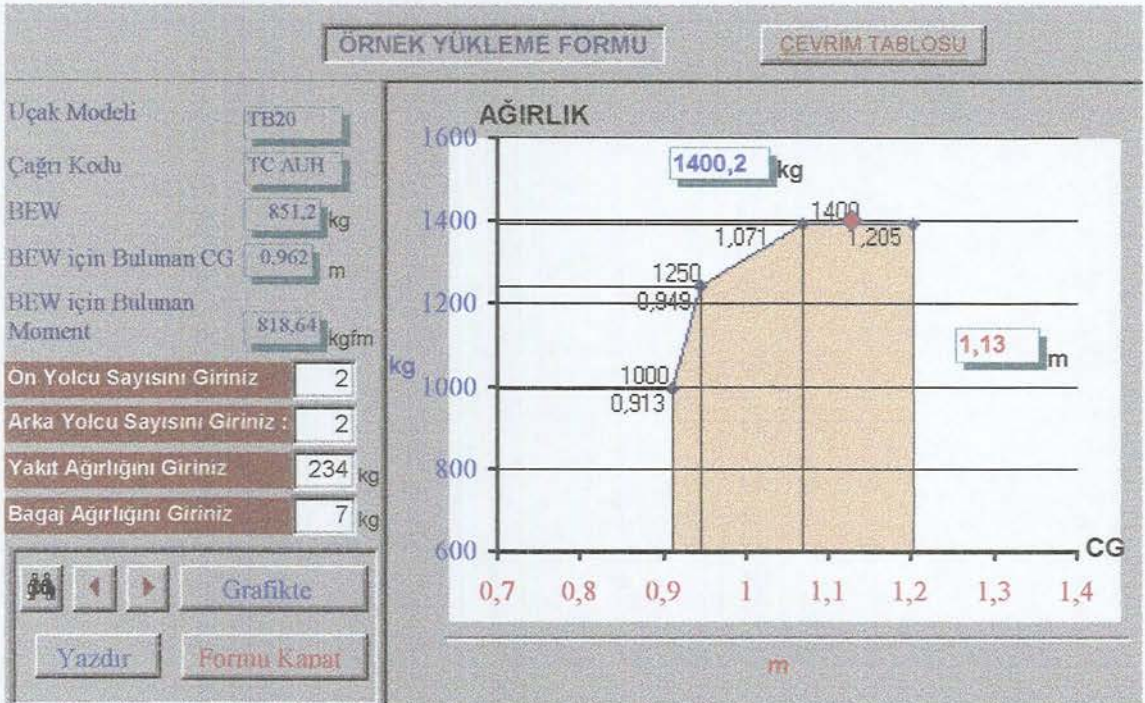
Uçak tam olarak yüklendiğinde yani 1 pilot, ön koltuğa 1 yolcu, arka koltuğa 3 yolcu, olabilecek en ağır bagaj (65kg) ve yakıt depolarını tam olarak doldurulduğunda elde edilen ağırlık ve ağırlık merkezi yeri şekil 6.17’de görülmektedir.

Şekil 6.17’de görüldüğü gibi bu durumda elde edilen uçak ağırlığı ve ağırlık merkezi yeri belirlenen sınırların dışına çıkmaktadır. Dolayısı ile bu şekilde uçmanın emniyetli olmadığı bilindiği için uçak yüklemesine sınırlamalar getirmek gerekir. Uçulacak göreve bağlı olarak, kısa menzilli uçuşlar için uçağa alınan yakıt miktarı düşürülebilir, uzun menzilli uçuşlar için yolcu sayısını ve bagaj ağırlığını azaltmak gerekir.



