

**BURUN TEKERLEKLİ HAFİF NAKLIYE UÇAĞI
İNİŞ TAKIMI ÖN TASARIMI
VE BOYUTLANDIRILMASI
HD 19 İÇİN BİR UYGULAMA**

Muhammet ERDEM

YÜKSEK LİSANS TEZİ

**Sivil Havacılık Anabilim Dalı
15 Kasım 1995**

Muhammet ERDEM'in Yüksek Lisans Tezi olarak hazırladığı "Burun Tekerlekli Hafif Nakliye Uçağı İniş Takımı Ön Tasarımı ve Boyutlandırılması, HD-19 İçin Bir Uygulama" başlıklı tez 15.11.1995 tarihinde aşağıdaki jüri tarafından Lisansüstü Öğretim Yönetmeliğinin ilgili maddeleri uyarınca değerlendirilerek kabul edilmiştir.

Üye (Tez Danışmanı) : Doç.Dr.Hikmet KARAKOÇ

Üye : Prof.Dr.Ertuğrul KÜÇÜKKARAMIKLI

Üye : Prof.Dr.Hidayet BUĞDAYCI

Anadolu Üniversitesi Fen Bilimleri Enstitüsü Yönetim Kurulu'nun 05.12.1995...tarih ve ...20/5.....sayılı kararıyla onaylanmıştır.

ÖZET
Yüksek Lisans Tezi

BURUN TEKERLEKLİ HAFİF NAKLİYE UÇAĞI
İNİŞ TAKIMI ÖN TASARIMI ve BOYUTLANDIRILMASI
HD 19 İÇİN BİR UYGULAMA

MUHAMMET ERDEM

Anadolu Üniversitesi
Fen Bilimleri Enstitüsü
Sivil Havacılık Anabilim Dalı

Danışman: Doç.Dr.Hikmet KARAKOÇ
1995, Sayfa 129

Uçak ön tasarım çalışmalarında önemli bir yer tutan iniş takımı ön tasarımı pek çok alt sistem ve elemanların tasarım ve ölçülendirilmesini kapsamaktadır. Bu çalışma, iniş takımı tasarım safhaları ve uçak tasarımı ile iniş takımları tasarımı arasındaki ilişki hakkında genel bir bilgi vermekte, burun tekerlekli hafif nakliye uçağı iniş takımı ön tasarımı ve boyutlandırılmasını içermektedir. İniş takımları ön tasarımı ve boyutlandırılması, iniş takımları yerleşiminin incelenmesi, lastik seçimi, seçilen lastik ve uçağın flotation analizi, oleopnömatik amortisör tasarımı, fren tasarımı ve boyutlandırılması, iniş takımlarına etkileyen yüklerin hesaplanmasını içermektedir. Bu çalışma kapsamındaki konuların FAR Part 23'e göre burun tekerlekli hafif nakliye uçağında bir uygulaması yapılmıştır. Ayrıca tüm çalışmaları kapsayan bir bilgisayar programı hazırlanmış ve programın akış şeması, kullanma kılavuzu, bilgisayar programından örnek uçak için elde edilen sonuçlarla birlikte çalışma ekinde sunulmuştur. Programın, amortisör ve lastik yükleri için elde edilen ve çalışma içerisinde yer alan ifadelerin taylor serisi açılımı uygulanarak hazırlanmış bölümü kullanılarak, amortisörün yük-piston hareketi eğrisi elde edilebilmekte ve amortisör verimi, maksimum yük, piston kurs boyu değerleri hesaplanabilmektedir. Oleopnömatik amortisör dizaynı kapsamında, orifis katsayısı ile "piston kesit alanı/başlangıçta hava hacmi" değerlerinin amortisörde verim, maksimum yük ve piston kurs boyu değerlerine etkileri incelenmiş ve inceleme neticesi elde edilen sonuçlar değerlendirilmiştir.

Anahtar Kelimeler: Uçak Dizaynı, İniş Takımı, Lastik, Flotation, Amortisör, Fren

ABSTRACT
Master of Science Thesis

**PRELIMINARY DESIGN AND SIZING OF
A NOSE WHEEL TYPE LIGHT WEIGHT
TRANSPORTATION AIRCRAFT LANDING GEAR
ONE APPLICATION FOR HD 19**

MUHAMMET ERDEM

Anadolu University
Graduate School of Natural and Applied Sciences
Civil Aviation Program

Supervisor: Dr.Hikmet KARAKOÇ
1995, Page 129

Preliminary design of landing gear which holds an important place in preliminary aircraft design studies includes numerous subsystem and component designs. This study gives general information about landing gear design phases, relations between landing gear and aircraft design, and includes the preliminary design and sizing of a nose wheel type light weight transportation aircraft landing gear. Landing gear preliminary design and sizing consists of landing gear layout analyze, selection of tires, flotation analyze for the selected tires and aircraft, oleopneumatic shock absorber design, brake design and sizing, calculation of loads affecting landing gears. The application of the subjects included by this study has been performed on a nose wheel type light weight transportation aircraft in accordance with FAR Part 23. A computer program has been prepared for all studies, a user manual and a flow chart for this computer program, and the obtained results from the program for the sample aircraft are attached. The shock absorber load-stroke curve can be obtained and the efficiency of the shock absorber, maximum load, maximum stroke can be calculated by using the section of program prepared by application of taylor series to the loads of shock absorber and tire defined in the study. Within the oleopneumatic shock absorber design, the effect of the orifice coefficient and "the section area of the piston/the initial air volume" values to the efficiency of the shock absorber, maximum load, and maximum stroke have been investigated and the results of investigation analyzed.

Key Words: Aircraft Design, Landing Gear, Tire, Flotation, Shock Absorber, Brake

İÇİNDEKİLER

ŞEKİLLER DİZİNİ	i
ÇİZELGELER DİZİNİ	ii
SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ	iii
1. GİRİŞ	1
2. İNiŞ TAKIMLARI ÖN TASARIMI	3
2.1. İNiş Takımları Tasarım Çalışmaları	3
2.1.1. Genel	3
2.1.2. Ön tasarım safhası	3
2.1.3. Detaylı tasarım safhası	6
2.2. İNiş Takımlarının Yerleştirilmesi	8
2.3. Lastik Seçimi	8
2.3.1. Genel	8
2.3.2. Lastik yükleri	9
2.3.3. Lastik seçimi	11
2.3.4. Lastiğin yük-çökme eğrisi	11
2.4. Flotation	15
2.4.1. Genel	15
2.4.2. LCN yöntemi ile flotation analizi	15
2.4.3. LCG yöntemi ile flotation analizi	16
2.4.4. ACN/PCN yöntemi ile flotation analizi	18
2.4.5. CBR yöntemi ile flotation analizi	18
2.5. Amortisör Tasarımı	23
2.5.1. Genel	23
2.5.2. Oleopnömatik amortisörler	23
2.5.3. Piston kurs boyunun hesaplanması	24
2.5.4. Amortisörün boyutlandırılması	26
2.5.5. Amortisör tasarımının optimizasyonu	27
2.5.6. Toplam amortisör yükü	29
2.5.7. İNiş sırasında ilk vuruş anındaki yükler	31
2.5.7.1. Taşıma kuvvetinin uçak ağırlığına eşit olması durumunda yükler	33
2.5.7.2. Taşıma kuvvetinin sıfıra eşit olması durumunda yükler	34
2.6. Fren Tasarımı	35
2.6.1. Genel	35
2.6.2. Fren tarafından absorbe edilecek enerjinin hesaplanması	35
2.6.3. Frenin boyutlandırılması	36
2.6.4. Isı toplama malzemesinin seçimi	39

2.7. İniş Takımlarına Etkiyen Yükler	41
2.7.1. Genel	41
2.7.2. İniş takımlarına etkiyen yüklerin hesaplanması	42
3. İNiŞ TAKIMLARI ÖN TASARIMI İLE İLGİLİ BİLGİSAYAR YAZILIMI VE BİR UYGULAMA	48
3.1. Genel Bilgiler	48
3.1.1. Uygulama ve bilgisayar yazılımı	48
3.1.2. Örnek uçağın özellikleri	48
3.2. Örnek Uçağın İniş Takımları Yerleşiminin İncelenmesi	50
3.3. Örnek Uçak İçin Lastik Seçimi	51
3.3.1. Genel	51
3.3.2. Lastik yüklerinin hesaplanması	51
3.3.3. Lastiklerin seçimi	52
3.3.4. Lastiğin yük-çökme eğrisi	53
3.4. Seçilen Lastiklerle Flotation Analizi	55
3.4.1. Genel	55
3.4.2. Örnek uçağın LCN yöntemi ile flotation analizi	55
3.4.3. Örnek uçağın LCG yöntemi ile flotation analizi	56
3.4.4. Örnek uçağın CBR yöntemi ile flotation analizi	56
3.5. Amortisör Tasarımı	58
3.5.1. Genel	58
3.5.2. Amortisör piston kurs boyunun hesaplanması	60
3.5.3. Amortisörün boyutlandırılması	60
3.5.4. Amortisör tasarımının optimizasyonu	62
3.6. Örnek Uçak İçin Fren Tasarımı	66
3.7. Örnek Uçağın İniş Takımlarına Etkiyen Yüklerin Hesaplanması	68
4. SONUÇLAR	72
5. KAYNAKLAR	75
6. EKLER	
Ek-1 : Bilgisayar Yazılımından Örnek Uçak İçin Elde Edilen Ön Tasarım Bilgileri	77
Ek-2 : İniş Takımları Ön Tasarım Programı Kullanma Kılavuzu	86
Ek-3 : İniş Takımları Ön Tasarım Programı Akış Şeması	122
7. ÖZGEÇMİŞ	

ŞEKİLLER DİZİNİ

2.1.	Ön tasarım çalışmaları	5
2.2.	Detaylı tasarım çalışmaları	7
2.3.	Devrilme açısı (θ)	9
2.4.	İniş takımlarının yerleşimi	10
2.5.	Lastik için yük-çökme eğrisi	12
2.6.	Lastik kesit yüksekliği	14
2.7.	LCN Grafiği (Currey 1988)	16
2.8.	LCG grafiği (Currey 1988)	17
2.9.	Eşdeğer tek lastik yükü faktörü	19
2.10.	Bir geçiş için CBR grafiği (Currey 1988)	20
2.11.	Toplam uçak geçiş sayısı faktörleri	22
2.12.	Amortisörlerin verim ve ağırlık yönünden karşılaştırması	24
2.13.	Bir amortisörün yük-piston hareketi eğrisi	29
2.14.	İniş takımı yerleşimi ve etkileyen yükler	32
2.15.	Yaklaşık olarak fren ağırlıkları (Currey 1988)	37
2.16.	Yaklaşık olarak fren ağırlıkları (Currey 1988)	37
2.17.	Yaklaşık olarak ısı toplama malzemesi hacmi (Currey 1988)	38
2.18.	Yaklaşık olarak ısı toplama malzemesi hacmi (Currey 1988)	38
2.19.	Fren malzemelerinin hacim ve ağırlık yönünden birbirleriyle karşılaştırması	41
2.20.	İniş takımı yüklerinde pozitif yönler	46
3.1.	İniş takımları tasarım programının bölümleri	49
3.2.	F_0 ve S/V_0 değerlerinin amortisör verimine etkisi	63
3.3.	F_0 ve S/V_0 değerlerinin amortisör maksimum yüküne etkisi	63
3.4.	F_0 ve S/V_0 değerlerinin amortisör piston kurs boyuna etkisi	64
3.5.	Orifis katsayısı değerinin amortisör verimine etkisi	65
3.6.	Orifis katsayısı değerinin amortisör maksimum yüküne etkisi	65
3.7.	Orifis katsayısı değerinin amortisör piston kurs boyuna etkisi	65
3.8.	Uçak tekerleği kesit görünüşü	67
3.9.	Örnek uçak ana iniş takımı yük zarfı (z-x eksen)	70
3.10.	Örnek uçak ana iniş takımı yük zarfı (z-y eksen)	70
3.11.	Örnek uçak burun iniş takımı yük zarfı (z-x eksen)	71
3.12.	Örnek uçak burun iniş takımı yük zarfı (z-y eksen)	71

ÇİZELGELER DİZİNİ

2.1.	LCN Değerlerine Bağlı Pist Kullanım Miktarları (SAE-AIR-1780 1994)	17
2.2.	LCG Grupları (Currey 1988)	17
2.3.	CBR yöntemi ile flotation analiz formu	21
2.4.	Isı toplama malzemesi ölçüleri	39
2.5.	Çeşitli pozisyonlarda iniş takımlarına gelen yükler	44
2.6.	Uçağın çekilmesi esnasında iniş takımlarına gelen yükler	47
3.1.	Örnek uçakta kullanılacak lastikler	54
3.2.	Örnek uçak için doldurulmuş CBR yöntemi ile flotation analiz formu	59
3.3.	Amortisörde piston hareketine bağlı pnömatik yükler	62
3.4.	Örnek uçak iniş takımlarına etkileyen yükler	69

SİMGELER VE KISALTMALAR DİZİNİ

Simgeler

- A : Lastiğin yere temas yüzeyi (m^2),
 B : Hidrolik yağ için bulk modülüs değeri (Pa),
 C : Lastiğin yerde oluşturduğu iz sayısı,
 D_0 : Lastik dış çapı (m),
 D_i : Lastik iç çapı (m),
 E : Absorbe edilen enerji (J),
 F : Yük (N),
 F_0 : Amortisör ön yükü (N),
 F_E : Eşdeğer tek tekerlek yükü (N),
 F_H : Amortisörde hidrolik kuvvet (N),
 F_P : Amortisörde pnömatik kuvvet (N),
 F_F : Amortisörde sürtünme kuvveti (N),
 G : Bir tekerlek için toplam geçiş sayısı,
 G_A : Toplam uçak geçiş sayısı,
 K : Orifis katsayısı (kg/m),
 K_L : Lastikler arasındaki mesafeye bağlı yük faktörü,
 K_X : L_X değerine bağlı geçiş sayısı faktörü,
 K_Y : L_Y değerine bağlı geçiş sayısı faktörü,
 L : Aerodinamik taşıma kuvveti (N),
 L_A : Ana iniş takımı ile ağırlık merkezi arasındaki mesafe (x ekseninde) (m),
 L_{AB} : Ana ve burun iniş takımları arasındaki maksimum mesafe (x ekseninde) (m),
 L_B : Burun iniş takımı ile ağırlık merkezi arasındaki mesafe (x ekseninde) (m),
 L_θ : Ağırlık merkezinin, yatay düzlemde ana ve burun iniş takımlarından geçen doğruya (devrilme eksenine) uzaklığı (m),
 L_T : İki ana iniş takımı tekerlek eksenleri arasındaki mesafe (m),
 L_t : Bir iniş takımı üzerinde iki tekerlek eksenleri arasındaki mesafe (m),
 L_X : Ana ve burun iniş takımı tekerlekleri arasında y ekseninde bulunan mesafe (m),
 L_Y : Ana iniş takım tekerlekleri arasındaki mesafe (m),
 M : Mega ($\times 10^6$),
 N : Newton ($kg \cdot m/s^2$),
 N_{CG} : Toplam yük katsayısı,
 N_F : Uçakta toplam fren sayısı,
 N_L : İniş takımları yük katsayısı,
 N_T : İniş takımı üzerindeki tekerlek sayısı,
 P : Amortisörde herhangi bir anda hava basıncı (Pa),
 Pa : Pascal (N/m^2),
 P_0 : Piston tamamen dışarıda iken amortisörde hava basıncı (Pa),
 P_1 : Piston tamamen içeride iken amortisörde hava basıncı (Pa),
 P_T : Lastik yere temas basıncı (Pa),
 R_0 : Lastik dış yarıçapı (m),
 R_i : Lastik izinin daire yarıçapı (m),
 S : Amortisör piston kesit alanı (m^2),
 V : Amortisörde herhangi bir anda hava hacmi (m^3),

- V_0 : Piston tamamen dışarıda iken amortisör hava hacmi (m^3),
 V_1 : Piston tamamen içeride iken amortisörde hava hacmi (m^3),
 V_A : Amortisör piston hızı (amortisör eksenini doğrultusunda) (m/s),
 V_H : Piston tamamen dışarıda iken amortisörde hidrolik yağ hacmi (m^3),
 V_L : İniş anında maksimum hız (m/s),
 V_T : Kalkış anında maksimum yatay hız (m/s),
 W_I : Bir iniş takımına düşen maksimum iniş ağırlığı (N),
 W_L : İniş anında maksimum uçak ağırlığı (N),
 W_T : Kalkış anında maksimum uçak ağırlığı (N),
- a : İvme (m/s^2),
 b_I : Lastik izinin genişliği (m),
 b_L : Lastik genişliği (m),
 d : Amortisör piston çapı (m),
 g : Yerçekimi ivmesi (m/s^2),
 h : Ağırlık merkezinin tekerlek eksenlerinden yüksekliği (m),
 h_{CG} : Ağırlık merkezinin yerden yüksekliği (m),
 k : Lastik çöküş katsayısı (N ve m),
 kg : Kilogram,
 m : Metre,
 m_a : Bir iniş takımına düşen uçak kütlesi (kg),
 m_t : Bir iniş takımı için uçaktan bağımsız hareket edebilen elemanların (tekerlek, amortisör pistonu vs.) kütlesi (kg),
 n : Lastik çöküş katsayısı,
 psi : Pound/inç²,
 s : Saniye,
 z : Uçağın z ekseninde hareketi (m),
- α : Ağırlık merkezi ve aks ekseninden geçen doğrunun z eksenini ile yaptığı açı,
 α_0 : İniş anında hücum açısı ($^\circ$),
 β : İniş anında amortisör eksenini ile z eksenini arasındaki açı (xz düzleminde),
 δ_A : Amortisör pistonunun hareketi (amortisör eksenini doğrultusunda) (m),
 δ_L : Lastik çökme miktarı (m),
 δ_T : Lastik kesit yüksekliği (m),
 γ : Politropik genleşme katsayısı,
 η : Verim,
 ϕ_x : xz düzleminde amortisör eksenini ile z eksenini arasındaki tasarım açısı ($^\circ$),
 ϕ_y : yz düzleminde amortisör eksenini ile z eksenini arasındaki tasarım açısı ($^\circ$),
 μ : Lastiğin sürtünme katsayısı,
 θ : Devrilme açısı ($^\circ$),
 σ : Hava yoğunluk oranı,

Alt ve üst indisler

A	: Amortisör,
F	: Fren,
İ	: İniş takımı,
L	: Lastik,
T	: Tekerlek,
U	: Uçak,
a	: Ana iniş takımı,
b	: Burun iniş takımı,
ç	: Çökme,
f	: Frenleme,
max	: Maksimum,
min	: Minimum,
n	: Normal çalışma şartları,
s	: Statik,
t	: Toplam,
x	: Uçağın uzunlamasına eksen koordinatı,
y	: Uçağın yanlamasına eksen koordinatı,
z	: Düşey koordinat,

Kısaltmalar

ACN/PCN	: Aircraft Classification Number / Pavement Classification Number (Uçak Sınıflandırma Numarası/Pist Sınıflandırma Numarası),
CBR	: California Bearing Ratio (Kaliforniya Bilya Oranı),
FAA	: Federal Aviation Agency (Federal Havacılık Bürosu),
FAR	: Federal Aviation Regulations (Federal Havacılık Kuralları),
ICAO	: International Civil Aviation Organization (Uluslararası Sivil Havacılık Kurulu),
LCG	: Load Classification Group (Yük Sınıflandırma Grubu),
LCN	: Load Classification Number (Yük Sınıflandırma Numarası),
PCA	: Portland Cement Association (Portlant Çimento Kurulu),
SAE-AIR	: Society of Automotive Engineers - Aerospace Information Report (Otomotiv Mühendisleri Kurumu - Uzay/Havacılık Bilgi Raporu),
SAE-ARP	: Society of Automotive Engineers - Aerospace Recommended Practice (Otomotiv Mühendisleri Kurumu - Uzay/Havacılık Tavsiye Edilen Uygulamalar).

1. GİRİŞ

1903 yılında Wright kardeşlerin ilk uçuşu yapmasıyla iniş takımları da gündeme gelmiş, başlangıçta bisiklet tekeri gibi basit sistemler kullanılırken uçaklardaki gelişmeye paralel olarak gelişmiştir.

Uçak tasarımındaki gelişmeler sonucu daha yüksek hıza sahip uçakların tasarımının yapılmasıyla, iniş takımlarının aerodinamik sürüklemesi önem kazanmıştır. Önceleri aerodinamik sürüklemeyi azaltıcı elemanlar kullanılırken, iniş takımlarının kalkıştan sonra gövde içerisine alınması, yani iniş takımları açma-kapama sistemleri gündeme gelmiştir. İlk açılır-kapanır iniş takımlarına sahip uçaklar Bristol (İngiltere) firması tarafından 1920'lerin sonlarında tasarımı yapılan Jupiter uçağı ile 1930 yılında ABD'de Lockheed firması tarafından tasarımı yapılan Model 8D Altair uçaklarıdır.

İniş takımlarında önceleri amortisör görevini yapan basit elemanlar kullanılmış, daha sonra kauçuk sönümleyicilerin ve hidrolik amortisörlerin kullanılmasına başlanmıştır. Bu gelişmelere paralel olarak zaman içerisinde fren sistemlerinde, lastik tasarımlarında ve diğer iniş takımları eleman ve sistemlerinde de gelişmeler sağlanmıştır.

Tekerlekli iniş takımlarının haricinde geliştirilmiş başka tip iniş takımları da mevcut olup, bunların önemlileri ve kullanım yerleri şöyledir:

- a) Bot tipi yüzer elemanlar kullanan deniz uçakları su üzerine iniş yapılması imkan vermektedir,
- b) Kayak kullanan iniş takımları karla kaplı yüzeylere iniş imkanı vermektedir,
- c) İniş için hava yastığı kullanan uçaklar yumuşak zeminlere de iniş yapabilmektedir.

İniş takımlarına bir sistem olarak bakıldığında pek çok alt sistem ve elemanlardan oluştuğu görülür. Bu sistem ve elemanları şöyle sıralayabiliriz :

- a) Ana ve yardımcı (burun, kuyruk vs.) iniş takımları,
- b) Amortisör,
- c) Fren,
- d) Cant,
- e) Lastik,
- f) Yerde yön kontrol (steering) sistemi,
- g) İniş takımları açma-kapama sistemi,
- h) İniş takımları kumanda sistemleri,
- i) Kilit sistemi,
- j) İniş takımı yuvalarının kapakları,
- k) Frenleme esnasında kaymayı önleyici (anti-skid) sistem,
- l) Uçağın krikoyla kaldırılması, yerde bağlanması ve yedekte çekilmesi için gerekli bağlantı yerleri
- m) Durdurma kancası (arresting hook),
- n) Paraşüt.

Bu eleman ve sistemlerin tamamı her uçakta olmayabilir. Örneğin durdurma kancası ve paraşüt sadece bazı savaş uçaklarında kullanılmaktadır.

Burun tekerlekli hafif nakliye uçağı iniş takımları ön tasarım çalışmaları kapsamında ikinci bölümde iniş takımları ön tasarımı ile ilgili bilgiler açıklanmış, üçüncü bölümde bu bilgilerle örnek bir uçakta (HD-19) uygulaması yapılmıştır. Elde edilen sonuçlar dördüncü bölümde topluca verilmiştir. Ayrıca lastik ile ilgili kataloglardan elde edilen bilgiler kullanılarak yük-çökme eğrisi ifadesinin nasıl elde edileceği, seçilen

lastikler için flotation analizi detaylıca açıklanmış ve amortisör verimini etkileyen parametreler kullanılarak amortisör tasarımının optimizasyonu yapılmıştır.

Yapılan tasarım işlemlerinde hesaplama işlemlerinin çok kısa bir sürede gerçekleştirilmesi ve amortisör, piston hareketi-yük eğrilerinin elde edilmesi amacıyla iniş takımları ön tasarımı ile ilgili bir bilgisayar yazılımı hazırlanmıştır. Bu yazılımın kullanılmasını açıklayan bir kılavuz ile akış şeması ekte sunulmuştur.

Yapılan çalışmalar sırasında, iniş takımları tasarımı ile ilgili kitap ve akademik çalışmaların yanında konuyla ilgili askeri şartnameler (military specification) ve SAE (Society of Automotive Engineers) tarafından hazırlanmış dökümanlardan da yararlanılmıştır. Bu şartname ve SAE dökümanları Kaynaklar bölümünde listelenmiştir.