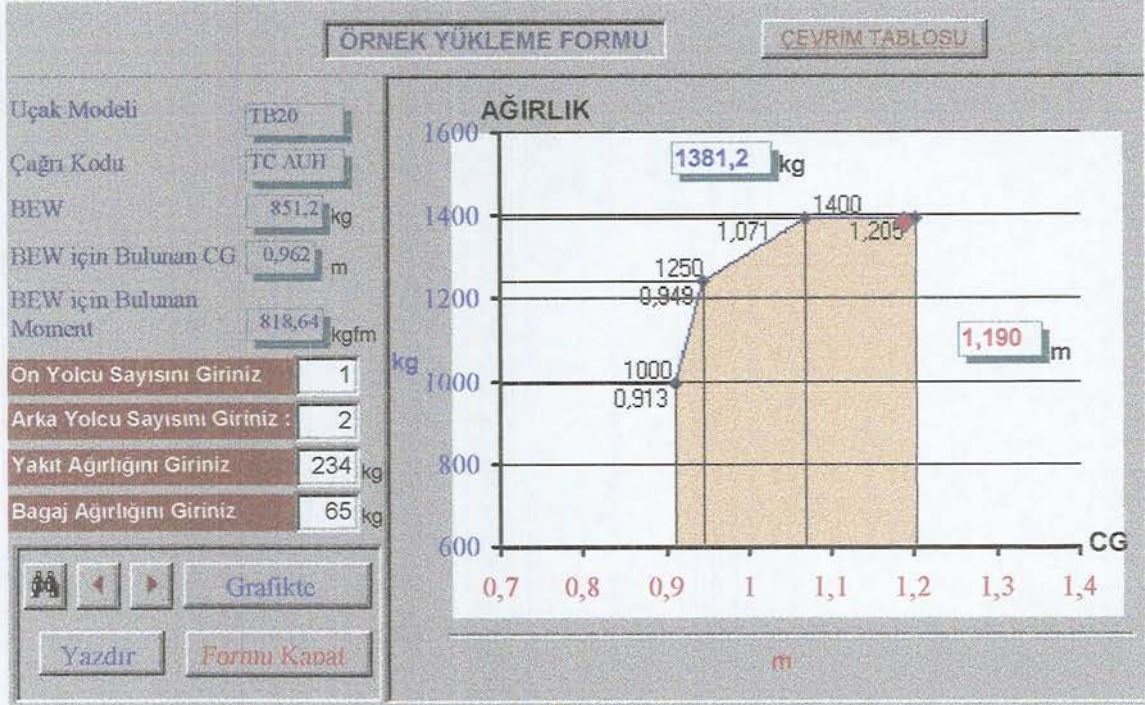
Şekil 6.17. Uçığa 1 pilot, 4 yolcu bindiği, bagaj tam dolu (65kg) olduğu halde ve yakıt depolarına tam olarak 326 lt (\approx 234 kg) yakıt alındığı zaman elde edilen ağırlık-CG grafiği

Uçığa uçuş menziline bağlı olarak tam yakıt alınacaksa, Şekil 6.18'de görüldüğu gibi 1 pilot, ön koltuğa 1 yolcu ve arka koltuğa 2 yolcu alınmalı, uçakta bagaj ağırlığı 7 kg olmalıdır.



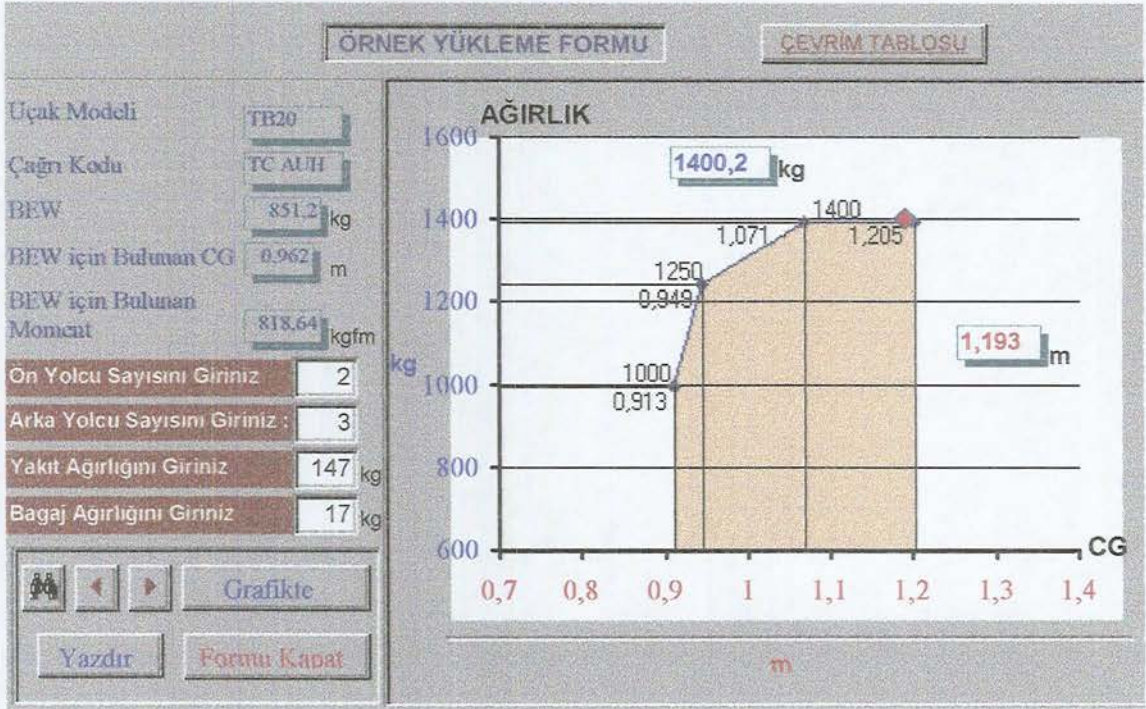
Şekil 6.18. Uçığa 1 pilot, 3 yolcu bindiği, yakıt depolarına tam yakıt 326 lt (\approx 234 kg) alındığı zaman elde edilen ağırlık-CG grafiği

Uçağa yine tam yakıt alındığı kabul edilirse, bagaj ağırlığı olabilecek en büyük değerinde (65kg) alınırsa şekil 6.19'da görüldüğü gibi uçağı uygun şekilde yüklemek için, uçağı ancak 1 pilot ve 2 yolcu binebilir.



Şekil 6.19. Uçağı 1 pilot, 2 yolcu bindiğı, bagaj tam dolu (65kg) olduğı halde ve yakıt depolarına tam yakıt (326 lt (\approx 234 kg)) alındığı zaman elde edilen ağırlık-CG grafiğı

Uçağı 1 pilot ve 4 yolcu binerse ağırlık ve ağırlık merkezi yerinin bütün uçuş boyunca belirlenen sınırlar içinde kalması için en uygun yükleme, şekil 6.20'de görüldüğü gibi yakıt ağırlığı 147 kg (\approx 204 lt) ve bagaj ağırlığı 17 kg olmalıdır. Bu durumda toplam uçak ağırlığı 1400,2 kg, buna bağılı ağırlık merkezi yeri ise 1,193m'dir. Uçuş süresince yakıt ağırlığı sürekli azalacaktır. Dolayısı ile uçağın ağırlık merkezi yeri de sürekli olarak değışecektir. Uçuş sonunda uçak depolarında kullanılabilir 15 lt yakıt (\approx 10 kg) kaldığı kabul edilirse, bu durumda uçak ağırlığı 1263,2 kg, ağırlık merkezi yeri 1,205 m (arka sınır değıeri) olur.



Şekil 6.20. Uçağa 1 pilot, 4 yolcu bindiği, bagaj ağırlığı 17 kg. ve yakıt miktarı 204 lt (≈ 147 kg) olduğu zaman elde edilen ağırlık-CG grafiği

Yukarıda yapılan değerlendirmeleri daha güvenli bir uçuş için şekil 6.21'de görüldüğü gibi bir tablo halinde hazırlayıp, uçak kullanıcılarına iletmek gerekir.