2. İNİŞ TAKIMLARI ÖN DİZAYNI

2.1. İniş Takımları Tasarım Çalışmaları

2.1.1. Genel

Uçak tasarımının önemli bir bölümünü oluşturan iniş takımları tasarımının kapsadığı başlıca çalışmalar şunlardır :

- a) Ana ve burun iniş takımları tasarımı (dikme, cant, fren, amortisör vs.),
- b) İniş takımları açma-kapama, kilit sistemleri ve kapaklarının tasarımı,
- c) Yerde yön kontrol (steering) sisteminin tasarımı,
- d) Frenleme esnasında kaymayı önleyici (anti-skid) sistemin tasarımı,
- e) Kriko ile kaldırma (jacking), uçağın yerde bağlanması (mooring) ve yedekte çekilmesi (towing) için gerekli bağlantı noktalarının tasarımı,
- f) Durdurma kancası (arresting hook) tasarımı,
- g) İniş Takımları ile ilgili hidrolik ve elektrik bağlantılarının tasarımı,
- h) Tasarımı yapılan sistem ve elemanların test edilmesi, gerekirse modifikasyonu,
- i) Aşağıda belirtilen dökümanların hazırlanması :
 - 1) Sistemlerin elektrik ve hidrolik diyagramları,
 - 2) Sistemlerin çalışma prensipleri ve genel açıklamalar,
 - 3) Montaj, bakım, arıza arama ve giderme bilgileri,
 - 4) Flotation analizi (belli bir sertlikteki pistte uçağın pisti hasarlamadan yapabileceği geçişlerin analizi).

Uçağın tasarımına paralel olarak iniş takımları tasarımı da uzun süre alır. Ön (kavramsal) tasarım safhasında uçak üzerinde yapılan değişiklikler (özellikle ağırlık ve ağırlık merkezinin değiştirilmesi) iniş takımlarının tasarımını etkiler. Yapılan her bir değişiklik iniş takımları tasarımı ile ilgili yapılan çalışmaların baştan sona kadar tekrar gözden geçirilmesine ve hatta yenilenmesine neden olur. Bu şekildeki çalışmalar, ön tasarım çalışmaları olarak adlandırılır ve ön tasarımın dondurulmasına (concept freeze) kadar devam eder (SAE-ARP-1598 1985).

İniş takımları tasarımı, uçak tasarımında olduğu gibi, ön tasarım ve detaylı tasarım diye iki safhaya bölünebilir.

2.1.2. Ön tasarım safhası

Tasarımı yapılacak uçak, müşteri isteği/pazar durumuna göre belirlendikten sonra fizibilite çalışmaları esnasında uçağın basit tasarımı yapılır. Bu safhada, tasarımı yapılacak uçağa benzer uçakların iniş takımları konfigürasyonları da incelenerek, optimum iniş takımları tipi, yerleşimi, tekerlek sayısı ve ölçüleri belirlenir (Kempf and Haines 1990). Bu işlemler sırasında kullanılan başlıca bilgiler uçağın tipi, ağırlığı, ağırlık merkezinin yeri ve uçağın yapısal özelliğidir.

Uçağın ön tasarım safhası, tasarımcının, belirlenen ihtiyaçları tamamen ve optimum şekilde karşılamak için çalıştığı bir aşamadır. Bu safhada, ileride iniş takımlarının bakım ve emniyet ihtiyaçlarını arttıracak ve ayrıca iniş takımlarının ağırlığının artmasına neden olacak tasarımlardan kaçınmak için çok dikkatli olunmalıdır. Ön tasarım

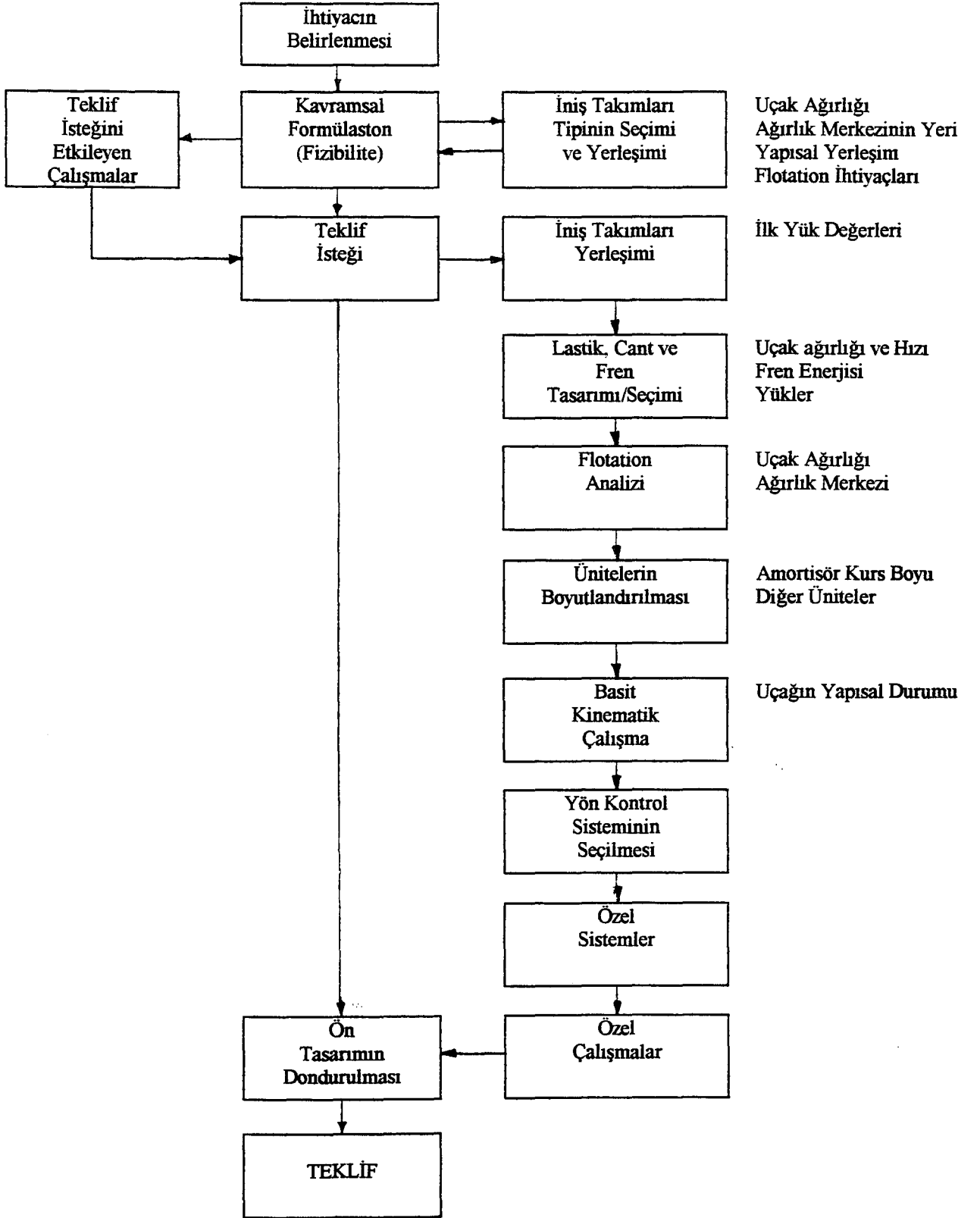
safhası tamamlandıktan sonra ön tasarım gözden geçirme toplantısı yapılır (SAE-ARP-1598 1985).

İniş takımları tasarımı ile ilgili olarak ön tasarım aşamasının alt safhaları Şekil 2.1'de görülmektedir. Ön tasarım aşamasında iniş takımları konusunda yapılacak işlemleri şöyle özetleyebiliriz:

- a) İniş takımlarının yerleştirilmesi: İniş takımlarına gelen yükler hesaplanır ve iniş takımlarının gövde üzerine yerleşimi (iniş takımlarının açık ve kapalı pozisyonları için ayrı ayrı) yapılır ,
- b) Lastik, cant, fren seçimi/tasarımı: Uçağın ağırlığı, hızı ve frenleme enerjisine bağlı olarak lastik, cant ve fren seçimi/tasarımı yapılır,
- c) Flotation analizinin yapılması: Uçağın ağırlığı, ağırlık merkezi ve seçilen lastiklere bağlı olarak flotation analizi yapılır,
- d) Ünitelerin boyutlandırılması: Amortisör ve diğer iniş takımları üniteleri ölçülendirilir,
- e) Basit kinematik çalışmalar: İniş takımları ve kapakları açma-kapama ve kilit sistemlerinin çalışma prensipleri (kinematiği), acil iniş durumları da dikkate alınarak belirlenir,
- f) Yön kontrol (steering) sisteminin seçimi: Başlıca dört değişik yön kontrol sistemi mevcut olup, tasarımı yapılan uçak için en uygun sistem belirlenir (SAE-851940 1985),
- g) Özel sistemlerle ilgili çalışmalar: İniş takımları ile ilgili başlıca özel sistemleri şöyle sıralayabiliriz:
 - 1) Durdurma kancası (arresting hook),
 - 2) Uçağın yükleme sırasında çökmesini sağlayan sistemler (kneeling),
 - 3) Yan rüzgar altında inişi kolaylaştırıcı sistemler (crosswind),
 - 4) Otomatik krikoya alma sistemi (self-jacking),
 - 5) Burun tekerleğinden sıçrayan suyun motora girmesini önleyen sistemler (water-gravel),
- h) Özel çalışmalar: İniş takımları ile ilgili özel çalışmaları şöyle özetleyebiliriz:
 - 1) Maliyet, ağırlık ve flotation özelliklerine göre lastik sayısı ve ölçülerinin analizi,
 - 2) Maliyet, ağırlık ve performansa göre ana iniş takımlarının yerinin (kanat, motor altı, gövde) analizi,
 - 3) Fren malzemesi seçiminin analizi,
 - 4) Yardımcı fren sistemlerinin kullanılmasının analizi,
 - 5) İniş takımları açma-kapama sisteminin analizi,
 - 6) Frenler için elektrik ve hidrolik sistemlerin analizi.

İniş takımları tasarımı konusunda yukarıda açıklanan çalışmalar ile diğer konulardaki benzeri ön tasarım çalışmaları tamamlandıktan sonra ön tasarım çalışmaları dondurulur ve teklif hazırlanır.

Uçak tasarımıyla ilgili çalışmalara devam edilmesine karar verildiği takdirde, tamamlanmış olan ön tasarım çalışmaları gözden geçirilir ve detaylı tasarım safhası başlar. Bu safha, detaylı gözden geçirme toplantısına kadar, yani tüm sistem ve elemanların detaylı tasarım çalışmaları tamamlanıp parçaların imalatına başlanılabilecek şekilde detaylandırılıncaya kadar devam eder.



Şekil 2.1. Ön tasarım çalışmaları

2.1.3. Detaylı tasarım safhası

Ön tasarım safhasının tamamlanmasından sonra detaylı tasarım safhası başlar ve detaylı tasarım gözden geçirme toplantısına kadar devam eder. Bu safhada her parça, imalatına başlanabilecek veya sözleşme ile ihale edilebilecek kadar detaylandırılır.

İniş takımlarının veya parçalarının detaylı tasarımı ve imalatı bu konu ile ilgili uzun yıllardır çalışmaları olan firmalara yaptırılabilir. Bu iş için tasarımı yapılacak sistem ve elemanların sağlanması gereken asgari ihtiyaçlar belirlenir ve bu ihtiyaçları kapsayan teknik şartnameler hazırlanır (MIL-L-87139 1984). Bazı uçak imalatçıları ise iniş takımlarının tasarımı ve imalatını kendileri yapmaktadır.

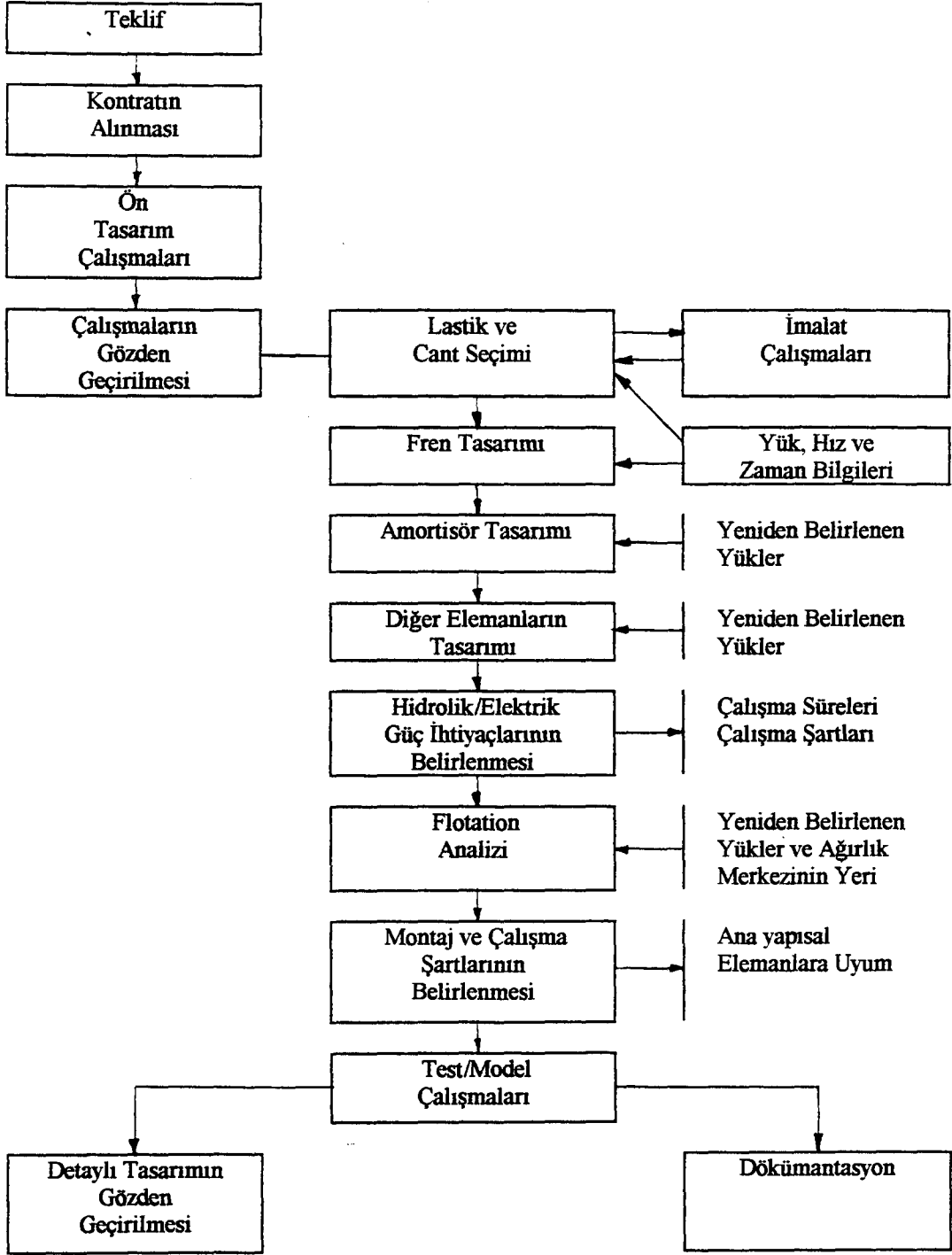
Genellikle cant, lastik, fren, ve diğer bazı iniş takım elemanları ilgili üretici firmalardan satın alınır.

Detaylı tasarım aşamasında iniş takımları ile ilgili yapılan ve Şekil 2.2'de görülmekte olan çalışmalar şöyle özetlenebilir:

- Lastik, cant seçimi veya tasarımı sonuçlandırılır, yük/hız/zaman bilgileri güncelleştirilir ve imalatçı firmalar belirlenir.
- Frenleme enerjisi güncelleştirilir, fren tasarımı sonuçlandırılır ve imalatçı firmalar tesbit edilir. Paraşüt gibi ilave frenleyici elemanlar kullanılıyorsa bunların tasarımları tamamlanır.
- Amortisör (shock absorber) tasarımı detaylandırılır ve amortisörden gövdeye gelen yükler belirlenerek yapısal tasarımcılarla birlikte iniş takımlarının bağlandığı yapısal elemanlar gözden geçirilir.
- İniş takımları sistemindeki diğer alt sistem ve elemanların (yön kontrol, açma-kapama, kilit vs. sistemleri ve elemanlarının) tasarımı tamamlanır.
- İniş takımları açma-kapama, yön kontrol ve fren sistemleri için gerekli elektrik ve hidrolik güç belirlenir. Çalışma süreleri, hızları, dönüş açıları ve oranları tesbit edilir, dönüş diyagramları hazırlanır.
- İniş takımlarına gelebilecek yüklerdeki değişikliklere göre flotation analizi güncelleştirilir.
- Gövde tasarımcıları ile birlikte iniş takımı yuvası tasarımı tamamlanır.
- İniş takımlarının kinematik yapısı ve kilit mekanizması gözden geçirilir. Bu aşamada karmaşık kinematik yapıyı ve kilit mekanizmalarını değerlendirmek için modeller kullanılabilir ve testler yapılabilir.
- Tüm tasarım çalışmaları belgelenir ve detaylı tasarım gözden geçirme toplantısına sunulur. Bu toplantıdan uçağın imalatı yönünde olumlu bir karar çıkmasıyla prototip üretim başlar.

Prototip uçakta ilk uçuş öncesi yerde iniş takımları fonksiyon testleri yapılır. Diğer bazı testler ilk uçuş sonrasında gerçekleştirilebilir (SAE-ARP-1598 1985). Ayrıca arıza modları ve etkilerinin analizleri (failure modes and effects analysis) ile güvenilirlik ve tamir edilebilirlik (reliability and maintainability) analizleri ilk uçuştan önce tamamlanır. İniş takımları ile iniş takımları bağlantılarının yapıldığı uçak yapısal elemanlarına uygulanacak statik testler FAR Part 23 ve MIL-A-8867'de (1993) açıklanmıştır.

İniş takımlarının, iniş vuruşu anındaki yüklerle dayanıklılığı test edildikten sonra emniyetli ömür analizi yapılır. Bu analiz standartlaşmamış olup ömre bağlı olarak birkaç yıl sürebilir. Genelde bu testler seri uçak üretimi başladığı ana kadar tamamlanamamakta ve seri uçak üretimi devam ederken bir taraftan bu testlere de devam edilmektedir (Beaudet and Roth 1990).



Şekil 2.2. Detaylı tasarım çalışmaları

2.2. İniş Takımlarının Yerleştirilmesi

Uçak tasarımının önemli safhalarından birisi de iniş takımlarının uçak üzerinde yerleşiminin belirlenmesi ve iniş takımlarının tasarımıdır. İniş takımları tasarımında ilk çalışmalar iniş takımlarının uçak üzerine yerleştirilmesi ile başlar. Ana ve burun iniş takımlarının uçak üzerinde uzunlamasına ekseninde (x ekseninde) yerleştirilmesi sırasında gözönüne alınan başlıca hususları şöyle sıralayabiliriz:

- a) Ana iniş takımları, ağırlık merkezinin (uçanın ağırlık merkezinin kuyruk tarafına en yakın olduğu andaki noktanın) daha gerisinde olmalı ve aks eksenine ile ağırlık merkezi noktasından geçen doğru düşeyle en az 15° lik bir açı oluşturmalıdır. Bu, uçağın iniş sırasında veya geriye doğru çekilmesi sırasında kuyruk aşağı olmaması ihtiyacından kaynaklanmaktadır (Currey 1988).
- b) Burun iniş takımındaki statik yük, uçağın ağırlığının % 6-20'si arasında olmalıdır. Ağırlık merkezi en geride olduğu anda bu oranın % 8, en önde olduğunda ise % 15 civarında olması tercih edilir (Currey 1988). Burun iniş takımı statik yük oranı uçağın yerde yön kontrolü ile ana iniş takımı frenleme verimini etkiler (Krauss and Sensburg 1990).
- c) Uçağın geriye çekilmesi sırasında 2.44 m/s^2 ($=8 \text{ feet/s}^2$) lik bir frenleme uygulandığında uçak kuyruk aşağı olmamalıdır (Currey 1988).
- d) İniş takımlarının gövdeye bağlantılarının yapılacağı yük taşıyıcı yapısal elemanların yerleşimi dikkate alınmalıdır (Currey 1988).

Ana iniş takımlarının kanat ekseninde (y ekseninde) yerleştirilmesi sırasında en önemli faktör devrilme açısıdır. (Şekil 2.3). Bu açı (θ) 63° den daha az olmalıdır (Currey 1984, 1988). Ayrıca iniş takımlarının, açılıp kapanma hareketi sırasında, uçağın diğer elemanlarına (flap, kanat, motor, pervane vd.) zarar vermeyecek şekilde tasarımı yapılmalıdır.

Belirtilen hususlara göre ana ve burun iniş takımlarının yerleşimi tamamlandıktan sonra, benzer uçaklar ile tasarımı yapılan uçağın yapısal özellikleri dikkate alınarak her bir dikmedeki lastik sayısı belirlenir.

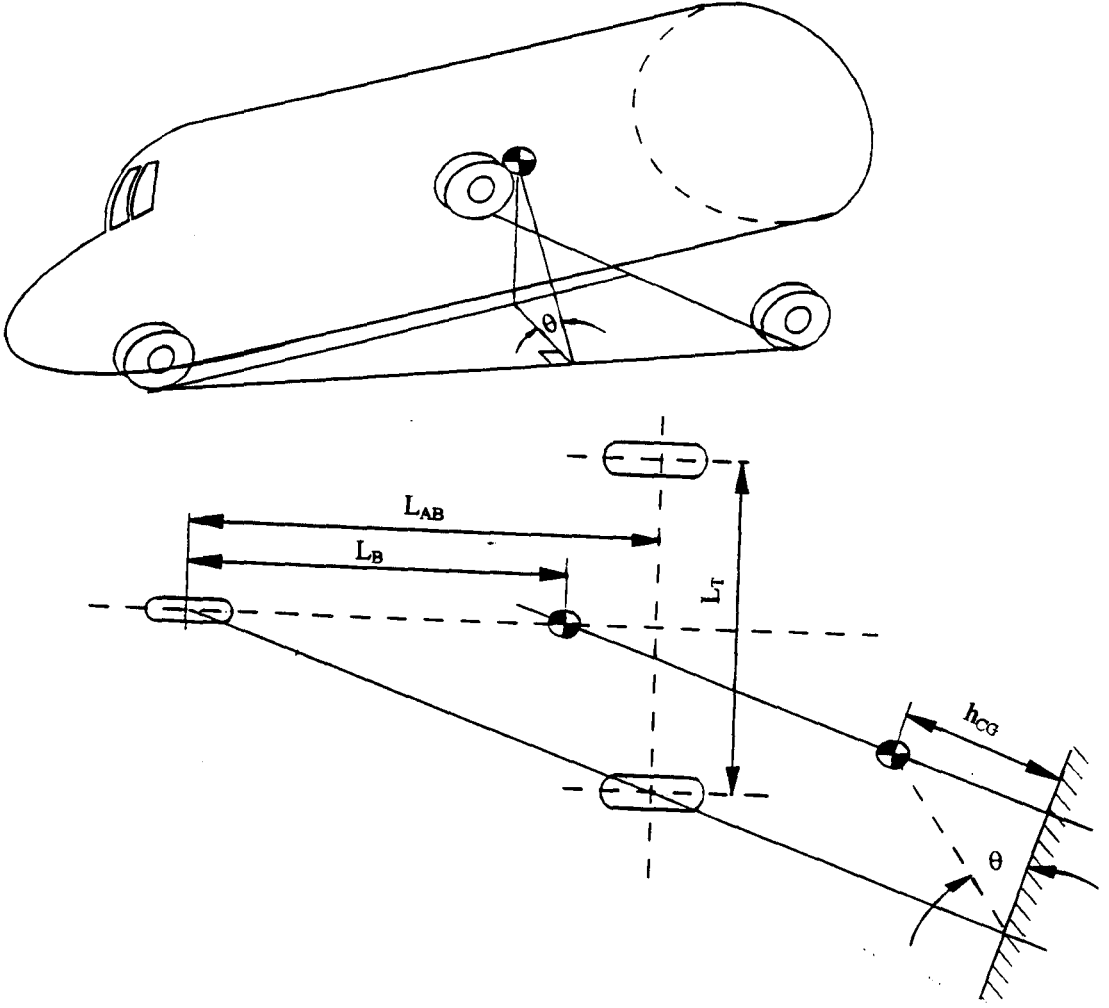
2.3. Lastik Seçimi

2.3.1. Genel

Ön tasarımcılar tarafından uçağın iniş takımları tipi, miktarı belirlendikten ve yerleşimi yapıldıktan sonra iniş takımları tasarımına lastik seçimi ile devam edilir.