UÇAK YÜKLEME KARTI			
Yakıt Miktarı (lt)	Ön Koltuk (kişi)	Arka Koltuk (kişi)	Bagaj (kg)
Tam (326 lt)	2	2	7
Tam (326 lt)	1	2	65
Tam (326 lt)	2	1	65
204 lt	2	3	17

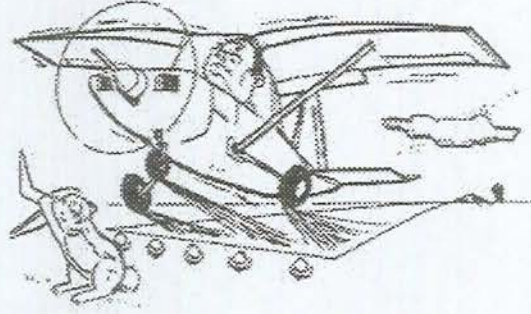
Şekil 6.21. Uçak yükleme kartı

6.4. Uçak Ağırlık ve Ağırlık Merkezi Yerinin Uçak Üzerindeki Etkileri

6.4.1. Aşırı yükün uçak üzerindeki etkileri

Aşırı yük bir uçağın uçuş performanslarını önemli derecede etkiler. Uçak kendinden beklenen performanslara ulaşamaz. Aşırı yüklenmiş bir uçak için;

- Daha yüksek kalkış hızı gerekir.
- Kalkış hareketi için daha uzun yer rulesi ve dolayısı ile daha uzun bir piste ihtiyaç vardır.
- Uçağın tırmanma oranını azalır.
- Pratik tavan yüksekliği azalır.
- Uçuş menzili azalır.
- Seyir sürati azalır.
- Manevra kabiliyeti düşer.
- Stol hızı artar.
- İniş hızı artar.
- İniş rulesi uzar. [2]



Şekil 6.22. Aşırı yük uçağın kalkış mesafesini arttırır. [2]

6.4.2. Ağırlık merkezi yerinin uçağın burun kısmına aşırı derecede kaymasının uçak üzerindeki etkileri

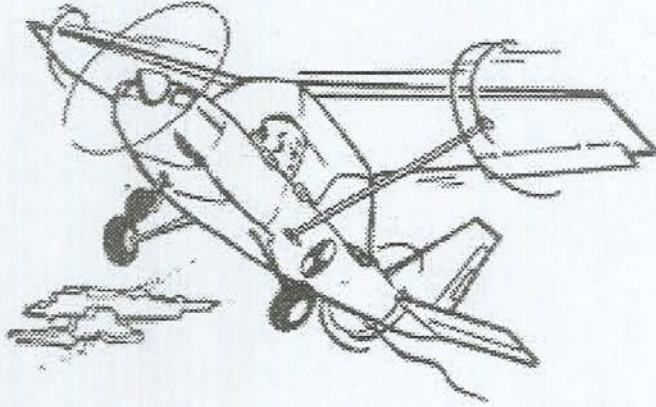
Uçağın ağırlık merkezi yerinin uçak uzunlamasına ekseninde aşırı yer değiştirmesi uçağın manevra kabiliyetini, kararlılığını ve uçuş karakteristiklerini olumsuz yönde etkiler. Uçak burun kısmının ağır olması uçak kararlılığını arttırırken, özellikle iniş ve kalkış hareketi sırasında uçak burnunun yukarı kaldırılmasını ve kontrol edilmesini zorlaştırır. Bu durumda burun aşağı verilen ufak bir kumandaya uçağın tepkisi daha büyük, burun yukarı verilen kumandaya tepkisi daha az olur. Özellikle iniş sırasında büyük problemler ortaya çıkarabilir. Ayrıca uçağı kontrol edebilmek için uçak kumanda sistemlerine ve uçuş kumanda yüzeylerine daha büyük kuvvetler uygulanması gerektiğinden uçak yapısı üzerinde olumsuz etkisi olur. [2]