Pek çok uçakta iniş için lastik kullanılır. Lastiklerin yerine hava yastığı veya kayaklar da kullanılabilir. Ancak aşağıdaki koşulların hepsini birarada sağlayan tek seçenek lastiktir:

- Yerdeki manevraların yapılması,
- Uçağın çekilmesi (towing),
- Yön kontrolünün sağlanması,
- Pist yüzeyinin korunması,
- Yeterli frenleme enerjisinin sağlanması.
- Yüzeyin düz olmayışı nedeniyle gelebilecek darbelerin absorbe edilmesi.



Şekil 2.3. Devrilme açısı (θ)

Lastik seçimi alt bölümünde lastik seçimi sırasında ihtiyaç duyulan bilgilerin hesaplanması, bu bilgilerle lastik seçiminin yapılması ve seçilen lastiğin yük-çökme eğrisini hesaplanması açıklanmıştır. Lastik seçimine, lastiğe gelen yüklerin hesaplanması ile başlanır.

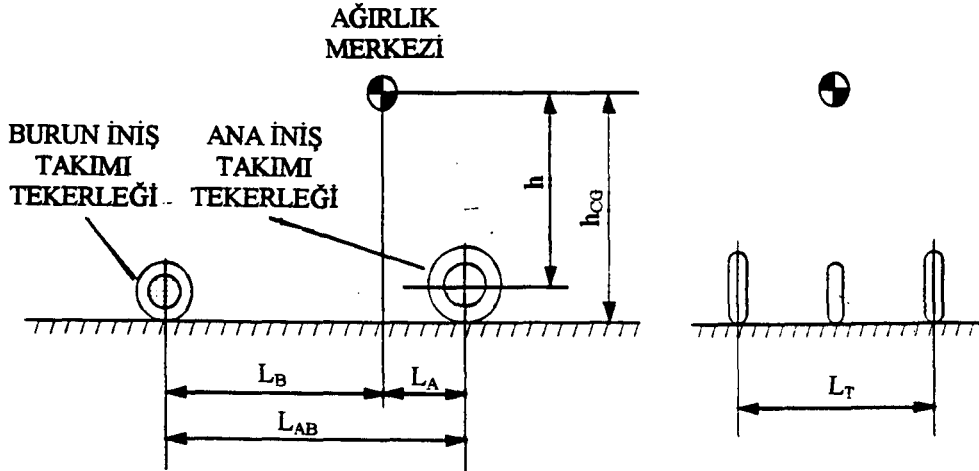
2.3.2. Lastik yükleri

Seçilecek lastikler aşağıdaki yük koşullarına dayanıklı olmalıdır:

- Uçak, maksimum kalkış ağırlığında iken tekerleklere düşen maksimum statik yük, (Elde edilen yük değerlerine % 7'lik emniyet faktörü ilave edilir.) (Currey 1984, 1988, FAR Part 23).

- b) Uçak, maksimum iniş ağırlığında iken tekerleklere düşen maksimum dinamik yük, (Bu durumda uçağa, ağırlık merkezinden aşağı doğru 1.0 g'lik (g:yerçekimi ivmesi (m/s^2)) bir kuvvetin, ileriye doğru 0.31 g'lik bir kuvvetin etki ettiği kabul edilir. Bu kuvvetler statik bir şekilde lastiklere dağıtılır. Ayrıca her lastiğe 0.31 g'lik sürtünme kuvveti geldiği kabul edilir. Elde edilen yük değerlerine % 7'lik emniyet faktörü ilave edilir.) (Currey 1984, 1988, FAR Part 23),
- c) Uçak, maksimum kalkış ağırlığında iken tekerleklere düşen maksimum dinamik yük, (Bu durumda uçağa, ağırlık merkezinden aşağı doğru 1.0 g'lik bir kuvvetin, ileriye doğru 0.20 g'lik bir kuvvetin etki ettiği kabul edilir. Bu kuvvetler statik bir şekilde lastiklere dağıtılır. Ayrıca her lastiğe 0.20 g'lik sürtünme kuvveti geldiği kabul edilir. Elde edilen yük değerlerine % 7'lik emniyet faktörü ilave edilir.) (Currey 1984, 1988, FAR Part 23),
- d) Uçak maksimum kalkış ağırlığında iken lastiğe gelen statik yük ile bu ağırlıkta $3.048 m/s^2 (=10 \text{ feet/s}^2)$ 'lik bir frenleme neticesi oluşan dinamik yük, (Elde edilen yük değerlerine % 7'lik emniyet faktörü ilave edilir.) (Currey 1988).

Şekil 2.4'de görülmekte olan ana ve burun iniş takımı yerleşimi kullanılarak uçağın ağırlık merkezinin en kritik noktalarda olması durumları için maksimum statik yükler ana ve burun iniş takımı için şöyle hesaplanır:



Şekil 2.4. İniş takımlarının yerleşimi

Uçakta iki ana iniş takımı olduğu kabul edildiğinde, her bir ana iniş takımı için maksimum statik yük :

$$F_{as} = \frac{W_T L_{Bmax}}{2 L_{AB}} \quad (2.1)$$

ile hesaplanır. Burada,

F_{as} : Ana iniş takımı maksimum statik yükü (N),

W_T : Kalkış anındaki maksimum uçak ağırlığı (N),

L_{Bmax} : Burun iniş takımı ile ağırlık merkezi arasındaki maksimum mesafe (x ekseninde) (m),

L_{AB} : Ana ve burun iniş takımları arasındaki mesafeyi (x ekseninde) (m) göstermektedir.

Burun iniş takımı için maksimum statik yük:

$$F_{bs} = \frac{W_T L_{Amax}}{L_{AB}} \quad (2.2)$$

ile hesaplanır. Burada,

F_{bs} : Burun iniş takımı maksimum statik yükü (N),

L_{Amax} : Ana iniş takımı ile ağırlık merkezi arasındaki maksimum mesafeyi (x ekseninde) (m)

göstermektedir.

Her bir lastiğe gelen yük, her bir dikmeye gelen yükün o dikmede bulunan lastik sayısına bölünmesi ile bulunur. Ana iniş takımı lastik seçimi için o lastiğe düşen maksimum statik yük, burun iniş takımı lastik seçimi için ise o lastiğe düşen maksimum statik yük ile maksimum dinamik yük toplamı kullanılır.

Ticari amaçlı tasarım edilen uçakların lastik seçiminde, lastiğe gelebilecek maksimum yük değerine % 7 emniyet faktörü ilave edilmelidir (Currey 1988).

2.3.3. Lastik seçimi

Tasarım çalışmaları sırasında uçak ağırlığında meydana gelebilecek artışlar ve ileride uçağın ağırlığında artış yapılarak elde edilecek değişik modellerde seçilen lastiği kullanabilmek ve yeni bir lastik seçimi (dolayısıyla belki de yeni bir iniş takımı tasarımı) ihtiyacına neden olmamak için, elde edilen yük değerlerine % 25'lik gelişme faktörü ilave edilir. İlk lastik seçimi gelişme faktörü ilave edilmiş yük değerleri kullanılarak yapılır (MIL-L-87139 1984). Lastikler, uçak lastiği imal eden firmaların hazırladığı lastik katalogları kullanılarak seçilir (Goodyear). Bu kataloglara ilaveten çeşitli tip ve boyuttaki lastik standartlarını kapsayan askeri şartname de (MIL-T-5041H 1989) mevcuttur.

Uçağın iniş yapabileceği pistlerin dayanıklılığına göre, seçilen ana ve burun iniş takımı lastiklerinin flotation analizleri (bir sonraki alt bölümde açıklanacak analizler) yapılır.

2.3.4. Lastiğin yük-çökme eğrisi

Amortisör tasarımı bölümünde lastiklerin yük-çökme eşitliği kullanılacaktır. Bu nedenle bu bölümde herhangi bir lastiğin yük-çökme eğrisinin bir eşitliğe dönüştürülmesi açıklanmıştır. Bir lastik için yük-çökme arasındaki ilişki Şekil 2.5'deki eğri ile gösterilebilir. Ayrıca bu ilişki şu eşitlikle de ifade edilebilir:

$$F_L = k \delta_L^n \quad (2.3)$$

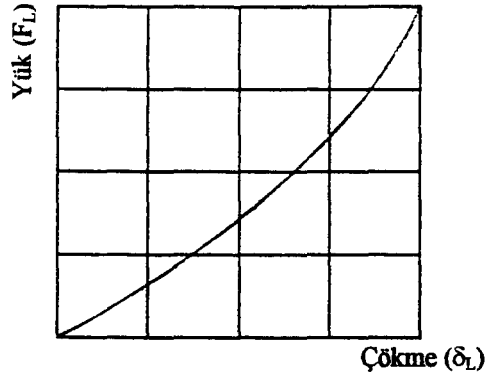
Burada,

F_L : Lastiğe gelen yükü (N),

δ_L : Lastik çökme miktarı (m),

k : Lastik çöküş katsayısını (N ve m),

n :Lastik çöküş katsayısını göstermektedir.



Şekil 2.5. Lastik için yük-çökme eğrisi

Denklemdaki k ve n katsayı değerleri, lastiğe ait iki farklı nokta değerleri kullanılarak tesbit edilebilir. İlk nokta olarak maksimum çalışma yükü ve buna karşılık gelen çökme, ikinci nokta olarak lastiğin ezilmeye başladığı andaki yük ile bu andaki çökme miktarı kullanılabilir.

Herşeyden önce uçağın maksimum kalkış ağırlığına karşılık gelen lastik şişirme basıncı hesaplanır. Katalogta belirtilen çalışma yükü ve şişirme basıncına karşılık gelen, yerle temas yüzeyinin, maksimum kalkış ağırlığında değişmeyeceği kabul edilirse:

$$A = \frac{F_{Ln}}{P_{Ln}} = \frac{F_L}{P_L} \quad (2.4)$$

ve

$$P_L = \frac{F_L}{F_{Ln}} P_{Ln} \quad (2.5)$$

olur. Burada,

A :Lastiğin yere temas yüzeyi (m^2),

F_{Ln} :Lastiğin normal çalışma yükü (katalog değeri) (N),

P_{Ln} :Normal çalışma yükünde lastik şişirme basıncı (katalog değeri) (Pa),

P_L :Lastik şişirme basıncını (Pa)

göstermektedir.

Lastiğe etki eden yük (F_L) değeri için ana iniş takımı lastiğinde maksimum statik yük, burun iniş takımı lastiğinde maksimum toplam (statik+dinamik) yük kullanılır. Lastiğin normal çalışma yükü (F_{Ln}) için katalogdan ana iniş takımı lastiğinde maksimum şişirme basıncına karşılık gelen çalışma yükü, burun iniş takımı lastiğinde maksimum şişirme basıncına karşılık gelen frenleme yükü kullanılır. Elde edilen şişirme basıncını pratikte uygulamak kolay olmayabilir. Bu durumda elde edilen şişirme basıncı değerinde yuvarlama yapılır ve bu değere karşılık gelen yük değerleri hesaplanır.

Lastiğe etki eden statik yük:

$$F_{Ls} = \frac{P_L}{P_{Ln}} F_{Ln} \quad (2.6)$$

ile , Lastikte maksimum çökmeye neden olan yük,

$$F_{Lmax} = \frac{P_L}{P_{Ln}} F_{Lç} \quad (2.7)$$

ile hesaplanır. Bu ifadelerde,

$F_{Lç}$:Lastiğin maksimum çökme yükü (katalog değeri) (N),

F_{Lmax} : P_L şişirme basıncında lastiğin maksimum çökme yükü (N),

F_{Ls} : P_L şişirme basıncında lastiğine etki eden statik yükü (N)

göstermektedir.

Lastiğin şişirme basıncı maksimum kalkış ağırlığına bağlı olarak tesbit edildiğinden, bu yükteki çökme miktarı olarak lastiğin normal çalışma yükündeki çökme miktarına eşit kabul edilebilir.

Lastik katalog bilgilerini kullanarak normal çalışma yükünde çökme miktarı,

$$\delta_{Ln} = \frac{D_0}{2} - R_{Ln} \quad (2.8)$$

ile, maksimum çalışma yükünde çökme miktarı,

$$\delta_{Lmax} = \frac{D_0}{2} - R_{Lmax} \quad (2.9)$$

ile hesaplanabilir. Burada,

D_0 :Lastik dış çapı (m),

R_{Ln} :Normal çalışma yükünde lastik dış yarıçapı (m),

R_{Lmax} :Maksimum çökme anında lastik dış yarıçapı (m),

δ_{Ln} :Normal çalışma yükünde lastik çökme miktarı (m),

δ_{Lmax} :Maksimum çökme anında lastik çökme miktarını (m)

göstermektedir.

(2.3) nolu eşitliği kullanarak, lastiğin statik çökme durumu ile maksimum çökme durumu için aşağıdaki eşitlikleri yazabiliriz:

$$F_{Ls} = k \delta_{Ln}^n \quad (2.10)$$

ve

$$F_{Lmax} = k \delta_{Lmax}^n \quad (2.11)$$

(2.10) ve (2.11) nolu eşitlikler kullanılarak n değeri için,

$$n = \frac{\log(F_{Ls} / F_{Lmax})}{\log(\delta_{Ln} / \delta_{Lmax})} \quad (2.12)$$

eşitliği, k değeri için,

$$k = \frac{F_{Ls}}{\delta_{Ln}^n} \quad (2.13)$$

ifadesi elde edilir.

Lastiğin dış çapı, maksimum ve minimum değerler olarak verilmişse dış çap olarak bu iki değer ortalaması kullanılır.

Maksimum çalışma yükü ve ezilme başlangıcındaki yük altında çökme değerleri bilinmiyorsa bu değerler, lastik kesit yüksekliği kullanılarak (Şekil 2.6) yaklaşık bir değer olarak hesaplanabilir. Lastik kesit yüksekliği,

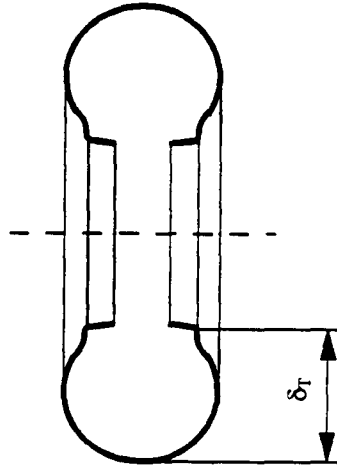
$$\delta_T = \frac{D_o - D_i}{2} \quad (2.14)$$

ile hesaplanır. Burada,

δ_T :Lastik kesit yüksekliği (m)

D_i :Lastik iç çapını (m)

göstermektedir.



Şekil 2.6. Lastik kesit yüksekliği

Lastik kesit yüksekliği kullanılarak,

$$\delta_{Ln} = 0.33 \delta_T \quad (2.15)$$

ve

$$\delta_{Lmax} = 0.78 \delta_T \quad (2.16)$$

eşitlikleri ile çökme miktarları hesaplanabilir.

Çalışma yükü ve çökme miktarı ile ezilme yükü ve çökme miktarı değişik şişirme basınçları için çizelge halinde verilmiş ise yukarıdaki değerler interpolasyon yapılarak bulunabilir.

2.4. Flotation Analizi

2.4.1. Genel

Flotation, belli bir dayanıklılıktaki pist üzerinde, pist yüzeyini hasarlayabilecek aşırı yüklere neden olmadan hareket edebilme kabiliyetinin ölçüsü olarak açıklanabilir. Yüzey beton veya asfalt kaplı olduğu gibi kaplanmamış da olabilir. Flotation hem pist yüzeyi hemde taksi yollarına uygulanabilir. Genelde düşük basınçlı lastikler yüksek flotation özelliği gösterir (SAE-AIR-1780 1994).

Flotation özelliği incelenirken, tek tekerlekli iniş takımlarında tek tekerlek yükü, çok tekerlekli iniş takımlarında ise eşdeğer tek tekerlek yükü kullanılır. Eşdeğer tek tekerlek yükü, bir dikme üzerinde bulunan tekerleklerin birbirlerine olan etkisine bağlı olarak belirlenir (SAE-AIR-1780 1994).

Flotation koşulları şu şekilde verilebilir : "CBR (California Bearing Ratio) 10 dayanıklılığındaki pist yüzeyinde en az 10,000 geçiş" veya "Türkiye'deki mevcut pistlerde limitsiz geçiş kabiliyeti" (Currey 1984).

Kaplanmamış pist yüzeyi toprak, çim, ot, çakıl, kum, şose, taşlık arazi veya bunların birkaçından oluşmuş olabilir. Yüzey, pek çok değişik tipte üretilen metal birleşme levhalarıyla kaplanmış olabilir. Yüzey ne şekilde olursa olsun, dayanıklılığı CBR veya K faktörü olarak belirtilebilir.

Flotation analizleri değişik yöntemlerle yapılabilir. Başlıca flotation analiz yöntemleri şunlardır:

- a) PCA (Portland Cement Association) Yöntemi,
- b) FAA (Federal Aviation Agency) Yöntemi,
- c) LCN (Load Classification Number) Yöntemi,
- d) LCG (Load Classification Group) Yöntemi,
- e) ACN/PCN (Aircraft Classification Number/Pavement Classification Number) Yöntemi,
- f) CBR (California Bearing Ratio) Yöntemi.

Kaplanmış pistlerde uçak flotation analizi için (ACN/PCN) yöntemi tavsiye edilmektedir (SAE-ARP-1821 1982). Kaplanmış yüzeyler rijit ve esnek olmak üzere iki ana gruba ayrılır. Rijit kaplamalar genelde portland çimento betonu ile yapılır. Bu kaplamaların kalınlığı 0.20-0.36 m arasındadır. Esnek kaplamalar ise bir ve birden fazla tabakanın olduğu ve birleştirici olarak başlıca asfalt malzeme ile çeşitli malzemelerin kullanıldığı kaplama yöntemidir. Bu kaplamaların toplam kalınlığı 0.20 ila 1.50 m arasında bazen daha fazladır (SAE-AIR-1780 1994).

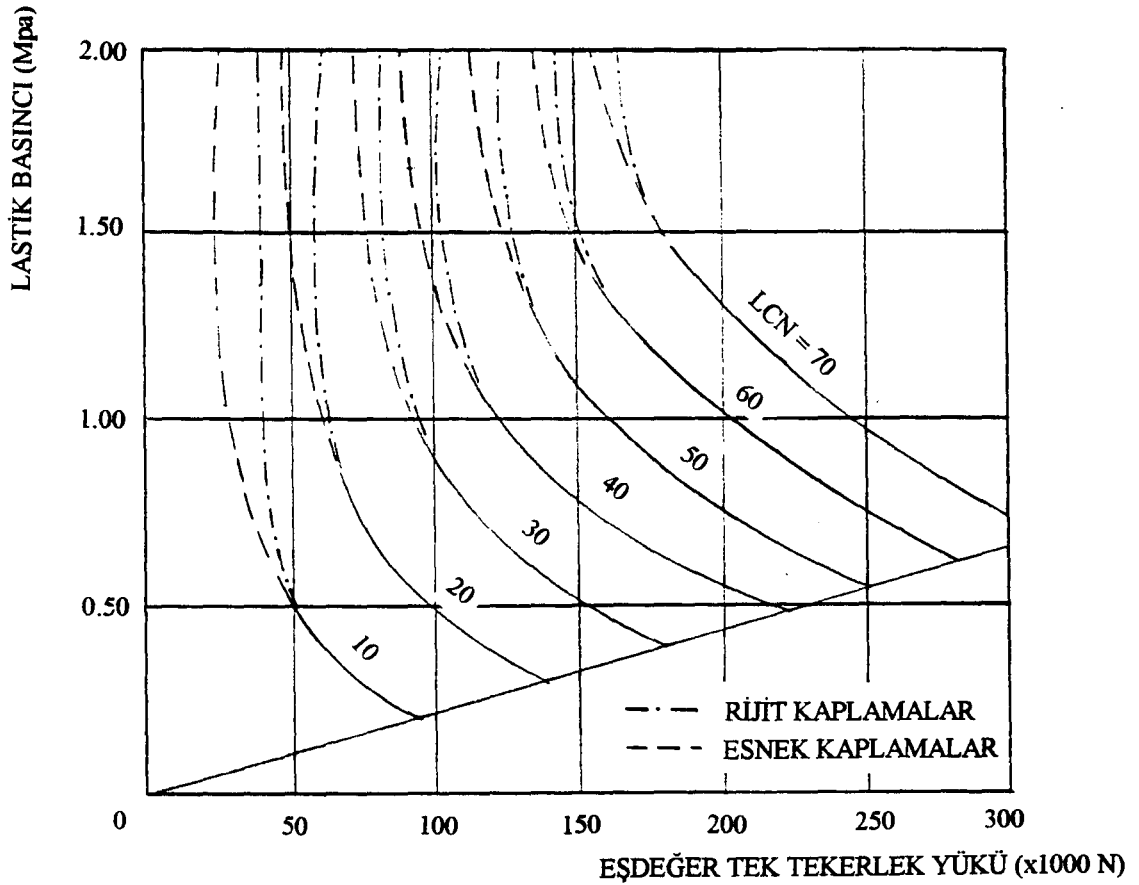
Devam eden bölümlerde LCN, LCG, ACN/PCN ve CBR yöntemlerine göre flotation analizlerinin nasıl yapıldığı açıklanmıştır.

2.4.2. LCN yöntemi ile flotation analizi

LCN yöntemi ile uçakların incelenmesi ve pist kaplaması dizaynı II. Dünya Savaşının hemen ardından İngiltere tarafından geliştirilmiş ve 1956'da ICAO (International Civil Aviation Organization) tarafından kabul edilmiştir. Pek çok ülke tarafından yaygın bir şekilde kullanılmaktadır.

LCN yöntemi ile flotation analizi şöyle yapılır (Currey 1988) :

- Bir tekerleğe düşen maksimum statik yük hesaplanır,
- Dikme üzerinde birden çok tekerlek varsa, elde edilen yük değerine tekerlekler arasındaki mesafeye bağlı olarak bir indirgeme faktörü uygulanarak, eşdeğer tek tekerlek yükü hesaplanır,
- Eşdeğer tek tekerlek yükü ve lastik basıncı kullanılarak Şekil 2.7'den LCN değeri bulunur.
- Uçak için elde edilen LCN değeri, pistin LCN değerine bölünerek bir oran elde edilir. Bu orana göre uçağın belirtilen pistte kullanım miktarına karar verilebilir. Bu kullanım miktarları Çizelge 2.1'de verilmiştir.



Şekil 2.7. LCN Grafiği (Currey 1988)

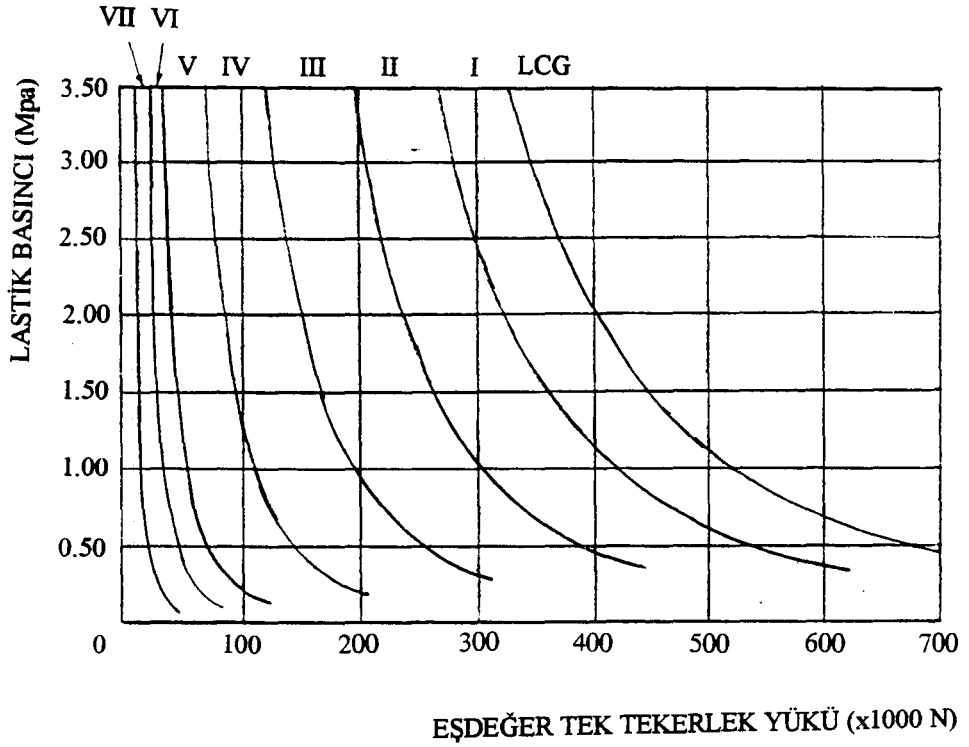
2.4.3. LCG yöntemi ile flotation analizi

LCG yönteminde uçak, LCN yöntemine bağlı olarak gruplandırılır ve değerlendirilir. Gruplandırma için Şekil 2.8 veya Çizelge 2.2 kullanılabilir (Currey 1988).

Bu yöntemle göre flotation analizinde uçağın LCG grubu belirlenir ve pistin LCG grubu ile karşılaştırılır. Uçağın LCG grup numarası, pistin LCG grup numarasına eşit veya daha büyük olduğunda uçağın, incelemenin yapıldığı pistten geçişine müsaade edilir.

Çizelge 2.1. LCN Değerlerine Bağlı Pist Kullanım Miktarları (SAE-AIR-1780 1994)

(Uçak LCN Değeri)/(Pist LCN Değeri)	Geçiş	Açıklamalar
1.10'dan az	Limitsiz	-
1.10-1.25 arası	3000	Bazı küçük hasarlara neden olabilir.
1.25-1.50 arası	300	Ciddi hasarlara neden olabilir.
1.50-2.00 arası	Çok sınırlı	Pist kontrolü ve test bilgilerinin incelenmesinden sonra müsaade edilir.
2.00'dan büyük	Acil durumlarda	-



Şekil 2.8. LCG grafiği (Currey 1988)

Çizelge 2.2. LCG Grupları (Currey 1988)

LCG GRUBU	LCN DEĞERİ
I	101-120
II	76-100
III	51-75
IV	31-50
V	16-30
VI	11-15
VII	10 ve daha küçük

2.4.4. ACN/PCN yöntemi ile flotation analizi

Flotation'la yakından ilgili olan pist dayanıklılık raporlarında standardlık sağlamak amacıyla, ICAO tarafından ACN/PCN yöntemi geliştirilmiştir. ACN, uçağın pist kaplamasına uyguladığı basıncın bir ölçüsüdür. Yüksek ACN değerleri yüksek dayanıklılıkta kaplama bulunan pistlerin kullanımını gerektirir. Pist uzmanları tarafından PCN değeri ve pistte müsaade edilen maksimum ACN değeri belirlenir. PCN için lastik basınçları şöyle sınıflandırılabilir:

- Yüksek :Basınc limiti yok,
- Orta :Basınc limiti 1.5 MPa (=218 psi),
- Düşük :Basınc limiti 1.0 MPa (=145 psi),
- Çok düşük :Basınc limiti 0.5 MPa (=73 psi).

Bir uçağın, belirli bir pisti kullanmasına müsaade edilebilmesi için, ACN değerinin, PCN değerinden daha küçük veya eşit olması gereklidir.

ICAO, ACN/PCN yöntemini 1981'de resmi olarak kabul etmiştir. Halen pek çok ülke, uluslararası havaalanlarının ve diğer havaalanlarının dayanıklılığını PCN olarak bildirmektedir. ACN/PCN değeri, uluslararası raporlaşmada tercih edilen bir yöntemdir.

2.4.5. CBR yöntemi ile flotation analizi

Kaplanmamış yüzeyler için flotation analizinde CBR yöntemi tavsiye edilmektedir. CBR değeri yüzeyin dayanıklılığını göstermekte olup, küçük CBR değerleri yumuşak yüzeylere karşılık gelmektedir. Ticari havaalanları için CBR değeri 10 ila 20 arasında olup kaplanmamış yüzeylerde bu değer 4 ila 9 arasında değişmektedir.

Analiz, lastiğin yerle temas yüzeyinin hesaplanması ile başlar. Temas yüzeyi, tip III lastikler için:

$$A = 2.36 \delta_L \sqrt{(D_0 - \delta_L) (b_L - \delta_L)} \quad (2.17)$$

ile, tip VII, VIII ve daha yeni lastikler için:

$$A = 2.54 \delta_L \sqrt{(D_0 - \delta_L) (b_L - \delta_L)} \quad (2.18)$$

ile hesaplanır. Bu eşitliklerde :

b_L : Lastik genişliğidir (m).

Lastiğin ezilme miktarı (δ_L) şöyle hesaplanır:

$$\delta_L = \frac{D_0}{2} - R_i \quad (2.19)$$

Lastik izin yarıçapı, lastikler temas yüzeyine bağlı olarak şöyle hesaplanır:

$$R_i = 0.564 \sqrt{A} \quad (2.20)$$

Burada,

R_i :Lastik izin yarıçapıdır (m).

Lastik izin genişliği, kesit yüzeyine bağlı olarak şöyle hesaplanabilir:

$$b_i = 0.874 \sqrt{A} \quad (2.21)$$

Burada,

b_i :Lastik izinin genişliğidir (m).

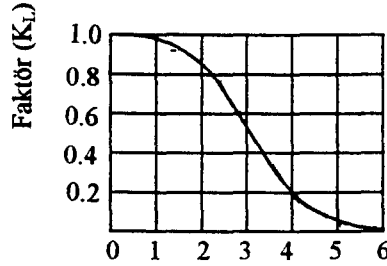
Dikme üzerinde birden çok tekerlek mevcut ise, bir lastik altındaki yüzey, komşu lastik yükünün etkisi altında kalır. Bu nedenle her bir tekerlek için eşdeğer tek tekerlek yükü (equivalent single wheel load) hesaplanır. Bu değer, tek tekerlek yüküne, Şekil 2-9'daki faktör ve tek tekerlek yükü çarpımının ilavesi ile elde edilir. Bu, şöyle yazılabilir:

$$F_E = (1 + K_L) F_L \quad (2.22)$$

Burada,

F_E :Eşdeğer tek tekerlek yükü (N),

K_L :Lastikler arasındaki mesafeye bağlı yük faktörünü göstermektedir.



Tekerlekler arasında mesafe/Lastik izi yarıçapı (L_t/R_i)

Şekil 2.9. Eşdeğer tek lastik yükü faktörü

Uçağın en az bir geçiş yapabilmesi için gereken minimum CBR değeri, lastik temas basıncı ve eşdeğer tek tekerlek yükü kullanılarak Şekil 2.10'da verilen grafikten elde edilebilir. Lastik temas basıncı, tek tekerlek yükünün lastik temas yüzeyine bölünmesi ile bulunur:

$$P_T = \frac{F_L}{A} \quad (2.23)$$

Burada,

P_T :Lastik yere temas basıncıdır (Pa).

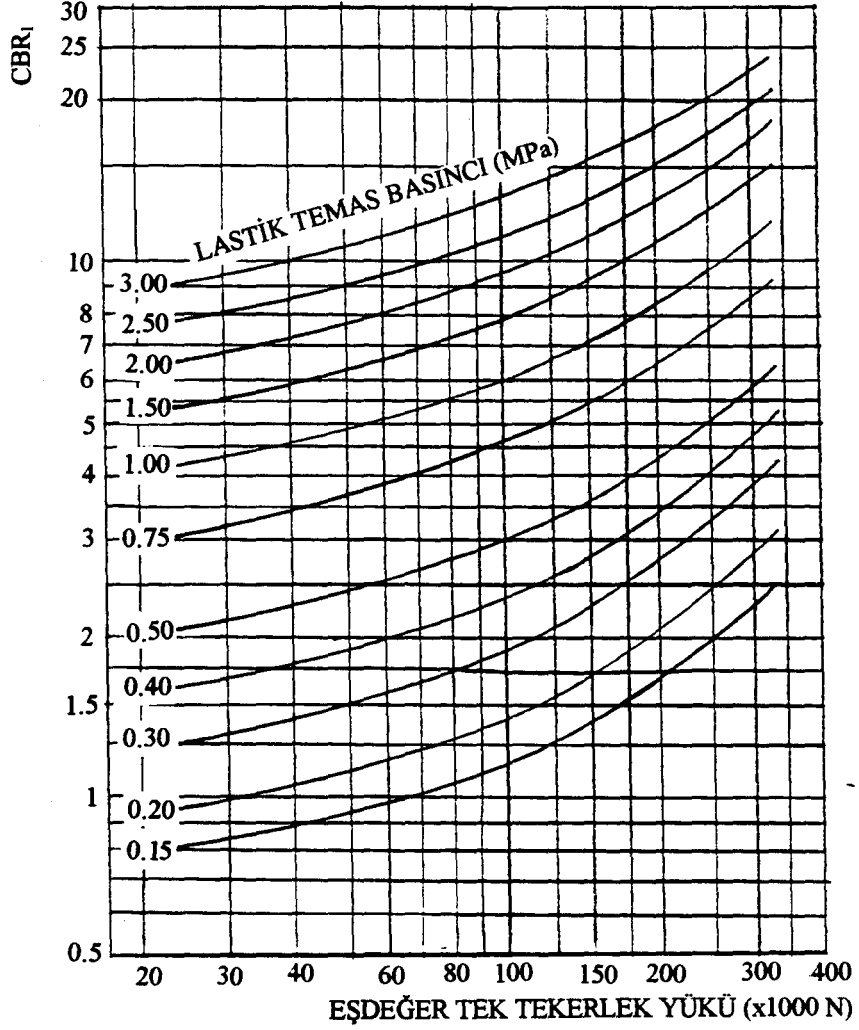
Belli bir CBR dayanıklılığındaki yüzeyde uçağın yapabileceği iz sayısı (C) şöyle hesaplanır:

$$C = \left(\frac{CBR}{CBR_1} \right)^6 \quad (2.24)$$

Burada,

CBR :Pist yüzeyinin CBR biriminden dayanıklılığı,

CBR₁ :Bir geçiş yapmak için gerekli minimum CBR değerini göstermektedir.



Şekil 2.10. Bir geçiş için CBR grafiği (Currey 1988)

Bir iz oluşturmak için uçağın yapması gereken geçiş sayısı (G/C) belirlenir. Bu, dikmelerin geometrisinin bir fonksiyonu olup şöyle hesaplanır:

$$\frac{G}{C} = \frac{2.032 + b_i + L_t}{0.75 N_T b_i} \quad (2.25)$$

Burada,

- G : Bir tekerlek için toplam geçiş sayısı,
- C : Lastiğin yerde oluşturduğu iz sayısı,
- G/C : Bir iz oluşturmak için uçağın yapması gereken geçiş sayısı,
- L_t : Bir iniş takımı üzerinde iki tekerlek eksenleri arasındaki mesafe (m),
- N_T : İniş takımı üzerindeki tekerlek sayısını

göstermektedir.

CBR yöntemiyle ana ve burun iniş takımlarının flotation analizi için Çizelge 2.3'de verilen form kullanılabilir (Currey 1988).

Çizelge 2.3. CBR yöntemi ile flotation analiz formu

FLOTATION			UÇAK :	
			TARİH :	
KONU			ANA İNİŞ TAKIMI	BURUN İNİŞ TAKIMI
LASTİK TİPİ				
TEK TEKERLEK YÜKÜ	Statik yük (N)	F_L		
TEMAS ALANI	Dış çap (m)	D_0		
	Normal yükte yarıçap (m)	$R_{L,n}$		
	Normal yükte çökme (m)	$\delta_L = (D_0/2) - R_{L,n}$		
	Lastik genişliği (m)	b_L		
	Lastik temas yüzeyi (m ²)	$A = 2.54 \delta_L \sqrt{(D_0 - \delta_L) (b_L - \delta_L)}$		
	Lastik izin yarıçapı (m)	$R_i = 0.564 \sqrt{A}$		
	Lastik izin genişliği (m)	$b_i = 0.874 \sqrt{A}$		
LASTİK TEMAS BASINCI	(Pa)	$P_T = F_L / A$		
EŞDEĞER TEK TEKERLEK YÜKÜ	İki tekerlek eksenindeki mesafe (m)	L_t		
		L_t/R_i		
	Yük faktörü	K_L		
	Eşdeğer tek tekerlek yükü (N)	$F_E = (1 + K_L) F_L$		
İZ SAYISI	Minimum CBR	CBR_1		
	Toplam iz sayısı	$C = \left(\frac{CBR}{CBR_1} \right)^6$		
HER İZ İÇİN GEÇİŞ SAYISI	G/C	$\frac{G}{C} = \frac{2.032 + b_i + L_t}{0.75 N_T b_i}$		
TOPLAM GEÇİŞ	G	$G = \frac{G}{C} C$		

Uçağın belirtilen yüzeyde, ele alınan lastik ile yapabileceği maksimum geçiş sayısı şöyle hesaplanır:

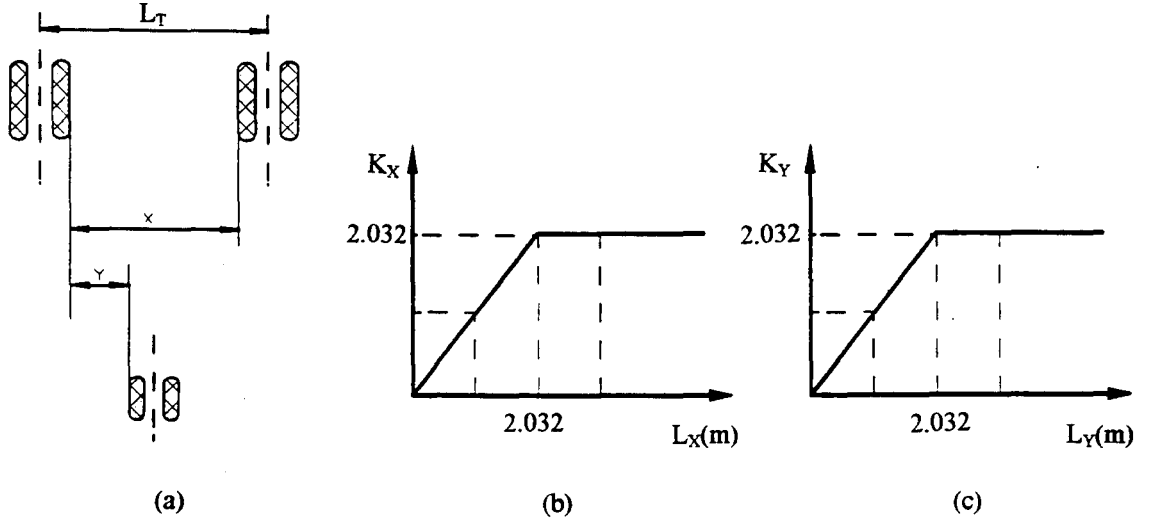
$$G = \frac{G}{C} C \quad (2.26)$$

Uçağın flotation özelliği genelde burun ve ana iniş takımı lastikleri için ayrı ayrı hesaplanan değerden daha küçüktür. Uçak için toplam geçiş sayısı şöyle hesaplanır:

- Şekil 2.11(a) kullanılarak L_X ve L_Y ölçüleri tesbit edilir,
- Şekil 2.11(b ve c) kullanılarak K_X ve K_Y ölçüleri tesbit edilir,
- Aşağıdaki eşitlikler kullanılarak toplam geçiş sayıları hesaplanır:

$$G_{Aa} = \frac{2.032 G_a G_b}{2.032 G_b + (2.032 - K_X) G_b + (2.032 - K_Y) G_a} \quad (2.27)$$

$$G_{Ab} = \frac{2.032 G_a G_b}{2.032 G_a + (2.032 - K_X) G_b + (2.032 - K_Y) G_b} \quad (2.28)$$



Şekil 2.11. Toplam uçak geçiş sayısı faktörleri

Bu eşitliklerde:

G_{Aa} : Ana iniş takımı için hesaplanan toplam uçak geçiş sayısı,

G_{Ab} : Burun iniş takımı için hesaplanan toplam uçak geçiş sayısı,

L_X : Ana ve burun iniş takımı tekerlekleri arasında y eksenindeki mesafe (m),

L_Y : Ana iniş takım tekerlekleri arasındaki mesafe (m),

K_X : L_X değerine bağlı geçiş sayısı faktörü,

K_Y : L_Y değerine bağlı geçiş sayısı faktörünü

göstermektedir.

d) Uçak için müsaade edilebilecek maksimum geçiş sayısı, G_{Aa} ve G_{Ab} değerlerinden küçük olanına eşittir.

Elde edilen değer, seçilen lastiğe ve uçağın özelliklerine bağlıdır. Belirtilen yüzey için elde edilen geçiş sayısı istenilen şartları sağlamıyorsa daha düşük basınçlı yeni bir lastik seçilir ve flotation analizleri tekrar yapılır. Bu işleme, istenilen sonuçlar elde edilinceye kadar devam edilir.

2.5. Amortisör Tasarımı

2.5.1. Genel

Başlıca iki ayrı tipte amortisör vardır. Bunlar enerji sönmlemek için çelik, kauçuk gibi malzemeler kullanan katı yay amortisörler ve hava, hidrolik, hava-hidrolik gibi akışkan kullanan amortisörlerdir. Şekil 2.12'de değişik amortisör çeşitlerinin verim ve ağırlık yönünden karşılaştırması görülmektedir (Currey 1988). Burada oleopnömatik amortisörlerin hem verim hem de ağırlık yönünden çok avantajlı olduğu görülmektedir. Uçağın büyüklüğüne bağlı olarak, maliyet, güvenilirlik ve bakım ihtiyaçları gözönüne alınarak oleopnömatik amortisörler dışında başka amortisörler seçilebilir.

Oleopnömatik amortisörlerin kısa matematiksel işlemlerle tasarımını yapmak hemen hemen mümkün değildir. Amortisör tasarımı bazı kabuller ile başlanılmakta ve optimizasyon çalışmaları ile devam edilmektedir. Matematiksel işlemlere başlamadan önce aşağıdaki değerler için, benzer uçakların iniş takımları da dikkate alınarak tahminde bulunulur:

- İniş takımları yük faktörü,
- Amortisör verimi,
- Statik pozisyonda basınç,
- Sıkıştırma oranları,

Bu değerler genelde deneyimlere bağlıdır ve tasarımcıya bağlı olarak değişebilir.

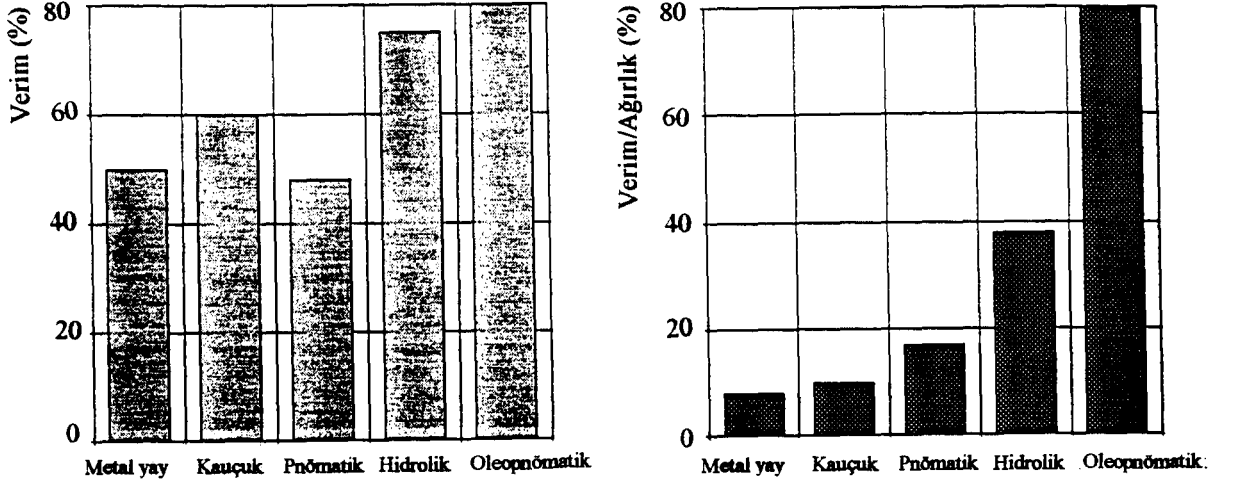
2.5.2. Oleopnömatik amortisörler

Oleopnömatik amortisörlerde alt bölümdeki hidrolik yağ, üst bölümdeki havayı sıkıştırarak, yukarıdaki bölmeye geçerken enerjiyi absorbe eder. Bir veya birkaç orifisten hidrolik yağın geçişi sırasında kinetik enerjinin büyük bir kısmı depolanır ve kontrollu bir şekilde geri verilir.

İlk darbeden sonra potansiyel enerji nedeniyle pistonun geri gelmesi kontrol altına alınmalıdır. Geri gelme sırasında sıkışan hava nedeniyle hidrolik yağın bir kısmı tek yönlü orifislerden (recoil) alt çembere geçer. Hidrolik yağın geriye geçişi çok hızlı olursa uçak yukarıya doğru zıplayacaktır. Hidrolik yağ geçişi çok yavaş olursa, uçağın pist üzerindeki hareketleri sırasında küçük darbelerin sönmülenmesi yetersiz olacaktır. Recoil orifislerin tasarımında gözönünde tutulacak iki önemli nokta, iniş sırasında ilk darbeden sonra lastiklerin pist yüzeyinden ayrılmaması ve yer hareketleri sırasında yeterli miktarda enerjiyi absorbe edebilmesidir.

İniş ve kalkış sırasındaki ağırlıklar oldukça farklı olabilir. Bu nedenle tasarım parametrelerinin en düşük ve en yüksek uçak iniş ve kalkış ağırlıklarında yeterli performansı gösterecek şekilde olduğu kontrol edilmelidir. Ayrıca değişik ağırlıklar için amortisörün servis basıncı hesaplanmalıdır. Bu değer bakım elemanlarının kolayca

kullanabileceği bir etiket üzerine kaydedilmeli ve etiket amortisör üzerine monte edilmelidir.



Şekil 2.12. Amortisörlerin verim ve ağırlık yönünden karşılaştırması

Çift etkili amortisörler, düzgün olmayan pistlerde yer hareketleri sırasında iyi bir şok önleyicidir. Düzgün olmayan pistlerin kullanılabileceği durumlar sözkonusu ise, çift etkili amortisör kullanımı dikkate alınmalıdır. Bu amortisörler statik yükün üzerindeki yüklerde iyi bir amortisör görevi yapar. Ancak toplam verimi, tek etkili amortisörlerden daha düşük olup düzgün pistler sözkonusu olduğunda tek etkili amortisörler tercih edilmelidir (Williams and Garrard 1965).

Amortisörün sıkışması sırasında ivmenin sabit kalması dolayısıyla maksimum yükün düşük, verimin yüksek olması amacıyla piston hareketine bağlı değişen orifis kullanılabilir. Piston hareketi sırasında hidrolik yağın sıkışması neticesi oluşan kötü etkileri azaltmak amacıyla dizayn edilen iki kademeli orifisler, tek kademeli orifislere göre daha iyi performans göstermektedir (Hundal 1977, Yadavand and Ramamoorthy 1991).

Amortisörden gövdeye aktarılan yükün azaltılması amacıyla "Aktif Kontrollü İnış Takımları" üzerinde çalışmalar yapılmaktadır. Aktif kontrollü iniş takımları, amortisör pozisyonuna ve sönmülenecek enerjiye bağlı olarak hidrolik yağ miktarının sürekli ve otomatik bir şekilde kontrol edilmesi prensibine dayanmaktadır. Bu sistemde amortisörden gövdeye aktarılan yük değeri, diğer amortisörlere göre daha az olmaktadır (Howell et al 1990, Freymann 1990).

Tasarımı yapılan amortisörün iniş vuruşu esnasındaki şartlarda çalışmasının test edilmesi ve test sonuçlarının rapor edilmesi ile ilgili esaslar MIL-T-6053C'de (1989) yer almaktadır. Ticari amaçlı uçaklar için amortisör ile iniş takımları yapısının ve sistemlerinin sağlaması gereken şartlar SAE-ARP-1311'de (1979) yer almaktadır.

2.5.3. Piston kurs boyunun hesaplanması

Lastik seçimi tamamlandıktan sonra amortisörün piston kurs boyu yaklaşık olarak hesaplanır. Bu hesaplama için iniş sırasında, bir dikmeye düşen kinetik ve potansiyel

enerjinin toplamı, lastik ve amortisör tarafından iniş sırasında absorbe edilen enerjiye eşit kabul edilir (Currey 1988). Bunu şöyle ifade edebiliriz:

$$\delta_L \eta_L N_L W_I + \delta_A \eta_A N_L W_I = \frac{1}{2} \frac{W_I}{g} V_{Lz}^2 + (W_I - L_I) (\delta_L + \delta_A) \quad (2.29)$$

Burada:

- δ_A : Amortisör pistonunun hareketi (m),
- η_L : Lastik verimi,
- η_A : Amortisör verimi,
- N_L : İniş takımları yük faktörü,
- W_I : Bir iniş takımına düşen maksimum iniş ağırlığı (N),
- L_I : Bir iniş takımına düşen aerodinamik taşıma kuvveti (N),
- V_{Lz} : İniş anındaki maksimum yatay hızı (m/s)

göstermektedir.