Şekil 6.23. Ağırlık merkezi yerinin aşırı öne kayması özellikle iniş hareketini olumsuz etkiler [2]

6.4.3. Ağırlık merkezi yerinin uçağın kuyruk kısmına aşırı derecede kaymasının uçak üzerindeki etkileri

Uçağın ağırlık merkezi yerinin aşırı derecede kuyruk kısmına kayması, uçağın manevra kabiliyetini, kararlılığını ve uçuş karakteristiklerini olumsuz yönde etkiler. Uçak kuyruk kısmının ağır olması özellikle yapılan bir manevra hareketinden çıkışta uçak kontrolünü olumsuz yönde etkiler. Uçağın stola girmesi durumunda stoldan çıkması güçleşir. Ayrıca uçak yapısı üzerinde olumsuz etkisi olur. [2]



Şekil 6.24. Ağırlık merkezi yerinin aşırı arkaya kayması özellikle stoldan çıkışta olumsuz etkiler

[2]

7. SONUÇ ve ÖNERİLER

Bu çalışmada pervaneli, hafif ulaştırma sınıfı uçaklarda ağırlık merkezi yerinin bulunması için gerekli olan kavramlar açıklanmış, uçak ağırlığının nasıl ölçüleceği ve bu işlem sırasında nelere dikkat edilmesi gerektiği ayrıntılı olarak belirtilmiştir.

Ağırlık ve denge raporlarının hazırlanmasında ve ağırlık merkezi yerinin hesaplanmasında en önemli adımlarda bir olan uçak ağırlığının ölçülmesi ve ölçülen ağırlık noktalarının moment kolu uzunluklarının belirlenmesi sırasında bu çalışmada belirtilen adımlar söz konusu ölçümleri yapan kişiler için kaynak olarak kullanılabilir.

Bu ölçüm işlemleri sırasında referans hattın seçilmesinde üretici firma tavsiyelerine uyulması, bu konuda bilgi bulunamaması halinde referans hattın uçağın burun bölümüne yakın bir yerde seçilmesi önerilir. Bu durumda moment kolu uzunluklarının hepsinin pozitif olması yapılan hesaplamalarda hata olasılığını azaltmaktadır.

Uygun ağırlık ölçme cihazları ve uygun krikolar bulunması halinde pervaneli, hafif, ulaştırma sınıfı uçaklarda kriko noktalarından ağırlık ölçme işleminin yapılması uçağın yatay durum ayarının kolay yapılması açısından daha uygun olduğu için önerilir.

Yukarıda belirtilen ölçüm işlemleri tamamlandıktan sonra burundan tekerlekli, referans hattı ana ölçme noktalarının önünde bulunan uçaklar için bu çalışmada geliştirilen bilgisayar programı kullanılarak boş ağırlık merkezi yeri hesaplaması kolaylıkla yapılabilir, ağırlık ve denge raporları otomatik olarak hazırlanabilir ve bu bilgiler bilgisayar ortamında saklanabilir. Ayrıca bu programda boş ağırlık merkezi yeri hesaplanan uçakların şekil 6.7’de verilen model bilgilerinin girilmesi şartı ile yükleme bilgileri girilerek, uçağın yüklü haldeki ağırlık merkezi yerinin üretici firmanın belirlemiş olduğu sınırlar içinde olup olmadığı kontrol edilebilir. Bu programın burundan tekerlekli, referans hattı ana ölçme noktalarının önünde bulunan uçaklar için kullanılması uygundur ve Anadolu Üniversitesi Sivil Havacılık Yüksek Okulu envanterinde bulunan uçaklar için kullanılması önerilir. Ayrıca bu programa yapılacak küçük ilaveler ile diğer uçakların ağırlık ve denge raporlarının oluşturulması da mümkündür.

KAYNAKLAR

- [1] SCHAFER, J., *Aircraft weight and balance*, IAP Inc. Training Manual, Casper, USA (1979).
- [2] AC 91-23A., *Pilot's weight and balance handbook*, ASA Publication Inc., Seattle, USA (1977).
- [3] KROES, M.J., RARDON J.R., BENT R.D. ve McKINLEY, J.L., *Aircraft basic science*, Glencoe Division, Ohio, USA (1990).
- [4] SANDERSON, J., *A&P technician general textbook*, Sanderson Training Product, Englewood, USA (1997).
- [5] SOCATA GROUP AEROSPATIALE, *Pilot's operating handbook*, Tarbes Cedex, France (1988).
- [6] BUĞDAYCI, H., *Uçuş Mekaniği Ders Notları*, Anadolu Üniversitesi Sivil Havacılık Yüksekokulu, Eskişehir, Türkiye (2000).
- [7] AC 43.13-1A., *Acceptable methods, techniques and practices*, IAP Inc. Publication, Casper, USA (1988).
- [8] FAA., *Type certificate data sheet A51EU*, USA (1999).
- [9] İNCE, M., *Kara havacılık dergisi*, **19**,54-55 (2000).
- [10] GEREDE. E., *Ölçme teknikleri (sensors & transducers)*, Eskişehir, Türkiye (1999).
- [11] AKSAN, M.M., *Uçak Dinamiği*, Arı kitabevi, İstanbul, Türkiye (1969).
- [12] CAVCAR, A., CAVCAR, M., *Uçuş prensipleri*, T.C. Anadolu Üniversitesi Yayınları; No.:1085, Eskişehir, Türkiye (1999).
- [13] DOLE, E.C., *Flight theory for pilots*, Jepsen Sanderson Training Product, USA (1994).
- [14] BUĞDAYCI, H., *Temel Havacılık Bilgisi ders notları*, Anadolu Üniversitesi Sivil Havacılık Yüksekokulu, Eskişehir, Türkiye (1991).
- [15] SOCATA GROUP AEROSPATIALE, *TB 20 maintenance manual*, Tarbes Cedex, France (1999).

AĞIRLIK ve DENGE RAPORU

19.06.2002

Çağrı Kodu: TC AUH

Uçak Modeli: TB20

Üretici Firma: SOCATA

Seri No: 1226

MTOW: 1400 kg

MLW: 1400 kg

SEW: 800 kg

Referans Hat: Yangın Duvarı

	Ölçülen Ağırlık (kg)	Dara (kg)	Net Ağırlık
Burun	233	0	233
Sol	287	0	287
Sağ	324	0	324
Ölçülen Toplam Net Ağırlık (ÖTNA)	844		

ÖTNA için AĞIRLIK MERKEZİ YERİNİN BULUNMA

$$CG = D - [(F * L) / W]$$

$$CG = 1,332 - [(233 * 1,345) / 844]$$

$$CG = 0,961 \text{ m}$$

BEW için CG Hesaplaması

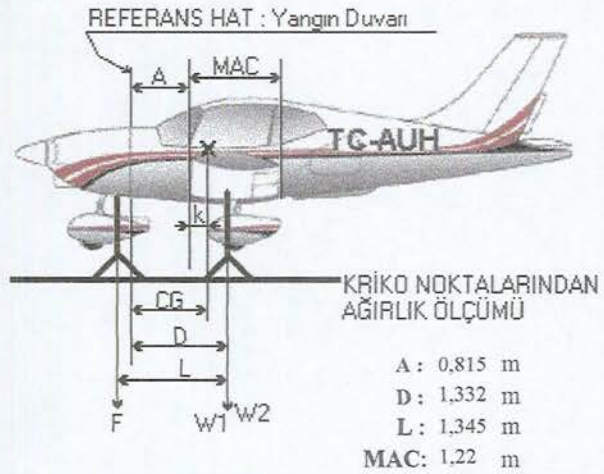
	Ağırlık (kg)	Moment Kolu (m)	Moment (kgfm)
ÖTNA	844	0,961	810,823
Kullanılmayan Yakıt	7,2	1,085	7,812
	0	0	0
BEW	851,2	0,962	818,635