Lastik verimi olarak 0.47 değeri kullanılabilir (Currey 1988). Amortisör verimi olarak şu değerler kullanılabilir:

Metal yay amortisörler	:0.50
Kauçuk amortisörler	:0.60
Pnömatik amortisör	:0.50-0.65
Hidrolik amortisör	:0.75-0.80
Oleopnömatik amortisör	:0.80-0.90

İniş takımları yük faktörü olarak şu değerlerin kullanılması tavsiye edilir (Roskam 1989):

Akrobasi ve küçük taşıma uçakları	:3.0
Taşıma ve nakliye uçakları	:1.5-2.0
Savaş ve eğitim uçakları	:3.0-8.0

Bir uçakta iniş takımları yük faktörü (N_L) ile toplam yük faktörü (N_{CG}) arasında şöyle bir bağlantı vardır:

$$N_{CG} W_L = L + N_L W_L \quad (2.30)$$

İniş sırasında taşıma kuvvetinin, uçağın ağırlığına ($L=W_L$) eşit olduğu kabul edilirse (2.30) nolu eşitlik şöyle olur:

$$N_{CG} = N_L + 1 \quad (2.31)$$

Amortisörün piston kursunun hesaplanması için FAR Part 23'de açıklanan iki ayrı iniş pozisyonu kullanılabilir. Bu iniş pozisyonları,

- a. Düşey alçalma hızının 3.05 m/s (=10 feet/s), taşıma kuvvetinin uçak ağırlığının 2/3'ü kadar ve iniş ağırlığının en az uçağın maksimum iniş ağırlığına eşit,
- b. Düşey alçalma hızının 3.66 m/s (=12 feet/s), taşıma kuvvetinin uçak ağırlığına eşit veya daha az, iniş ağırlığının en az uçağın maksimum iniş ağırlığına eşit olması durumudur.

İniş sırasında taşıma kuvvetini, uçağın ağırlığına eşit kabul edersek (2.29) nolu eşitlik şöyle olur:

$$N_L (\delta_L \eta_L + \delta_A \eta_A) = \frac{1}{2} \frac{V_{Lz}^2}{g} \quad (2.32)$$

Bu iki ayrı pozisyon için ayrı ayrı piston kursu hesaplanır ve büyük olan seçilir. Elde edilen piston kursu değerine 0.02-0.03 m ilave edilir (Currey 1988).

Lastik verimi, lastiğin yük-çökme eğrisini kullanarak aşağıda açıklanan şekilde hesaplamak da mümkündür:

Lastik tarafından absorbe edilen enerji :

$$E_L = \int_0^{\delta_L} k \delta_L^n d\delta \quad (2.33)$$

eşitliği ile hesaplanabilir. Burada,

E_L :Lastik tarafından absorbe edilen enerji miktarını (J) göstermektedir.

(2.33) nolu eşitliği sınır değerleri için şöyle yazabiliriz:

$$E_L = \frac{k \delta_L^{n+1}}{n+1} \Big|_{\delta_{L0}}^{\delta_{Lmax}} \quad (2.34)$$

Başlangıçta lastikte çökme olmadığından (2.34) nolu eşitlik şöyle olur :

$$E_L = \frac{k \delta_{Lmax}^{n+1}}{n+1} \quad (2.35)$$

Lastik verimi,

$$\eta_L = \frac{E_L}{F_{Lmax} \delta_{Lmax}} \quad (2.36)$$

ifadesi ile hesaplanabilir. (2.3) ve (2.36) nolu eşitlikler kullanılarak lastik verimi için şu ifade yazılabilir:

$$\eta_L = \frac{1}{n+1} \quad (2.37)$$

Lastik verimi yukarıda açıklanan yöntemle hesaplanabilir. Ancak bu hesaplamanın pratik olmadığı yerlerde lastik verimi için 0.47 değeri alınabilir. Bu değer kullanılarak yapılacak işlemlerde, lastik tarafından absorbe edilen enerji, toplam absorbe edilen enerjinin yaklaşık 1/5'i kadar olduğundan, hata oranı çok az olacaktır.

2.5.4. Amortisörün boyutlandırılması

Amortisör piston kursu değeri hesaplandıktan sonra amortisörün diğer karakteristikleri (başlangıçta havanın hacmi, basıncı, piston kesit alanı, çeşitli piston hareketleri için yük değerleri ve maksimum yük) için hesaplamalar yapılır. İdeal amortisörün ilk hesaplamalar neticesi elde edilmesi olasılığı çok azdır. Deneme yanılma yöntemi ile istenilen ihtiyaçları karşılayacak ve yüksek verimli bir amortisör elde edilmeye çalışılır. Amortisörü boyutlandırmak için aşağıda basamak basamak açıklanan işlemler yapılabilir (Currey 1988) :

1. Tasarımı yapılan uçağa benzer uçaklar için imal edilmiş amortisörler incelenir, statik pozisyon ile piston tamamen dışarıda pozisyonu arasındaki sıkıştırma oranı ve piston tamamen içeride pozisyonu ile statik pozisyon arasındaki sıkıştırma oranı tesbit edilir. Bu sıkıştırma oranları, bir noktadaki basıncın diğer noktadaki basınca oranıdır. Bu safhada uçağın yerden yüksekliğinin değişimi önem kazanır,
2. Tesbit edilen sıkıştırma oranları ve statik yük kullanılarak piston tamamen dışarıda ve tamamen içeride pozisyonları için yük değerleri hesaplanır,
3. Amortisör statik pozisyonda iken, bakım personeli tarafından kolayca servis yapılabilecek şekilde amortisörün statik basıncı belirlenir,
4. Statik yük ve statik basınç değerleri kullanılarak piston kesit alanı hesaplanır,
5. Piston kursu ve piston kesit alanı çarpımı ile toplam sıkışma hacmi hesaplanır,
6. Statik pozisyonda, piston tamamen içeride ve dışarıda iken hava basınçları ve hacimleri hesaplanır,
7. Farklı piston pozisyonlarda izotermal durum için yük değerleri hesaplanır ve yük-yer değiştirme eğrisi çizilir,
8. Farklı piston pozisyonlarda politropik durum için yük değerleri hesaplanır ve yük-yer değiştirme eğrisi çizilir.

Ayrıca amortisör piston çapı için şu formülle de yaklaşımda bulunulabilir (Roskam 1989):

$$d = 0.0125 + 0.00036 \sqrt{F_{As}} \quad (2.38)$$

Burada :

- d : Amortisör piston çapı (m),
 F_{As} : Maksimum statik amortisör yükünü (N)

göstermektedir.

2.5.5. Amortisör tasarımının optimizasyonu

Amortisörün sıkışması sırasında silindirde genişleme olmadığını ve hidrolik yağın basınç altında sıkışmadığını kabul edersek, amortisör içerisindeki havanın sıkışması sonucu oluşan yük (pnömatik kuvvet) için şu eşitlik yazılabilir:

$$F_p = \frac{P_0 S}{\left(1 - \frac{S}{V_0} \delta_A\right)^\gamma} \quad (2.39)$$

Bu eşitlikteki notasyonlar aşağıda tanımlanmıştır:

- F_p : Amortisörde pnömatik kuvvet (N),
 S : Amortisör piston kesit alanı (m^2),
 P_0 : Piston tamamen dışarıda iken amortisör hava basıncı (Pa),
 V_0 : Piston tamamen dışarıda iken amortisör hava hacmi (m^3),
 γ : Politropik genleşme katsayısı.

Başlangıçtaki basınç ile piston kesit alanının çarpımı bize amortisörün pistonun hareket etmesi için gerekli minimum kuvveti (amortisör ön yükünü) verir. Yani,

$$F_0 = P_0 S \quad (2.40)$$

ile gösterilebilir. Burada,

F_0 : Amortisörü ön yükünü (N) göstermektedir.

(2.40) nolu eşitlik (2.39) nolu eşitlik içinde kullanıldığında,

$$F_p = \frac{F_0}{\left(1 - \frac{S}{V_0} \delta_A\right)^\gamma} \quad (2.41)$$

olur.

Politropik genişleme katsayısı (γ) sabit olmayıp 1.0 ila 1.4 arasında değişmektedir (Strutswahi 1976). Hafif nakliye uçaklarında iniş sırasında politropik genişleme katsayısı için 1.2 değeri kullanılabilir (Arevalo 1985). Amortisörde hava ve hidrolik yağın birbirine karışmasını önleyen eleman kullanılması politropik genişleme katsayısını etkilemektedir.

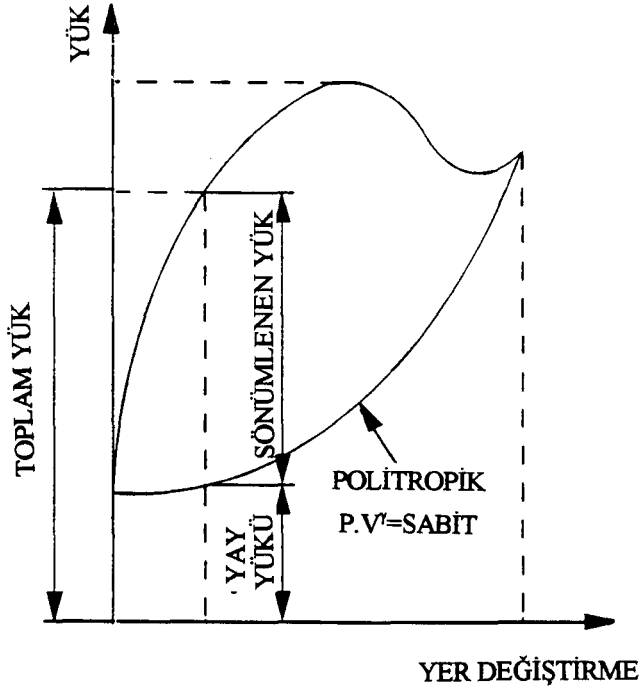
(2.41) nolu denklemde politropik genişleme katsayısının sabit olduğu kabul edilirse, F_0 ve S/V_0 değerlerinin, amortisörde yük ve piston yer değiştirme miktarı arasındaki ilişkiyi doğrudan etkilediği görülmektedir. Devam eden bölümde (Bölüm 2.5.7) açıklanan iniş sırasında ilk vuruş anındaki yükler kullanılarak bir bilgisayar programı ile değişik F_0 ve S/V_0 değerleri için piston hareketine bağlı pnömatik kuvvet ve toplam yük değerleri elde edilebilir. Amortisöre etkiyen toplam yük ile pnömatik kuvvet, piston hareketine bağlı olarak aynı grafik üzerine çizilmesiyle Şekil 2.13'deki eğriler elde edilir. Burada üstteki eğri toplam yükü, alttaki eğri pnömatik kuvveti göstermektedir. Bu eğrileri elde etmek için başlangıçta, Bölüm 2.5.4'de açıklanan yöntemle elde edilen amortisör değerleri kullanılabilir.

Eğrilerin değerlendirilmesi sırasında gözönünde tutulacak hususlar şunlardır:

- Eğrideki maksimum yük, amortisörün maksimum yükünden daha fazla olmamalıdır,
- Eğrideki maksimum piston yer değiştirme değeri, amortisörün piston kursundan daha fazla olmamalıdır,
- Amortisörde genelde iki ayrı noktada (biri piston kursu ortalarında, diğeri kurs sonunda) yüksek yük değerlerine ulaşılmaktadır. Maksimum yükün küçük ve amortisör veriminin yüksek olması için bu iki noktadaki yük değerleri mümkün olduğunca birbirine yakın olmalıdır,
- Spin-up noktasındaki (tekerleğin kaymadan yuvarlanmaya başladığı noktada) yük değeri mümkün olduğunca küçük olmalıdır. Bu değer küçük olması dikmeye gelen yan yüklerin küçük olmasını sağlar.

Tasarım sonunda verimi yüksek bir amortisör elde etmek amacıyla değişik amortisör boyutları için çok sayıda maksimum yük ve verim değerleri hesaplanmalı ve en iyi eğriye karşılık gelecek amortisör boyutları tesbit edilmelidir. Amortisör verimi, toplam yük eğrisi altında kalan bölgenin, maksimum yük ve maksimum piston yer değiştirme değerinin çarpımı ile elde edilen alana bölünmesiyle hesaplanabilir (Currey 1988):

$$\eta_A = \frac{E_A}{F_{A \max} \delta_{A \max}} \quad (2.42)$$



Şekil 2.13. Bir amortisörün yük-piston hareketi eğrisi

(2.42) nolu eşitlikteki notasyonların tanımı aşağıdadır:

E_A : Amortisör tarafından absorbe edilen enerji (toplam yük eğrisi altında kalan alan) (J),

F_{Amax} : Maksimum amortisör yükü (N),

δ_{Amax} : Maksimum piston yer değiştirme miktarı (m).

2.5.6. Toplam amortisör yükü

Amortisöre eksenini doğrultusunda etki eden yük, başlıca üç kuvvetle dengelenir. Bunlar pnömatik kuvvet, hidrolik kuvvet ve sürtünme kuvvetidir (MIL-L-8552C 1968, Yff 1972). Bu eşitlikle ifade edilirse :

$$F_A = F_P + F_H + F_S \quad (2.43)$$

olur. Burada;

F_A : Toplam amortisör yükü (N),

F_H : Amortisörde hidrolik kuvveti (N),

F_F : Piston ve silindir arasındaki sürtünme kuvvetini (N)

göstermektedir.

Piston ve silindir arasındaki sürtünme kuvveti, yatak sürtünmesi ile sızdırmazlık elemanı sürtünmesinin toplamından oluşur ve ilk hesaplamalar sırasında ihmal edilebilir (Reddy et al 1984).

Amortisörde hidrolik kuvvet, amortisör içerisindeki orifisin iki tarafındaki basınçların farklı olmasından kaynaklanır. Bazı amortisörlerde orifis kesit alanı sabittir. Bazılarında ise piston hareketine bağlı olarak orifis kesit alanını değiştirecek elemanlar

kullanılmaktadır. Bu elemanların dizayn optimizasyonunu bilgisayar ile yapmak mümkündür (Wahi 1976). Orifis boyunca hidrolik akış tamamen türbülanslıdır.

Amortisör hidrolik kuvveti için şu eşitlik yazılabilir:

$$F_H = K V_A^2 \quad (2.44)$$

Burada;

K :Orifis katsayısı (kg/m),

V_A :Piston hızını (m/s)

göstermektedir.

Orifis kesit alanı sabit olan amortisörlerde K katsayısının sabit bir değere eşit olduğu kabul edilebilir.

Amortisörün politropik sıkışması durumu için şunu yazabiliriz:

$$P_0 V_0^\gamma = P V^\gamma \quad (2.45)$$

Burada;

P :Amortisörde herhangi bir anda hava basıncı (Pa),

V :Amortisörde herhangi bir anda hava hacmi (m^3)

göstermektedir.

F_P pnömatik kuvvetin amortisörde δ_A kadar piston hareketi değişmesine neden olduğunu kabul edersek herhangi bir anda hava hacmi için şu eşitlik yazılabilir (Yadav and Kapadia 1990):

$$V = V_0 - S \delta_A + \frac{(P - P_0) V_H}{B} \quad (2.46)$$

Burada :

V_H :Piston tamamen dışarıda iken amortisörde hidrolik yağ hacmi (m^3),

B :Hidrolik yağ için bulk modülüs değerini (Pa)

göstermektedir.

(2.45) ve (2.46) nolu eşitlikler kullanılarak,

$$P_0 V_0^\gamma = P \left(V_0 - S \delta_A + \frac{(P - P_0) V_H}{B} \right)^\gamma \quad (2.47)$$

yazılabilir. Herhangi bir andaki pnömatik kuvvet şöyle ifade edilebilir:

$$F_P = P S \quad (2.48)$$

(2.47) ve (2.48) nolu eşitlikler kullanılarak herhangi bir yükteki piston yer değiştirme miktarı için şöyle yazılabilir:

$$\delta_A = \frac{V_0}{S} \left(1 - \left(\frac{P_0 S}{F_P} \right)^{1/\gamma} + \frac{V_H}{V_0} \left(\frac{F_P - P_0 S}{B S} \right) \right) \quad (2.49)$$

Yer hareketlerinde ve statik pozisyonda sıkıştırma hızı çok düşüktür; bu nedenle havanın izotermal koşulda ($\gamma=1$) sıkıştığı kabul edilebilir. Bu durumda (2.49) nolu eşitlikteki piston yer değiştirme miktarı,

$$\delta_A = \frac{V_0}{S} (P - P_0) \left(\frac{1}{P} + \frac{V_H}{B V_0} \right) \quad (2.50)$$

olur. Herhangi bir piston yer değiştirme anındaki pnömatik kuvvet için şöyle yazılabilir:

$$F_P = S \left(\sqrt{\frac{P_0 V_0 B}{V_H} + \left(\frac{1}{2} \left(\frac{V_0 B}{V_H} \left(1 - \frac{S \delta_A}{V_0} \right) - P_0 \right) \right)^2} - \frac{1}{2} \left(\frac{V_0 B}{V_H} \left(1 - \frac{S \delta_A}{V_0} \right) - P_0 \right) \right) \quad (2.51)$$

Piston hareketi nedeniyle hidrolik yağda herhangi bir sıkışma olmadığı kabul edilirse (2.49) nolu ifade ile belirtilen herhangi bir andaki piston hareketi için şöyle yazılabilir:

$$\delta_A = \frac{V_0}{S} \left(1 - \left(\frac{P_0 S}{F_P} \right)^{1/\gamma} \right) \quad (2.52)$$

Yine aynı kabul ile (2.51) nolu ifade ile belirtilen, herhangi bir andaki piston yer değiştirme anındaki pnömatik kuvvet için,

$$F_P = \frac{P_0 S}{\left(1 - \frac{S}{V_0} \delta_A \right)^\gamma} \quad (2.53)$$

ifadesi elde edilecektir.

2.5.7. İniş sırasında ilk vuruş anındaki yükler

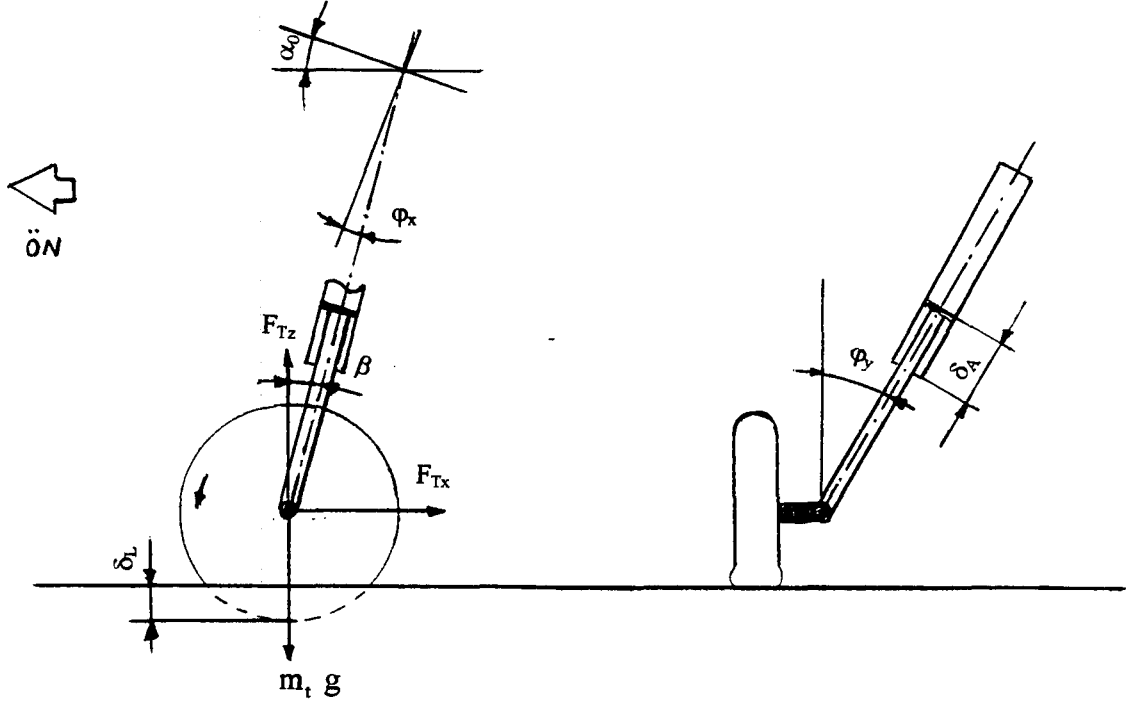
İniş takımı dikmesinin ve dikmenin bağlanacağı yapısal elemanların detaylı dizaynına başlanmadan önce bu dikmeye gelebilecek maksimum yükün belirlenmesi gerekir. Bu yük, uçağın iniş özelliklerine (maksimum iniş ağırlığı, maksimum düşey iniş hızı, iniş açıları vs.) ile lastik ve amortisörün sönümlenme özelliklerine bağlıdır. Uçağın iniş özelliklerinde değişiklik yapmak neredeyse mümkün değildir. Lastik tarafından sönümlenen enerji miktarı da amortisör tarafından sönümlenen enerji yanında çok küçüktür, aynı zamanda lastik değişikliği yapmak uçakla ilgili (Bölüm 2.3'de açıklanan) başka kriterlere de bağlıdır. Bu nedenle iniş takımı dikmesinde maksimum yükü en fazla etkileyecek faktör amortisörün sönümlenme özelliğidir (Veaux 1986).

Uçağın verilen iniş şartlarında amortisörün yüksek verimli olması ve aynı zamanda amortisördeki maksimum yükün düşük olması amortisör optimizasyonu ile mümkündür. Bu optimizasyon işlemini bilgisayar kullanarak kolayca yapmak mümkündür. Bu amaçla oluşturulabilecek bir bilgisayar programına esas olacak ifade, kabul ve esaslar bu bölümde açıklanmaktadır.

İniş takımlarına etki eden kuvvetler Şekil 2.14'de görülmektedir. Burada kullanılan notasyonların tanımları şöyledir:

- φ_x : xz düzleminde amortisör eksenini ile z eksenini arasındaki dizayn açısı ($^\circ$),
- φ_y : yz düzleminde amortisör eksenini ile z eksenini arasındaki dizayn açısı ($^\circ$),
- α_0 : İniş anında hücum açısı ($^\circ$),

- β : İniş anında amortisör eksenini ile z eksenini arasındaki açı (xz düzleminde),
 F_{Tz} : Tekerlek eksenine z ekseninde etki eden yük (N),
 F_{Tx} : Tekerlek eksenine x ekseninde etki eden yük (N) .



Şekil 2.14. İniş takımı yerleşimi ve etkiyen yükler

İniş takımlarının uçak üzerinde yerleşiminin Şekil 2.14'de görüldüğü şekilde olduğu kabul edildiğinde açılar arasında şöyle bir bağlantı vardır:

$$\beta = \alpha_0 - \varphi_x \quad (2.54)$$

z ekseninde tekerlek eksenine etki eden yükler için şu ifade yazılabilir:

$$m_t a_L + F_{Tz} = F_{Az} + m_t g \quad (2.55)$$

Burada;

m_t : Bir iniş takımı için uçaktan bağımsız olarak hareket edebilen elemanların (tekerlek, amortisör pistonu vs.) kütlelerini (kg),

a_L : Lastiğin düşey ivmesini (m/s^2)

göstermektedir.

(2.55) nolu ifadeden z ekseninde amortisör yükü,

$$F_{Az} = m_t a_L + F_{Tz} - m_t g \quad (2.56)$$

olur. Amortisör eksenindeki kuvvetler toplamı sifra eşitlendiğinde,

$$F_A = (F_{Az} \cos(\beta) + F_{Tx} \sin(\beta)) \cos(\varphi_y) \quad (2.57)$$

ve

$$F_{Az} = \frac{F_A}{\cos(\varphi_y) \cos(\beta)} - F_{Tx} \tan(\beta) \quad (2.58)$$

ifadeleri elde edilir. Uçağın z eksenindeki hareketi, lastikteki çökme ve amortisör pistonu hareketi ile,

$$z = \delta_L + \delta_A \cos(\varphi_y) \cos(\beta) \quad (2.59)$$

olarak ifade edilebilir. Burada,

z : Uçağın z eksenindeki hareket miktarını (m) göstermektedir.