Örnek Yükleme

	Ağırlık (kg)	Moment Kolu (m)	Moment (kgfm)
BEW	851,2	0,962	818,635
Yakıt	0	1,085	0
Pilot/ÖnYolcu	77	1,155	88,935
Arka Yolcular	0	2,035	0
Bagaj	0	2,6	0
SONUÇ	928,2	0,9778	907,5700

Örnek Yükleme

	Ağırlık (kg)	Moment Kolu (m)	Moment (kgfm)
BEW	851,2	0,962	818,635
Yakıt	25	1,085	27,125
Pilot/ÖnYolcu	154	1,155	177,87
Arka Yolcular	154	2,035	313,3900
Bagaj	65	2,6	169
SONUÇ	1249,2	1,2056	1506,020



A : 0,815 m

D : 1,332 m

L : 1,345 m

MAC : 1,22 m

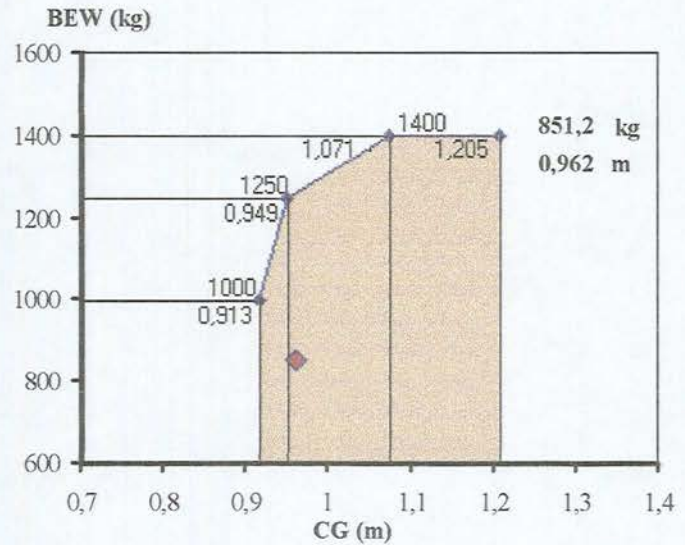
CG' in MAC üzerindeki Pozisyonu

$$\% MAC = k * 100 / MAC$$

$$\% MAC = 0,147 * 100 / 1,22$$

$$\%MAC = \% 12,03$$

Ağırlık_CG Grafiği



Raporu Hazırlayan: Kadir Armutlu

Tarih : 19.06.2002

İmza :