Uçağın z eksenindeki ivmesi,

$$a_{Uz} = a_L + a_A \cos(\varphi_y) \cos(\beta) \quad (2.60)$$

ile ifade edilir. Burada,

a_{Uz} : Uçağın z ekseninde ivmesi (m/s^2),

a_A : Amortisörün kendi ekseninde ivmesini (m/s^2)

göstermektedir.

Lastik sürtünme kuvveti,

$$F_{Tx} = \mu F_{Ty} \quad (2.61)$$

ifadesi ile hesaplanabilir. Burada,

μ : Lastik sürtünme katsayısını göstermektedir.

(2.3) nolu eşitlik kullanılarak tekerlek yükü şöyle ifade edilebilir:

$$F_{Tz} = k \delta_L^n \quad (2.62)$$

İniş sırasında iniş takımlarına etki eden yükler iki değişik iniş pozisyonu için ayrı ayrı incelenebilir. Bu iniş pozisyonları, iniş sırasında aerodinamik taşıma kuvvetinin

- uçak ağırlığına,
- sıfıra,

eşit olması durumlarıdır.

2.5.7.1. Taşıma kuvvetinin uçak ağırlığına eşit olması durumunda yükler

Taşıma kuvvetinin uçak ağırlığına eşit olması durumunda bir iniş takımı için,

$$L_1 = W_1 \quad (2.63)$$

olur. Bir iniş takımı için uçak ağırlığı,

$$W_1 = m_a g \quad (2.64)$$

ile ifade edilebilir. Burada,

m_a : Bir iniş takımına düşen uçak kütlesini (kg)

göstermektedir. (2.63) ve (2.64) nolu eşitliklerden,

$$L_T = m_a g \quad (2.65)$$

yazılabilir. z ekseninde amortisör üzerindeki yükler için,

$$(m_a - m_t) g = (m_a - m_t) a_{Uz} + L_T + F_{Az} \quad (2.66)$$

yazılabilir. (2.56), (2.60), (2.62), (2.65) ve (2.66) nolu ifadelerden amortisör pistonu ivmesi için,

$$a_A = -\frac{k \delta_L^n + m_a a_L}{(m_a - m_t) \cos(\varphi_y) \cos(\beta)} \quad (2.67)$$

ifadesi elde edilir. (2.56), (2.57) ve (2.62) nolu ifadelerden amortisör yükü için,

$$F_A = (m_t a_L + k \delta_L^n + F_{Tx} \tan(\beta) - m_t g) \cos(\varphi_y) \cos(\beta) \quad (2.68)$$

ifadesi yazılabilir.

Amortisörde pistonu hareket ettirebilmek için gerekli minimum kuvvetten daha düşük kuvvetler söz konusu olduğunda amortisörde piston yer değiştirme miktarı, piston hızı ve ivmesi sıfırdır. Bu durum için,

$$F_A \leq F_0 \Rightarrow \delta_A = 0 ; v_A = 0 ; a_A = 0 \quad (2.69)$$

olduğundan, (2.67) nolu ifade kullanılarak lastiğin düşey ivmesi,

$$a_L = -\frac{k \delta_L^n}{m_a} \quad (2.70)$$

ile ifade edilebilir.

2.5.7.2. Taşıma kuvvetinin sifıra eşit olması durumunda yükler

İniş sırasında taşıma kuvvetinin sıfır olduğunu kabul edersek z ekseninde amortisör üzerindeki yükler için,

$$(m_a - m_t) g = (m_a - m_t) a_{Uz} + F_{Az} \quad (2.71)$$

yazılabilir. (2.56), (2.60), (2.62) ve (2.71) nolu ifadelerden amortisör pistonu ivmesi için,

$$a_A = \frac{m_a g - k \delta_L^n - m_a a_L}{(m_a - m_t) \cos(\varphi_y) \cos(\beta)} \quad (2.72)$$

ifadesi elde edilir. (2.56), (2.57) ve (2.62) nolu ifadelerden amortisör yükü için,

$$F_A = (m_t a_L + k \delta_L^n + F_{Tx} \tan(\beta) - m_t g) \cos(\varphi_y) \cos(\beta) \quad (2.73)$$

ifadesi yazılabilir.

Amortisörde pistonu hareket ettirebilmek için gerekli minimum kuvvetten daha düşük kuvvetler söz konusu olduğunda amortisörde piston yer değiştirme miktarı, piston hızı ve ivmesi sıfırdır. Bu durum için,

$$F_A \leq F_0 \Rightarrow \delta_A = 0 ; v_A = 0 ; a_A = 0 \quad (2.74)$$

olduğundan, (2.72) nolu ifade kullanılarak lastiğin düşey ivmesi,

$$a_L = \frac{m_s g - k \delta_L^n}{m_s} \quad (2.75)$$

ile ifade edilebilir.

Amortisör ve lastik yükleri için elde edilen ifadelere taylor serisi açılımı uygulandığında amortisörün yük-piston hareketi eğrileri elde edilebilir.

Burun iniş takımı amortisörü yük hesabında, yukarıda açıklanan işlemler yapılırken, uçağın iniş sırasında burun iniş takımı üzerine kapaklanması neticesi oluşan ilave yükler de dikkate alınmalıdır (Chester 1987).

2.6. Fren Tasarımı

2.6.1. Genel

Uçak üzerinde kullanılan frenlerin başlıca görevlerini şöyle sıralayabiliriz (Roskam 1989):

- Uçağın durmasına yardımcı olmak,
- Uçağın dönüş yapmasını sağlamak,
- Park sırasında uçağı yerde sabit tutmak (park sırasında yerin eğimli olduğu kabul edilir (MIL-B-8584C 1985)),
- Kalkış öncesi motorlar çalışırken uçağı sabit tutmak,
- Yer hareketleri sırasında hız kontrolü sağlamak,
- Yer hareketleri sırasında uçağı durdurmaktadır.

Günümüzdeki uçakların çoğu disk tipi fren kullanmaktadır. Fakat disk sayısı ve kullanılan disk malzemeleri farklı olabilmektedir. Bu alt bölümde fren tasarımı ile ilgili olarak fren tarafından absorbe edilmesi gereken kinetik enerjinin hesaplanması, disk ve frenin boyutlandırılması, disk malzemelerinin avantajlı ve dezavantajlı yönleri açıklanmıştır.

SAE-ARP-1493'de (1992) askeri uçaklar için fren ve cant detaylı tasarım ve performans bilgileri yer almaktadır.

Fren tasarımına her bir fren tarafından absorbe edilecek kinetik enerji miktarının hesaplanması ile başlanır.

2.6.2. Fren tarafından absorbe edilecek enerjinin hesaplanması

Frenlerin kinetik enerji absorbe etme kapasitesi, (herhangi bir diski veya başka bir fren malzemeni değiştirmeden) belirli koşullarda ve uçağın belirli sayıda frenleme ile durdurulabilmesi için yeterli olmalıdır. Bu, frenin kinetik enerjiyi absorbe edebilme kabiliyetine bağlıdır. Ayrıca frenin, görevini tamamladıktan sonra bir sonraki kullanıma hazır olmasına kadar (yeterli sıcaklığa soğuması için) geçen süre de önemlidir.

Fren tarafından absorbe edilecek enerjinin hesaplanması için iki değişik yöntem kullanılabilir.

İlk yöntemde her bir fren tarafından absorbe edilmesi gereken kinetik enerji şöyle hesaplanır :

$$E_F = \frac{W_L V_{Lx}^2}{2 g N_F} \quad (2.76)$$

Burada :

- E_F : Her bir fren için kinetik enerji (J),
- W_L : İniş anındaki maksimum uçak ağırlığı (N),
- V_{Lx} : İniş anında maksimum yatay uçak hızı (m/s),
- N_F : Uçakta toplam fren sayısını

göstermektedir.

Bu hesaplama sırasında enerjinin ana iniş takımı tekerlekleri (frenler) arasında eşit dağıldığı kabul edilir. FAR 23'e göre yolcu ve nakliye uçaklarının ana iniş takımlarındaki frenler en az bu yöntemle elde edilen kinetik enerjiyi absorbe edebilecek kapasitede olmalıdır.

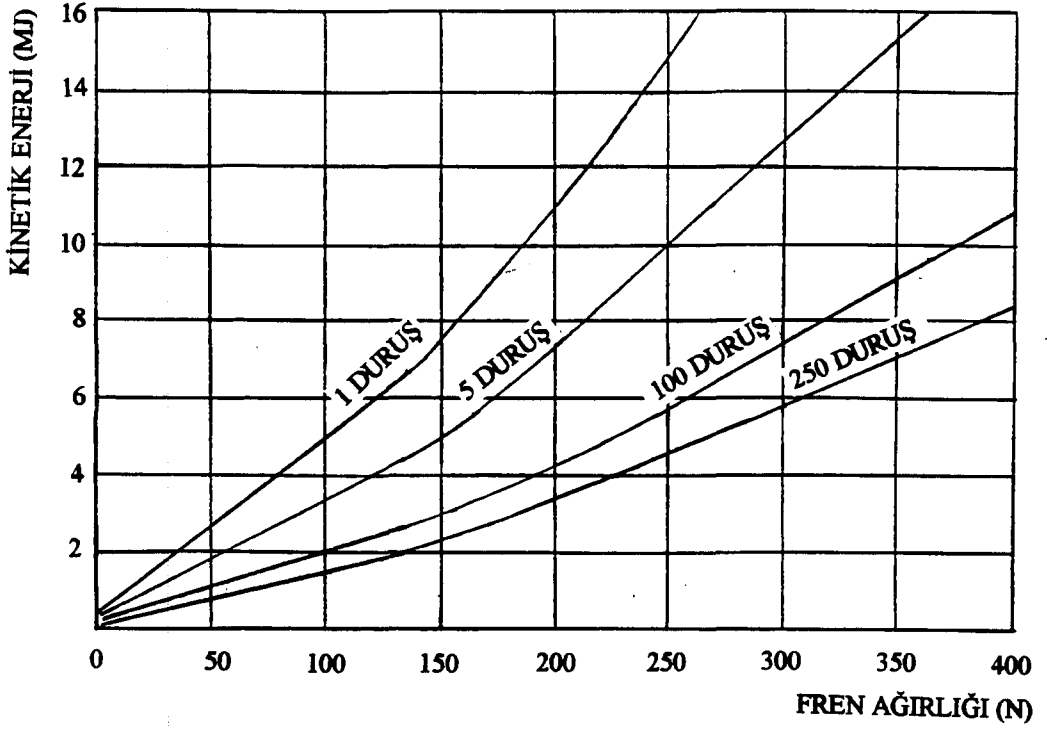
İkinci yöntemde, maksimum iniş ağırlığında iniş sırasında karşılaşılabilecek şartların uygun bir analizi ile absorbe edilmesi gereken kinetik enerji belirlenir. Bu analizde, kinetik enerji hesaplanırken uçağın iniş anındaki ağırlığı ve hızına ilaveten dikkate alınan diğer hususlar şunlardır (Currey 1988, MIL-W-5013L 1991):

- a) Lastik ve pist arasındaki sürtünme katsayısı,
- b) Aerodinamik sürüklenme kuvveti,
- c) Pervane sürüklemesi,
- d) Güç ünitesinin tepkisi,
- e) Yardımcı frenlerin etkisi (pervanenin ters tepkisi, paraşüt, jet motorunun geri tepkisi vs.),
- f) Kanat taşımalarının tekerlek yüküne etkisi,
- g) Tekerlekler arasında yük ve fren kapasitesi dağılımı,
- h) Toplam pist uzunluğu,
- i) Tek motor veya pervanenin arızalanma ihtimali.

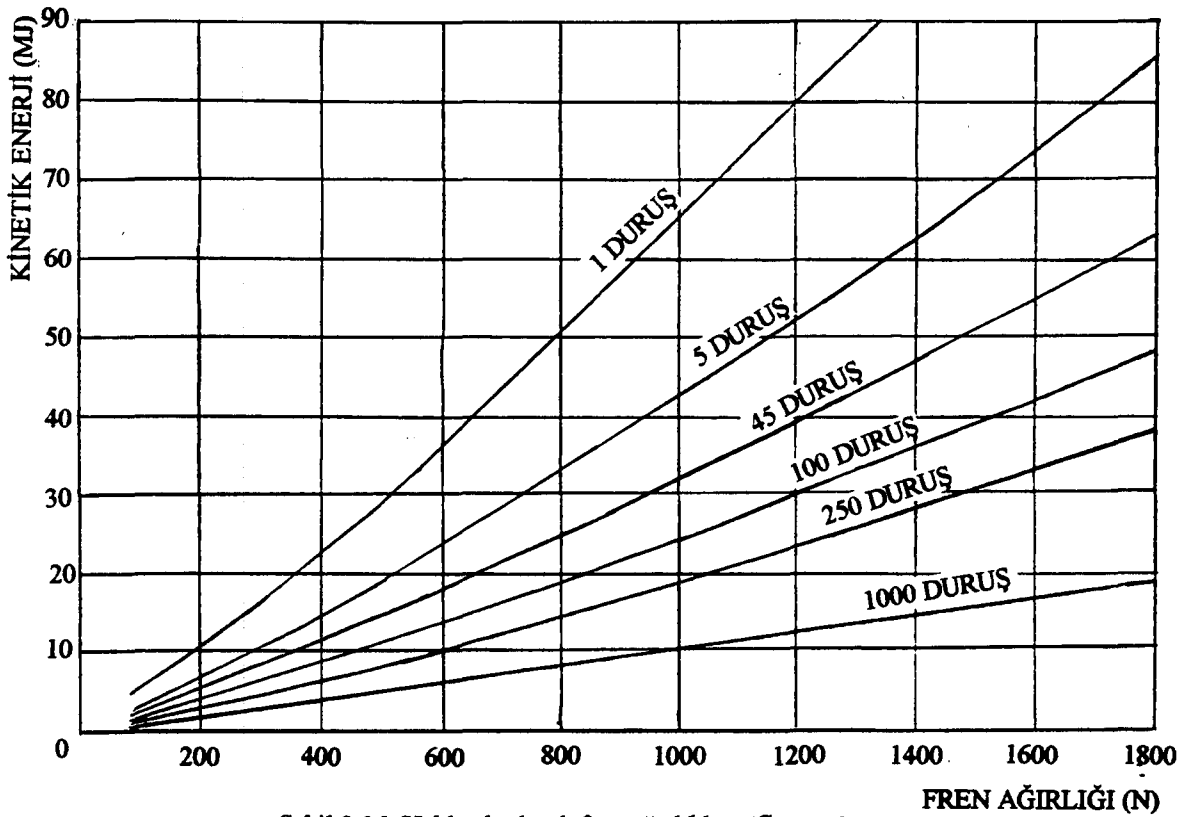
2.6.3. Frenin boyutlandırılması

Aşağıdaki adımlar takip edilerek tasarımı yapılan uçak için frenlerin boyutlandırılması yapılabilir (Currey 1988):

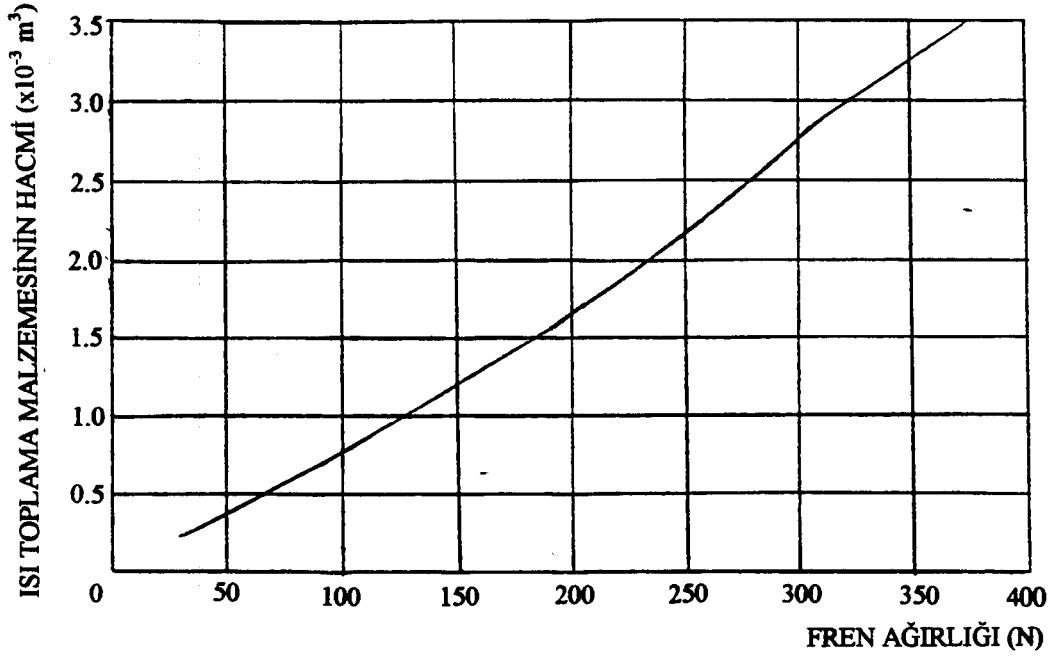
- a) Uçağın maksimum kalkış ağırlığı ve hızında (kalkıştan vazgeçilmesi durumu için) ve farklı iniş pozisyonlarında fren enerjileri hesaplanır,
- b) Şekil 2.15 ve Şekil 2.16 kullanılarak fren ağırlığı tesbit edilir,
- c) Elde edilen ağırlıklardan en büyük olanı seçilir,
- d) Şekil 2.17 ve Şekil 2.18 kullanılarak ısı toplama malzemesinin hacmi (disklerin hacmi) belirlenir,
- e) Çizelge 2.4 kullanılarak, seçilen lastik ölçülerine bağlı olarak ısı toplama malzemesi boyutlandırılır,
- f) Frenin diğer elemanları için ısı toplama malzemesinin iç çapına 0.02 m, fren akçuatör tarafına 0.05 m, diğer yüzeyine 0.02 m ilave edilerek fren dış boyutları belirlenir. Bu boyutlar bu safhada yaklaşık olarak tesbit edilir. Kesin boyutlar frenin detaylı tasarımı sırasında piston hareket miktarına ve diğer elemanlara bağlı olarak belirlenir. Genellikle detaylı fren tasarımı, fren imali yapan firmalara yaptırılır.



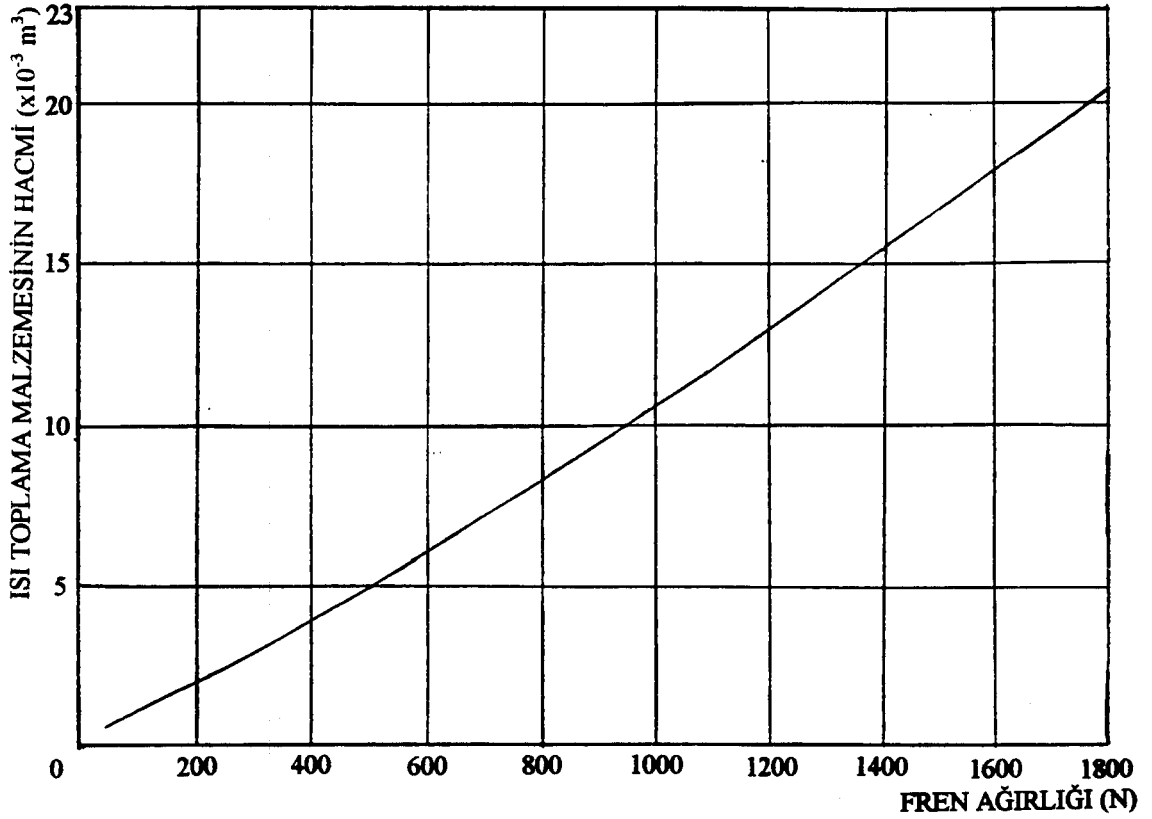
Şekil 2.15. Yaklaşık olarak fren ağırlıkları (Currey 1988)



Şekil 2.16. Yaklaşık olarak fren ağırlıkları (Currey 1988)



Şekil 2.17. Yaklaşık olarak ısı toplama malzemesi hacmi (Currey 1988)



Şekil 2.18. Yaklaşık olarak ısı toplama malzemesi hacmi (Currey 1988)

Fren boyutları belirlendikten sonra cantın fren yuvası, fren ölçülerine göre kontrol edilir. Cant boşluğu fren için yeterli değil ise lastik seçimi tekrarlanır ve daha büyük bir lastik seçilir. Buraya kadar yapılan hesaplamalar tekrarlanır.