MTOW : Maksimum kalkış ağırlığı

L : Burun kriko noktası ile ana kriko noktaları arasındaki yatay mesafe

D : Ana kriko noktalarının moment kolu uzunluğu

MLW : Maksimum iniş ağırlığı

MAC : Kanat ortalama veter uzunluğu

F : Uçağın ölçülen burun net ağırlığı

SEW : Standart boş ağırlık

%MAC: BEW için bulunan CG yerinin MAC üzerindeki pozisyonu

W1 : Uçağın Sol kriko noktasından ölçülen ağırlığı

ÖTNA : Ölçülen toplam net ağırlık

A : MAC hücum kenarı moment kolu uzunluğu

W2 : Uçağın Sağ kriko noktasından ölçülen ağırlığı

CG : Ağırlık merkezi yeri

k : BEW için bulunan CG yeri ile MAC hücum kenarı arasındaki mesafe

BEW : Esas boş ağırlık

EK-2

AĞIRLIK ve DENGE RAPORU

Çağrı Kodu: TC AUH

Uçak Modeli: TB20

Üretici Firma: SOCATA

Seri No: 1226

MTOW: 1400 kg

MLW: 1400 kg

SEW: 800 kg

Referans Hat: Yangın Duvarı

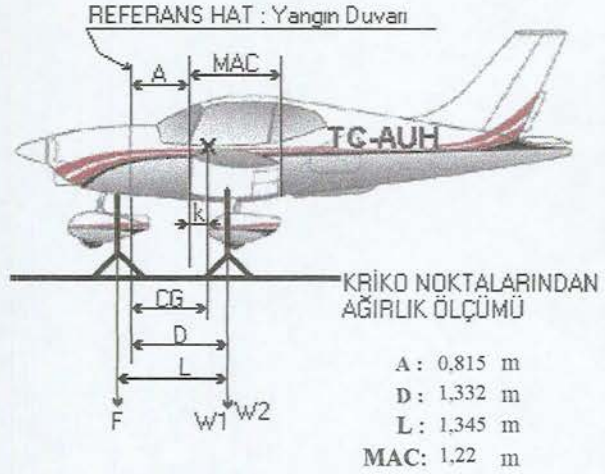
	Ölçülen Ağırlık (kg)	Dara (kg)	Net Ağırlık
Burun	279	0	279
Sol	382	0	382
Sağ	424	0	424
Ölçülen Toplam Net Ağırlık (ÖTNA)	1085		

ÖTNA için AĞIRLIK MERKEZİ YERİNİN BULUNMA

$$CG = D - [(F * L) / W]$$

$$CG = 1,332 - [(279 * 1,345) / 1085]$$

$$CG = 0,986 \text{ m}$$



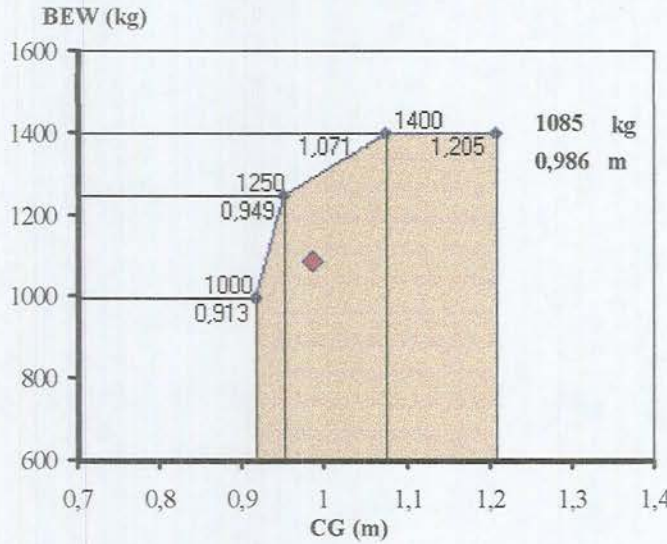
CG' in MAC üzerindeki Pozisyonu

$$\% MAC = k * 100 / MAC$$

$$\% MAC = 0,171 * 100 / 1,22$$

$$\%MAC = \% 14,03$$

Ağırlık_CG Grafiği



MTOW : Maksimum kalkış ağırlığı

L : Burun krikos noktası ile ana krikos noktaları arasındaki yatay mesafe

D : Ana krikos noktalarının moment kolu uzunluğu

MLW : Maksimum iniş ağırlığı

MAC : Kanat ortalama veter uzunluğu

F : Uçağın ölçülen burun net ağırlığı

SEW : Standart boş ağırlık

%MAC: BEW için bulunan CG yerinin MAC üzerindeki pozisyonu

W1: Uçağın Sol krikos noktasından ölçülen ağırlığı

ÖTNA : Ölçülen toplam net ağırlık

A : MAC hücum kenarı moment kolu uzunluğu

W2: Uçağın Sağ krikos noktasından ölçülen ağırlığı

CG : Ağırlık merkezi yeri

k : BEW için bulunan CG yeri ile MAC hücum kenarı arasındaki mesafe

BEW : Esas boş ağırlık