Çizelge 2.4. Isı toplama malzemesi boyutları

Lastik iç çapı (m)	Isı toplama malzemesinin iç çapı (m)	Isı toplama malzemesinin dış çapı (m)
0.1524	0.1016	0.1397
0.2032	0.1206	0.1841
0.2540	0.1397	0.2191
0.3048	0.1587	0.2540
0.3556	0.1873	0.3048
0.3810	0.2068	0.3302
0.4064	0.2222	0.3492
0.4318	0.2413	0.3746
0.4572	0.2572	0.4000
0.4826	0.2730	0.4191
0.5080	0.2921	0.4445
0.5334	0.3111	0.4699
0.5588	0.3270	0.4953
0.5842	0.3492	0.5175
0.6096	0.3651	0.5429
0.6350	0.3842	0.5683

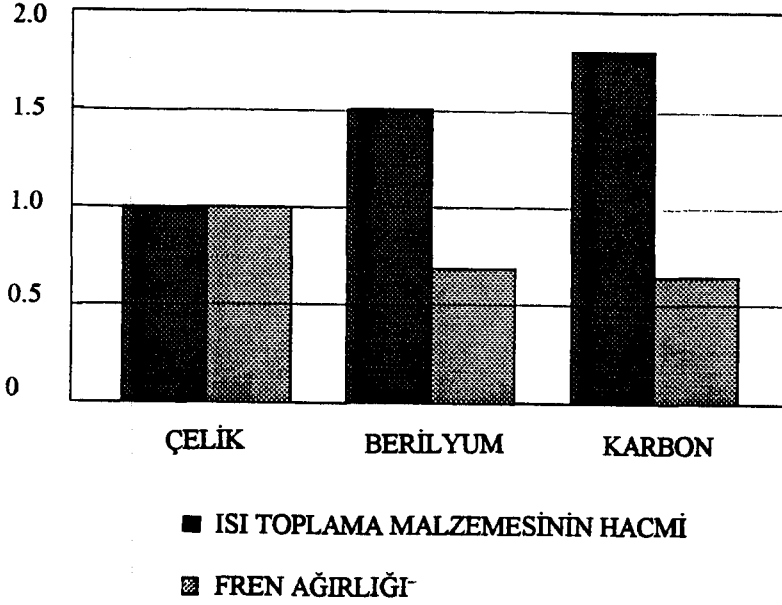
2.6.4. Isı toplama malzemesinin seçimi

En çok bilinen ısı toplama malzemeleri çelik, berilyum ve karbondur. Özellikle son yıllarda kullanımı yaygınlaşan karbon ısı toplama malzemesinin uçaklarda kullanımının bazı avantajları mevcuttur. Ancak, özellikle daha yüksek sıcaklıklarda çalışabilme kabiliyeti nedeniyle, fren, cant ve lastik üçlüsünün dizaynında, lastiğin aşırı sıcaklığa maruz kalmaması için dikkat edilmesi gerekir (SAE-AIR-1934 1985). Her bir malzemenin diğerlerine göre bazı avantaj ve dezavantajları vardır. Bu avantaj ve dezavantajları şöyle sıralayabiliriz:

- a) Çelik disklerin diğerlerine göre avantajları şunlardır:
 - i) Birim imalat maliyeti daha düşüktür,
 - ii) Her bir uçuş başına bakım maliyeti daha düşüktür,
 - iii) Yoğunluğu fazla olduğundan daha küçük bir hacme ihtiyaç gösterir.
 - iv) Sürtünme katsayısı daha yüksek olduğundan daha küçük piston kuvveti yeterli olur.
- b) Çelik disklerin diğerlerine göre dezavantajları şunlardır:
 - i) Ağırlığı diğerlerine göre daha fazladır,
 - ii) Daha sık bakım ihtiyacı gösterir.
- c) Berilyum disklerin diğerlerine göre avantajları şunlardır:
 - i) Ağırlığı çelikten daha azdır,
 - ii) Birim imalat maliyeti karbondan daha düşüktür,

- iii) Isı toplama özelliği diğerlerinden daha iyidir.
- d) Berilyum disklerin diğerlerine göre dezavantajları şunlardır:
- i) Birim maliyeti çelikten daha yüksektir,
 - ii) Malzemenin zehirleyici özelliği vardır,
 - iii) Yoğunluğu düşük olması nedeniyle çeliğe göre daha büyük hacim kullanılmasını gerektirir,
 - iv) Darbelere dayanımı az olduğundan inişler sırasındaki ani ve aşırı yükler nedeniyle özel bir dizayn gerektirir,
 - v) Gerilme dayanıklılığı az olduğundan ısıl gerilmeler nedeniyle oluşabilecek çatlakları önlemek için özel bir dizayn gerektirir,
- e) Karbon disklerin diğerlerine göre avantajları şunlardır:
- i) Karbon diskler daha yüksek ısı kapasitesine sahiptirler. Bu nedenle absorbe edilecek belirli bir ısı enerjisi için çelik disklerden daha hafiftirler,
 - ii) Isı iletkenliği yüksektir. Bu nedenle disklerde ısı gerilmeler daha azdır,
 - iii) Isıl genişleme katsayısı düşüktür. Bu nedenle ısı gerilmeler neticesi deformasyon daha azdır,
 - iv) Daha yüksek sıcaklıklarda dayanıklılığını muhafaza edebilmektedir. Bu nedenle aynı enerji için daha küçük küttele dizayn edilebilmesine olanak vermektedir,
 - v) Yüksek sıcaklıklarda yaklaşık sabit bir sürtünme katsayısına sahip olduğundan, iyi bir frenleme yapılmasına imkan vermektedir,
 - vi) Daha yüksek ısı kapasitesine ve ısı iletkenliğine sahip olduğundan absorbe edebileceği enerji daha yüksektir,
 - vii) Depo seviyesi bakım ihtiyacına kadar iniş sayısı çelik diskli frenlere göre daha yüksektir,
- f) Karbon disklerin diğerlerine göre dezavantajlı özelliklerini şöyle sıralayabiliriz:
- i) Birim imalat maliyeti daha yüksektir,
 - ii) Bakım maliyeti daha yüksektir,
 - iii) Yüksek sıcaklık nedeniyle ısı izole malzemesi kullanımı, itinalı fren, cant dizaynı ve lastik seçimi gerektirir. Oluşabilecek maksimum sıcaklığı azaltmak ve frenin soğuyarak uçağın inişten sonra ikinci uçuş için hazır hale gelmesi için gerekli süreyi kısaltmak amacıyla büyük hacimli fren sistemlerine fan sistemi ilave edilebilir (Stimson 1971),
 - iv) Düşük hızlarda sürtünme katsayısı düşük olduğundan frenleme için daha fazla hidrolik güç gerektirir,
 - v) İniş takımı dikmesinin sarsıntılı (chattering) çalışma ihtimali daha yüksek olduğundan daha dayanıklı dikme kullanımı gerektirir,
 - vi) Yoğunluğu düşük olduğundan daha büyük bir hacim gerektirir,
 - vii) Karbon disklerin kırılma oluşu ve yerdeki hareketler sırasında aşırı aşınma oluşu nedeniyle frenlerin dizaynı özenle yapılmalıdır.

Fren malzemelerinin (çelik, berilyum, karbon) hacim ve ağırlık yönünden birbirleriyle karşılaştırması Şekil 2.19'da görülmektedir.



Şekil 2.19. Fren malzemelerinin hacim ve ağırlık yönünden birbirleriyle karşılaştırması

Fren malzemesi, dizaynı yapılan uçağın tipi, kapasitesi, menzili, bakım politikası, üretilen uçak sayısı ve diğer konular dikkate alınarak seçilir.

2.7. İniş Takımlarına Etkiyen Yükler

2.7.1. Genel

Aşağıdaki çalışmaları gerçekleştirebilmek için her bir iniş takımına etkiyen yükler bilinmelidir:

- İniş takımlarının ve elemanlarının dizaynı,
- İniş takımı ile ilgili yapısal elemanların dizaynı,
- İniş takımı ve elemanlarının test ve sertifikasyonu.

Uçak yere temas ettikten kısa bir süre sonra düşey hız sıfıra düşürülür. Bu işlem başlıca amortisör ve lastikler tarafından gerçekleştirilir. Düşey ivmeyi azaltmak için lastik (lineer olmayan) bir yay gibi, amortisör damper ve (lineer olmayan) bir yay gibi görev yapar.

Yere temas anında önce lastikler çökmeye ve bir yay gibi hareket ederek tepki kuvveti oluşturmaya başlar. Lastikler tarafından oluşturulan tepki kuvveti, amortisör ön yükleme kuvvetini aşmaya başladığında amortisör de çökmeye başlar. Amortisör çöküşü sırasında bir kısım enerji, hidroliğin küçük orifislerden geçmesi nedeniyle ısı enerjisine, diğer bir kısmı sıkışan hava nedeniyle potansiyel enerjiye dönüşür. Amortisör tarafından oluşturulan bu damper kuvveti, strok sonuna kadar devam eder.

Toplam amortisör yükü çok hızlı artar (bir saniyeden çok kısa sürede) ve uçağın yapısal elemanlarına aktarılır. Bu yapısal elemanlar, ani ve şiddetli yük nedeniyle şekil değiştirir ve yapısal titreşimi başlatır.

İniş vuruşu sırasında oluşan bu ani yüklerle birlikte dikkat edilmesi gereken başka yüklerde vardır. Bunlardan en önemlisi lastik ile pist arasında oluşan yatay sürüklenme

kuvvetidir. Bu kuvvet yere temas anında pist ile lastik arasındaki izafi hız farkından kaynaklanır.

Lastiğin kayma hareketinden yuvarlanma hareketine geçmesine "spin-up" denir. Spin-up, lastiğin yere temas anından sonra başlar ve bir saniyeden çok kısa bir süre (yaklaşık 0.01 -0.10 saniye arasında) içinde gerçekleşir.

Lastiğin kayması sırasında sürtünme katsayısı sabit olmayıp hıza bağlı olarak değişir. Kuru yüzeyler için bu katsayı 0.5 ila 1.0 arasında değişir. Yuvarlanma hareketine geçilmesiyle bu değer çok azalır.

Spin-up sırasında lastik sürtünme kuvveti nedeniyle iniş takımı geriye doğru esner. Ancak spin-up sonrası, lastiğin yuvarlanma hareketine geçmesiyle, sürtünme kuvvetinde oluşacak ani azalış, iniş takımının öne doğru yaylanmasına (spring-back) neden olur. Kayma sürtünmesinde oluşan ani ve büyük bir yük ve hemen ardından öne yaylanma yükünün uçak yapısında önemli dinamik etkiler oluşturur.

Uçağın sağ ve sol iniş takımlarının aynı anda yere temas etmemesi veya yan rüzgar yükü olması durumunda iniş takımlarında ilave yükler oluşur.

Maksimum yer yükleri çeşitli iniş pozisyonları ve yer hareketleri için belirlenir. 19 kişi ve daha az yolcu kapasiteli uçaklarının FAA sertifikasyonu için iniş takımları, iniş takımı elemanları ve iniş takımı ile ilgili elemanlara uygulanacak yer yükleri FAR Part 23'de açıklanmıştır.

Askeri amaçlı uçaklar için iniş takımları ile ilgili çeşitli yükler MIL-A-8860B (1987), MIL-A-8863C (1993) ve MIL-A-8866C (1987) nolu şartnamelerde yer almaktadır.

2.7.2. İniş takımlarına etkiyen yüklerin hesaplanması

İniş takımlarına etkiyen yüklerin hesaplanması için uçağın çeşitli pozisyonları dikkate alınır. Bu pozisyonlardaki yükler şöyle hesaplanır:

- Düz iniş anında yükler: Uçağın düz bir iniş yaptığı ve ağırlığının maksimum iniş ağırlığına eşit olduğu kabul edilir. Tekerleğin iniş hızına ivmelenmesi için gereken kuvvet ve düşey yük hesaplanır. Lastik ve pist arasındaki sürtünme katsayısı, kayma hızı ve lastik basıncının etkileri gözönüne alınarak belirlenebilir. Fakat bu sürtünme katsayısı FAR Part 23'e göre 0.8'den daha fazla olamaz. Bu pozisyonda iki nokta (iki ana iniş takımı üzerine) ve üç nokta (burun ve iki ana iniş takımları üzerine) inişi için ayrı ayrı yük hesapları yapılır. N_L değeri iniş takımları yük faktörü olup FAR Part 23'e göre 2'den az olamaz.
- Maksimum tekerlek yükleri: Maksimum kalkış ağırlığı için yer yükleri ile bu değer en az % 25'i kadar bir sürükleme kuvvetinin etki ettiği kabul edilir. İki nokta ve üç nokta inişi için ayrı ayrı yük hesapları yapılır.
- Ters spin-up yükleri: Spin-up sürükleme yükünde ani azalış nedeniyle oluşan yatay yük, düşey yüklere bağlı olarak iki nokta ve üç nokta inişi için ayrı ayrı hesaplanır.
- Kuyruk aşağı iniş anında yükler: Uçağın iniş sırasında stol açısında veya yapısal olarak mümkün olan en büyük iniş açısında olduğu kabul edilir ve bu şartlarda ana iniş takımlarına gelen yükler hesaplanır.

- Tek tekerlek üzerine iniş anında yükler: Tek tekerlek üzerine iniş pozisyonunda uçağın düz iniş yaptığı ve önce sadece bir ana iniş takımının yere temas ettiği kabul edilir.
- Yan yükle iniş anında yükler: Bu pozisyonda bir ana iniş takımına içeriye doğru düşey yükün % 50'si, diğer ana iniş takımına dışarıya doğru düşey yükün % 33'ü kadar bir yükün, düşey yük olarak da maksimum düşey yükün 1.33 katı kadar bir yükün etki ettiği, uçağın düz pozisyonda olduğu ve sadece ana iniş takımının yerle temas ettiği kabul edilir.
- Geri gelme yükleri: İniş sırasında amortisörde oluşan pnömatik kuvvet nedeniyle uçaktan bağımsız hareket eden kütle (tekerlek, amortisör pistonu vs) bir yük oluşturur. İniş takımını tutan yapısal elemanlar, gelebilecek bu yüke karşı incelenir. Bu yükün oluştuğu anda iniş takımlarının tamamen dışarıda olduğu ve yerle temas etmediği kabul edilir. Bu geri gelme yükü olarak uçakla birlikte hareket etmeyen iniş takımı elemanları kütesinin 20 katı büyüklüğünde bir yük değeri kullanılır. Bu yükün yönü hareket eden kütlelerin hareket yönü doğrultusundadır.
- Kalkış sırasındaki yükler: Normal bir kalkış sırasında uçağın iniş takımlarının karşılaşılabileceği yükler hesaplanır. Kalkış sırasında uçağın ağırlığının maksimum kalkış ağırlığına eşit olduğu kabul edilir. Burun iniş takımına etki eden yük olarak statik yükün 2.33 katı kullanılır.
- Frenleme esnasındaki yükler: Frenleme esnasında düşey yük olarak maksimum kalkış ağırlığındaki statik yükün 1.33 katı kullanılır. Sürüklenme kuvveti düşey yükün % 80'i kadar olduğu kabul edilir. İki nokta ve üç nokta inişi için ayrı ayrı yük hesapları yapılır.
- Ters frenleme anında yükler: Ters frenleme anında sürtünme kuvvetinin düşey yükün 0.55 katı olduğu kabul edilir.
- Dönüş anında yükler: Uçağın burun iniş takımı yön kontrol sistemi ile sürekli dönüş halinde olduğu, uçağın ağırlık merkezine 1g düşey, 0.5g yatay yükün etki ettiği ve her bir tekerlekteki yatay yük tekerlekteki düşey yükün 0.5 katı olduğu kabul edilir.
- Tekerlek eksenini etrafında dönüş anında yükler: Uçağın bir ana iniş takımı bloke edilmiş durumda ve bu iniş takımı düşey eksenini etrafında dönüş yaptığı, bu esnada uçağın statik dengede olduğu ve sürtünme katsayısının 0.8 olduğu kabul edilir.
- Burun tekerleği yükleri:
 - ◆ Uçağın statik pozisyonda, burun iniş takımına gelen düşey yükün, statik yükün 2.25 katı ve sürüklenme kuvvetinin, düşey yükün 0.80 katı olduğu,
 - ◆ Uçağın statik pozisyonda, burun iniş takımına gelen düşey yükün, statik yükün 2.25 katı ve öne doğru yükün, düşey yükün 0.40 katı olduğu,
 - ◆ Uçağın statik pozisyonda, burun iniş takımına gelen düşey yükün, statik yükün 2.25 katı ve yan yükün, düşey yükün 0.70 katı olduğu kabul edilir.

Buraya kadar açıklanan yüklerin nasıl hesaplanacağı ana ve burun iniş takımları için (her üç ekseninde) Çizelge 2.5'de verilmiştir. İniş takımı yüklerinde pozitif yönler Şekil 2.20'de gösterilmiştir.

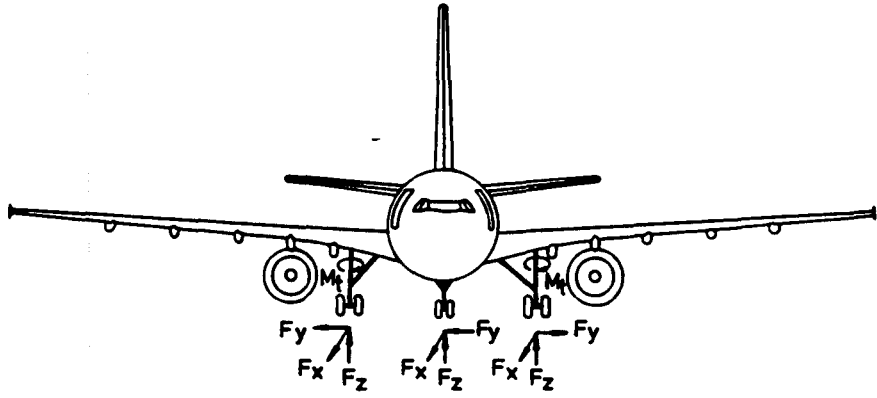
Çizelge 2.5. Çeşitli pozisyonlarda iniş takımlarına gelen yükler

UÇAĞIN POZİSYONU	F_{az}	F_{ax}	F_{ay}	F_{bz}	F_{bx}	F_{by}
DÜZ İNİŞ ANINDA YÜKLER (İKİ NOKTA)	$N_L W_L/2$	$0.8 F_{az}$	0	-	-	-
DÜZ İNİŞ ANINDA YÜKLER (ÜÇ NOKTA)	$N_L W_L ((L_B-0.25 h)/L_{AB})/2$	$0.8 F_{az}$	0	$N_L W_L ((L_A+0.25 h)/L_{AB})$	$0.8 F_{bz}$	0
MAKSİMUM TEKERLEK YÜKÜ (İKİ NOKTA)	$N_L W_T/2$	$0.25 F_{az}$	0	-	-	-
MAKSİMUM TEKERLEK YÜKÜ (ÜÇ NOKTA)	$N_L W_T ((L_B-0.25 h)/L_{AB})/2$	$0.25 F_{az}$	0	$N_L W_T ((L_A+0.25 h)/L_{AB})$	$0.25 F_{bz}$	0
TERS SPİN-UP YÜKÜ (İKİ NOKTA)	$N_L W_L/2$	$-0.25 F_{az}$	0	-	-	-
TERS SPİN-UP YÜKÜ (ÜÇ NOKTA)	$N_L W_L ((L_B-0.25 h)/L_{AB})/2$	$-0.25 F_{az}$	0	$N_L W_L ((L_A+0.25 h)/L_{AB})$	$-0.25 F_{bz}$	0
KUYRUK AŞAĞI İNİŞ ANINDA YÜKLER	$N_L W_L/2$	$0.8 F_{az}$	0	-	-	-
TEK TEKERLEK ÜZERİNE İNİŞ ANINDA YÜKLER	$N_L W_L/2$	$0.25 F_{az}$	0	-	-	-
YAN YÜKLE İNİŞ ANINDA YÜKLER	$1.33 W_L/2$	0	$0.33 F_{az}$ $-0.50 F_{az}$	-	-	-
GERİ GELME YÜKÜ	$-20 m_a$	0	0	$-20 m_b$	0	0

Çizelge 2.5. (Devam) Çeşitli pozisyonlarda iniş takımlarına gelen yükler

UÇAĞIN POZİSYONU	F_{az}	F_{ax}	F_{ay}	F_{bz}	F_{bx}	F_{by}
KALKIŞ SIRASINDA YÜKLER	$W_T (L_B/L_{AB})/2$	0	0	$2.33 W_T (L_A/L_{AB})$	0	0
FRENLEME ESNASINDA YÜKLER (İKİ NOKTA)	$1.33 W_T/2$	$0.8 F_{bz}$	0	-	-	-
FRENLEME ESNASINDA YÜKLER (ÜÇ NOKTA)	$1.33 W_T (L_B/(L_{AB}+0.8 h_{CG}))/2$	$0.8 F_{bz}$	0	$1.33 W_T ((L_A+0.8 h_{CG})/(L_{AB}+0.8 h_{CG}))$	0	0
DÖNÜŞ ANINDA YÜKLER	$W_T ((L_B/L_{AB})+(h_{CG}/L_T))/2$ $W_T ((L_B/L_{AB})-(h_{CG}/L_T))/2$	0	$0.5 F_{bz}$ $-0.5 F_{bz}$	$W_T (L_A/L_{AB})$	0	$0.5 F_{bz}$
TEKERLEK EKSENİ ETRAFINDA DÖNÜŞ ANINDA YÜKLER	$W_T (L_B/L_{AB})/2$	$0.8 F_{bz}$	0	$W_T (L_A/L_{AB})$	0	0
TERS FRENLEME ESNASINDA YÜKLER	$W_T (L_B/L_{AB})/2$	$-0.55 F_{bz}$	0	$W_T (L_A/L_{AB})$	0	0
BURUN TEKERLEĞİ YÜKLERİ	-	-	-	$2.25 W_T (L_A/L_{AB})$ $2.25 W_T (L_A/L_{AB})$ $2.25 W_T (L_A/L_{AB})$	$0.8 F_{bz}$ $-0.4 F_{bz}$ 0	0 0 $0.7 F_{bz}$ $-0.7 F_{bz}$

- Uçağın çekilmesi sırasında yükler: Uçağın çekilmesi sırasında çekme kuvvetinin ana ve burun iniş takımlarında uçağın çekilmesi amacıyla dizayn edilmiş bağlantı noktalarına, yere paralel olarak uygulandığı, uçağın maksimum kalkış ağırlığında ve statik pozisyonda olduğu kabul edilir. Uçağa uygulanabilecek çeşitli çekme pozisyonları, yüklerin uygulanışı ile çekme yüklerinin büyüklükleri Çizelge 2.6'da yer almaktadır.



Şekil 2.20. İniş takımı yüklerinde pozitif yöner

- Simetrik olmayan yükler: Birden çok tekerleğe sahip iniş takımlarının aşağıdaki yüklere maruz kalabileceği kabul edilir:
 - ◆ Arka arkaya iki veya daha çok tekerlek bulunan iniş takımında tahteravalli hareketi nedeniyle oluşabilecek ani yükler,
 - ◆ Lastik imalatındaki farklılıklar veya lastiklerdeki farklı aşınma nedeniyle oluşabilecek farklı çaplar nedeniyle ortaya çıkabilecek yükler,
 - ◆ Lastiklerin farklı basınçlarda olması nedeniyle oluşabilecek yükler,
 - ◆ Pistin düz olmayıp konvex bir yapıya sahip olması nedeniyle oluşabilecek yükler,
 - ◆ Uçağın iniş sırasındaki pozisyonuna bağlı olarak oluşan farklı yükler,
 - ◆ İki veya üç tekerlekli iniş takımında en kritik tekerlekteki lastiğin patlak olması, dört veya daha fazla tekerlekli iniş takımında en kritik iki tekerlekteki lastiğin patlak olması durumunda oluşabilecek yükler.

Bu yükler, iniş takımı dizaynı sırasında dizayn parametresi olarak kullanılır.

Çizelge 2.6. Uçağın çekilmesi esnasında iniş takımına gelen yükler

POZİS- YON	UÇAĞIN ÇEKİLDİĞİ İNİŞ TAKIMI	İNİŞ TAKIMI POZİSYONU	UÇAK ÇEKME YÜKÜ	YÜKÜN YÖNÜ
1	Ana iniş takımı	-	0.225 W_T	İleriye doğru
2	Ana iniş takımı	-	0.225 W_T	İleriye doğru, 30° açı ile
3	Ana iniş takımı	-	0.225 W_T	Geriye doğru
4	Ana iniş takımı	-	0.225 W_T	Geriye doğru, 30° açı ile
5	Burun iniş takımı	İleriye dönük	0.3 W_T	İleriye doğru
6	Burun iniş takımı	İleriye dönük	0.3 W_T	Geriye doğru
7	Burun iniş takımı	Geriye dönük	0.3 W_T	İleriye doğru
8	Burun iniş takımı	Geriye dönük	0.3 W_T	Geriye doğru
9	Burun iniş takımı	İleriye dönük, 45°	0.15 W_T	İleriye doğru, tekerlek düzleminde
10	Burun iniş takımı	İleriye dönük, 45°	0.15 W_T	Geriye doğru, tekerlek düzleminde
11	Burun iniş takımı	Geriye dönük, 45°	0.15 W_T	İleriye doğru, tekerlek düzleminde
12	Burun iniş takımı	Geriye dönük, 45°	0.15 W_T	Geriye doğru, tekerlek düzleminde

3. İNİŞ TAKIMLARI ÖN TASARIMI İLE İLGİLİ BİLGİSAYAR YAZILIMI VE BİR UYGULAMA

3.1. Genel Bilgiler

3.1.1. Uygulama ve bilgisayar yazılımı

İkinci bölümde anlatılan iniş takımları ön tasarım bilgileri ile FAR Part 23 sınıfına giren burun tekerlekli bir örnek hafif nakliye (HD-19) uçağı için uygulama yapılmıştır.

İniş takımları ön tasarım işlemleri yapılırken uçakla ilgili önceden belirlenmiş ve Bölüm 3.1.2'de listelenmiş bilgiler kullanılmıştır. Uçak tasarım çalışmaları esnasında bu değerlerde değişiklikler yapılması durumunda iniş takımları tasarımı ile ilgili yapılan hesaplamaların yenilenmesi gerekmektedir. Bu, tekrar hesaplama işlemlerinin çok kısa bir sürede gerçekleştirilmesi amacıyla iniş takımları ön tasarımı ile ilgili bilgisayar yazılımı hazırlanmış olup bu yazılımda Bölüm 3.2'den 3.7'e kadar olan işlemlerin tamamı yer almaktadır. Yazılım içerisinde yer alan Goodyear Uçak Lastik Kataloğu'ndaki bilgiler ile ikinci bölümdeki çeşitli grafik bilgileri, işlemleri kolaylaştırmaktadır. İniş takımları ön tasarım programının bölümleri Şekil 3.1'deki şemada, örnek uçak için program kullanılarak yapılan hesaplamaların sonuçları ekte verilmiştir. Ayrıca yazılımla ilgili olarak kullanma kılavuzu ve akış şeması hazırlanmış ve ekte sunulmuştur.

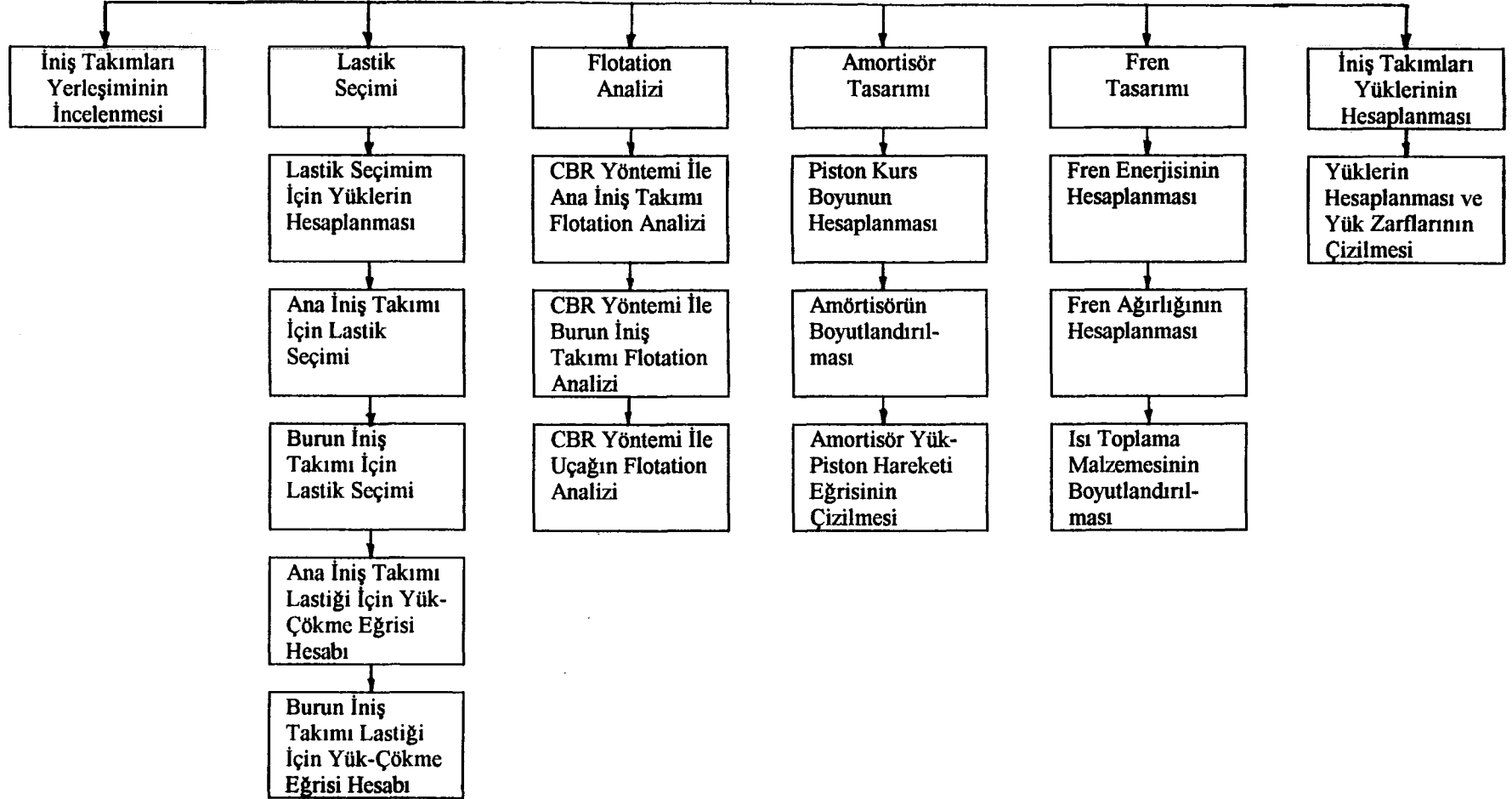
3.1.2. Örnek uçağın özellikleri

İniş takımları ön tasarımı yapılan örnek uçağın ön tasarıma başlamadan önce bazı özelliklerinin bilinmesine ihtiyaç vardır. Devam eden alt bölümlerde de kullanılan bu özellikler aşağıda listelenmiştir :

W_T	= 83385 N
W_L	= 78480 N
V_{Lx}	= 45 m/s
V_{Ly}	= 3.048 m/s
L_{AB}	= 7.500 m
L_{Amin}	= 0.550 m
L_{Amax}	= 0.980 m
L_{Bmin}	= 6.520 m
L_{Bmax}	= 6.950 m
L_{AB}	= 7.500 m
L_T	= 4.000 m
h_{CG}	= 2.200 m
h	= 1.900 m

Uçağın iniş takımlarının, iki ana iniş takımı ve bir burun iniş takımından oluştuğu ve her bir iniş takımında tek tekerlek olduğu kabul edilmiştir. Uçağın yerleşiminde iniş takımlarının gövdeye dik (yani z eksenine paralel) olduğu kabul edilmiştir.

İNİŞ TAKIMLARI ÖN TASARIMI



Şekil 3.1. İniş takımları ön tasarım programının bölümleri

3.2. Örnek Uçağın İniş Takımları Yerleşiminin İncelenmesi

Bu bölümde örnek uçağın, Bölüm 2.2'de verilen bilgiler ve Bölüm 3.1.2'deki özellikler doğrultusunda iniş takımlarının yerleşimini, ağırlık merkezi ve aks ekseninden geçen doğrunun düşeyle yaptığı açı, burun iniş takımına gelen statik yük oranı, uçağın geriye doğru çekilmesi sırasında uygulanabilecek maksimum ivme ve devrilme açısı yönünden ayrı ayrı incelenmiştir.

Ağırlık merkezi ve aks ekseninden geçen doğrunun düşeyle yaptığı açı (α) şöyle ifade edilebilir:

$$\alpha = \tan^{-1}\left(\frac{L_{A \min}}{h}\right) \quad (3.1)$$

Bu ifade ve Bölüm 3.1.2'deki bilgiler kullanıldığında örnek uçak için,

$$\alpha = 16.14^\circ$$

değeri elde edilir. Elde edilen açı değeri olması istenilen minimum açıdan (15° den) daha büyüktür ve kabul edilebilir bir değerdir.

Burun iniş takımına gelen statik yük oranı için ağırlık merkezinin en önde olması durumunda :

$$\left(\frac{F_{bs}}{W_T}\right)_{\max} = \frac{L_{A \max}}{L_{AB}} \quad (3.2)$$

ifadesi yazılabilir. Bu ifade ve örnek uçak bilgileri kullanılarak,

$$\left(\frac{F_{bs}}{W_T}\right)_{\max} = 0.131 = \%13.1$$

değeri elde edilir.

Burun iniş takımına gelen statik yük oranı için ağırlık merkezinin en arkada olması durumunda :

$$\left(\frac{F_{bs}}{W_T}\right)_{\min} = \frac{L_{A \min}}{L_{AB}} \quad (3.3)$$

ifadesi yazılabilir. Bu ifade ve örnek uçak bilgileri kullanılarak,

$$\left(\frac{F_{bs}}{W_T}\right)_{\min} = 0.073 = \%7.3$$

değeri elde edilir.

Burun iniş takımı statik yükü, toplam ağırlığın % 7.3'ü ile % 13.1'i arasında değişmektedir. Bu değerler kabul edilebilir değerler arasında kalmaktadır (Bkz. Bölüm 2.2).

Uçağın geriye doğru çekilmesi sırasında kuyruk aşağı olmadan uygulanabilecek maksimum ivme(a) için,

$$a = \frac{L_{A \min} g}{h_{CG}} \quad (3.4)$$

ifadesi yazılabilir. Örnek uçakla ilgili bilgiler ve

$$g = 9.81 \text{ m/s}^2$$

değeri kullanılarak,

$$a = 2.45 \text{ m/s}^2 (=8.05 \text{ feet/s}^2)$$

değeri elde edilir. Bu değer, uçak kuyruk aşağı olmadan uygulanabilecek maksimum ivme değeri olan $2.44 \text{ m/s}^2 (=8 \text{ feet/s}^2)$ 'den daha büyük, yani kabul edilebilir bir değerdir.

Şekil 2.3 den yararlanarak örnek uçağın en kritik devrilme açısı (θ) için,

$$\theta = \tan^{-1} \left(\frac{h_{CG}}{L_{Bmin} \sin \left(\tan^{-1} \left(\frac{L_T/2}{L_{AB}} \right) \right)} \right) \quad (3.5)$$

ifadesi yazılabilir. Örnek uçakla ilgili bilgiler kullanıldığında,

$$\theta = 52.6^\circ$$

değeri elde edilir. Örnek uçak için elde edilen bu devrilme açısı kabul edilebilir maksimum değer (63°)'den daha küçüktür.

Bu incelemelerden elde edilen sonuçlar, Örnek uçağın ana ve burun iniş takımları yerleşiminin, ağırlık merkezi ve aks ekseninden geçen doğrunun düşeyle yaptığı açı, burun iniş takımına gelen statik yük oranı, uçağın geriye doğru çekilmesi sırasında uygulanabilecek maksimum ivme ve devrilme açısı yönünden uygun olduğunu göstermektedir.

Örnek uçağa benzer uçakları incelediğimizde ana iniş takımlarının her birinde ve burun iniş takımında sadece bir tekerlek olduğunu görürüz. Genelde maksimum kalkış ağırlığı 200000 N'dan az olan uçakların ana ve burun iniş takımlarında sadece bir tekerlek kullanılmaktadır. Devam eden bölümlerdeki işlemlerde örnek uçağın ana ve burun iniş takımlarında birer tekerlek olduğu kabul edilmiştir.

3.3. Örnek Uçak İçin Lastik Seçimi

3.3.1. Genel

Bu bölümde örnek uçak için lastik seçimi sırasında ihtiyaç duyulan yüklerin hesaplanması, elde edilen değerlerle lastik seçiminin yapılması ve seçilen lastiğin yük-çökme eğri eşitliklerinin hesaplanması yer almaktadır. Lastik seçimi için önce lastiğe gelebilecek maksimum yüklerin hesaplanması gerekir.

3.3.2. Lastik yüklerinin hesaplanması

Ana iniş takımı lastiği için maksimum statik yük için (2.1) nolu ifade ve uçakla ilgili Bölüm 3.1.2'de verilen bilgiler kullanılarak,

$$F_{as} = 38635 \text{ N}$$

değeri elde edilir.

Burun iniş takımı lastiği için maksimum statik yük için (2.2) nolu ifade kullanılarak,

$$F_{bs} = 10896 \text{ N}$$

değeri elde edilir.

Burun iniş takımı lastiğine gelebilecek maksimum toplam (statik+dinamik) yükü hesaplamak amacıyla Bölüm 2.3.2'de açıklanan şartlar için şu eşitlikler yazılabilir:

$$F_{bt} = \frac{W_L (L_{Amax} + 0.31 h_{CG})}{L_{AB}} \quad (3.6)$$

$$F_{bt} = \frac{W_T (L_{Amax} + 0.20 h_{CG})}{L_{AB}} \quad (3.7)$$

$$F_{bt} = \frac{W_T \left(L_{Amax} + \frac{3.048}{9.81} h_{CG} \right)}{L_{AB}} \quad (3.8)$$

Örnek uçakla ilgili bilgiler kullanıldığında (3.6) nolu eşitlikten,

$$F_{bt} = 17391 \text{ N}$$

(3.7) nolu eşitlikten,

$$F_{bt} = 15787 \text{ N}$$

(3.8) nolu eşitlikten,

$$F_{bt} = 18496 \text{ N}$$

değerleri elde edilir.

Burun iniş takımı toplam yük değeri olarak, elde edilen değerlerden en büyüğü olan 18496 N değeri kullanılır.

Seçilen lastik, lastiğe gelebilecek maksimum yük değerlerine % 7 ilave edilerek elde edilen emniyet faktörlü yük değerinde normal şartlarda çalışabilmelidir. Bu amaçla örnek uçak için hesaplamalarla elde edilen yük değerlerine % 7'lik emniyet faktörü ilave edilirse:

$$F_{as} = 41339 \text{ N}$$

$$F_{bs} = 11659 \text{ N}$$

$$F_{bt} = 19791 \text{ N}$$

olur.

3.3.3. Lastiklerin seçimi

Tasarım çalışmaları sırasında uçak ağırlığında meydana gelebilecek değişiklikler ve ileride uçağın ağırlığında artış yapılarak elde edilecek değişik modellerde seçilen lastiği kullanabilmek ve yeni bir lastik seçimi (dolayısıyla belki de yeni bir iniş takımı tasarımı) ihtiyacına neden olmamak için, elde edilen yük değerlerine % 25'lik gelişme faktörü ilave edilir. İlk lastik seçimi % 25'lik gelişme faktörü dikkate alınarak yapılır.

Uçak lastiği üreten bir firma tarafından hazırlanan uçak lastik kataloğu kullanılarak elde edilen yük değerlerine uygun olan lastiklerin bir listesi yapılmıştır. Örnek

uçak için hazırlanan liste Çizelge 3.1'de görülmektedir. Sadece hesaplanan yük değerleri gözönüne alındığında birden çok lastik, örnek uçakta kullanılabilir görülmektedir. Ancak lastik seçimi başka faktörlere de (ağırlık, hacim, fren yuvası, şişirme basıncı vs.) bağlıdır.

Ana iniş takımları için listelenen lastikler incelendiğinde dikkati çeken noktalar şunlardır:

- 1, 3 ve 4. sıradaki lastiklerin şişirme basınçları yüksektir. Örnek uçağın flotation özelliğinin daha yüksek olması istenirse bu lastikler seçilmemelidir.
- 9. sıradaki lastiğin ağırlığı fazla ve hacmi daha büyüktür. Bu da uçak dizaynı için dezavantajlıdır.
- 5 ve 6. sıradaki lastiklerin iç çapları küçüktür. Bu nedenle fren yuvası için hacim yönünden probleme neden olabilir.
- 2, 5, 6 ve 7. sıradaki lastiklerin yük değeri hesaplanan yük değerine çok yakındır. Bu nedenle gelişme faktörü küçüktür.

Bu inceleme sonuçlarına göre örnek uçak ana iniş takımı lastiği olarak 8. sıradaki 30x7.7 lastiği seçilmiştir.

Burun iniş takımları için listelenen lastiklerin özelliklerine bakıldığında hacim ve gelişme faktörü yönünden en avantajlı lastik 1. sıradaki 18x4.4 lastiğidir. Bu nedenle örnek uçak için bu lastik seçilmiştir.

Örnek uçağın tam hazırlanmamış pistlere iniş yapabileceği düşünülerek, seçilen ana ve burun iniş takımı lastikleriyle yapılan flotation analizleri bir sonraki alt bölümde (Bölüm 3.4) yer almaktadır.

3.3.4. Lastiğin yük-çökme eğrisi

Amortisör tasarımı bölümünde (Bölüm 3.5) lastiğin yük-çökme eğrilerine ait eşitlikler kullanılacaktır. Bu nedenle bu bölümde ana iniş takımı lastiği için yük-çökme eğrisi denklemi hesaplanmıştır.

Örnek uçağın seçilen ana iniş takımı lastiği ile ilgili bilgiler şunlardır:

Lastik boyutu : 30x7.7

$F_{Ln} = 53397 \text{ N}$

$P_{Ln} = 1.275 \text{ MPa}$

$F_{Lç} = 160191 \text{ N}$

$D_0 = 0.7366 \text{ m}$

$R_{Ln} = 0.3238 \text{ m}$

$R_{Lmax} = 0.2642 \text{ m}$

Ana iniş takımında maksimum statik yük için,

$F_{as} = 38635 \text{ N}$

değeri elde edilmiştir (Bkz. Bölüm 3.3.2).

(2.5) nolu ifade kullanılarak yukarıdaki değerler için şişirme basıncı,

$P_L = 0.923 \text{ MPa}$

değeri elde edilir. Uygulamada kolaylık olması amacıyla ana iniş takımı şişirme basıncı :

$P_L = 0.950 \text{ MPa}$

olarak kabul edilmiştir. (2.6) nolu ifade kullanıldığında,

$F_{La} = 39786 \text{ N}$

Çizelge 3.1. Örnek uçakta kullanılabilecek lastikler

	LASTİK TİPİ	NORMAL ÇALIŞMA YÜKÜ (N)	ŞİŞİRME BASINCI (MPa)	FRENLEME YÜKÜ (N)	EZİLME YÜKÜ (N)	AĞIRLIK (N)	DIŞ ÇAP (m)	GENİŞLİK (m)	YÜKLÜ DURUMDA YARIÇAP (m)	EZİLME BAŞLAN- GICINDA YARIÇAP (m)	İÇ ÇAP (m)
ANA İNiŞ TAKIMI İÇİN											
1	24x5.5	51172	2.448	-	153516	121	0.606	0.141	0.271	0.234	0.356
2	26x6.6	44497	1.551	-	133492	145	0.645	0.164	0.284	0.239	0.356
3	26x6.6	53397	1.862	-	160191	164	0.645	0.164	0.284	0.241	0.356
4	25x6.75	57846	2.068	-	173540	153	0.639	0.169	0.282	0.244	0.356
5	24x7.7	43274	1.138	-	129932	151	0.602	0.188	0.253	0.188	0.254
6	24x7.7	43162	1.138	-	129487	122	0.602	0.188	0.253	0.188	0.254
7	28x7.7	48947	1.344	-	146841	167	0.686	0.194	0.298	0.239	0.356
8	30x7.7	53397	1.275	-	160191	171	0.737	0.194	0.324	0.264	0.406
9	30x8.8	45387	0.965	-	136162	231	0.761	0.219	0.329	0.251	0.381
BURUN İNiŞ TAKIMI İÇİN											
1	18x4.4	15797	1.275	23673	47167	58	0.448	0.109	0.199	0.178	0.254
2	18x5.5	13572	0.724	20335	40938	50	0.447	0.140	0.192	0.150	0.203
3	24x7.7	13127	0.379	19668	39158	102	0.602	0.188	0.253	0.173	0.254

değeri elde edilir. (2.7) nolu ifade kullanıldığında,

$$F_{Lmax} = 119358 \text{ N}$$

değeri elde edilir. (2.8) nolu ifade kullanıldığında normal çalışma yükünde lastik çökme miktarı için,

$$\delta_{Ln} = 0.0445 \text{ m}$$

değeri elde edilir. (2.9) nolu ifade kullanıldığında maksimum lastik çökme miktarı olarak,

$$\delta_{Lmax} = 0.1041 \text{ m}$$

değeri elde edilir. (2.12) nolu ifade kullanıldığında,

$$n = 1.2927$$

değeri, (2.13) nolu ifade kullanıldığında,

$$k = 2.223 \times 10^6 \text{ (N ve m)}$$

değeri elde edilir.

(2.3) nolu ifadeden yararlanılarak ana iniş takımı lastiği yük-çökme eğrisi için,

$$F_L \text{ (N)} = 2.223 \times 10^6 \delta_L^{1.2927} \text{ (m)} \quad (3.9)$$

eşitliği yazılabilir.

Benzer şekilde burun iniş takımı lastiği içinde yük-çökme eğrisi denklemi bulunabilir.

3.4. Seçilen Lastiklerle Flotation Analizi

3.4.1. Genel

Bu alt bölümde örnek uçağın, Bölüm 3.3'de seçilen lastikler kullanılarak LCN, LCG ve CBR yöntemleri ile flotation analizi yapılmıştır.

3.4.2. Örnek uçağın LCN yöntemi ile flotation analizi

Ana iniş takımlarından her birine gelebilecek maksimum statik yük için,

$$F_{as} = 38635 \text{ N}$$

değeri elde edilmiştir (Bkz. Bölüm 3.3.2).

Ana iniş takımında sadece bir tekerlek bulunduğundan ilave yük faktörü 0'dir ve eşdeğer tekerlek yükü için,

$$F_E = 38635 \text{ N}$$

değeri kullanılır. Lastik şişirme basıncı olarak,

$$P_L = 0.95 \text{ Mpa}$$

değeri seçilmiştir (Bkz. Bölüm 3.3.4).

Şekil 2.7'den yukarıdaki değerler kullanılarak örnek uçağın ana iniş takımı LCN değeri esnek pistler için 13, rijit pistler için 10 olarak bulunur.

Elde edilen değerleri ve Çizelge 2.1'i kullanılarak limitsiz geçiş için gerekli minimum pist LCN değerleri hesaplanabilir. Örnek uçak ana iniş takımının limitsiz geçiş yapabileceği minimum pist LCN değerleri, esnek pistler için 11.9, rijit pistler için 9.1 olarak bulunur.

Benzer şekilde burun iniş takımı lastiği için de LCN değeri hesaplanabilir.

3.4.3. Örnek uçağın LCG yöntemi ile flotation analizi

Çizelge 2.2 incelendiğinde örnek uçak ana iniş takımı lastiği için Bölüm 3.4.2'de elde edilen LCN değerlerinin LCG gruplarından VI'ya karşılık geldiği görülür. Diğer bir deyişle, örnek uçağın LCG grubu VI veya daha düşük olan pistlere iniş yapmasına izin verilir

Benzer şekilde burun iniş takımı lastiği için de LCG grubu bulunabilir.

3.4.4. Örnek uçağın CBR yöntemi ile flotation analizi

Örnek uçağın ana iniş takımı için CBR yöntemi ile flotation analizinde kullanılacak lastik bilgileri şunlardır:

Lastik ölçüsü : 30x7.7

$D_0 = 0.7366$ m

$R_{L_n} = 0.3238$ m

$b_L = 0.1935$ m

Ana iniş takımında maksimum statik yük için

$F_{st} = 38635$ N

değeri elde edilmiştir (Bkz. Bölüm 3.3.2).

(2.19) nolu ifade kullanılarak lastiğin normal yükte çökme miktarı,

$\delta_L = 0.0445$ m

değeri elde edilir. (2.18) nolu ifadede yukarıdaki değerler yerlerine konduğunda lastik temas yüzeyi olarak,

$A = 0.0363$ m²

değeri bulunur. (2.20) nolu eşitlikten lastik izinin daire yarıçapı için,

$R_i = 0.1075$ m

değeri elde edilir. (2.21) nolu eşitlikten lastik izinin genişliği için,

$b_i = 0.1665$ m

değeri elde edilir.

İniş takımında sadece bir lastik bulunduğundan, eşdeğer tek lastik yükü için ilave yük faktörü 0'dır. Bu nedenle (2.22) nolu ifadeden eşdeğer tek lastik yükü,

$F_E = 38635$ N

değerine eşittir.

(2.23) nolu ifade kullanıldığında lastik temas basıncı için,

$P_T = 1.064$ MPa

değeri bulunur.

Bir geçiş için gerekli minimum CBR değeri, lastik temas basıncı ve eşdeğer tek tekerlek yükü değerleri kullanılarak Şekil 2.10'dan bulunabilir. Örnek uçak ana iniş takımı lastiği için,

$CBR_1 = 4.9$

değeri elde edilir.

(2.24) nolu ifade kullanılarak CBR 9 dayanıklılığındaki yüzeyde örnek uçak ana iniş takımı için yapılabilecek iz sayısı olarak:

$C = 38.4$

değeri elde edilir.

(2.25) nolu ifade yardımıyla bir iz yapmak için iniş takımının yapması gereken geçiş sayısı (G/C) olarak:

$$\frac{G}{C} = 17.6$$

değeri elde edilir.

Elde edilen değerler kullanılarak (2.26) nolu ifade yardımıyla örnek uçak ana iniş takımı ile yapabilecek maksimum geçiş sayısı için:

$$G = 676$$

değeri elde edilecektir.

Örnek uçağın burun iniş takımı için CBR yöntemi ile flotasyon analizinde kullanılacak lastik bilgileri şunlardır:

$$\text{Lastik ölçüsü} : 18 \times 4.4$$

$$D_0 = 0.4483 \text{ m}$$

$$R_{in} = 0.1994 \text{ m}$$

$$b_L = 0.1092 \text{ m}$$

Burun iniş takımında maksimum statik yük için

$$F_{bs} = 10896 \text{ N}$$

değeri elde edilmiştir (Bkz. Bölüm 3.3.2).

(2.19) nolu ifade kullanılarak lastiğin normal yükte çökme miktarı,

$$\delta_L = 0.0247 \text{ m}$$

değeri elde edilir. (2.18) nolu ifadede yukarıdaki değerler yerlerine konduğunda lastik temas yüzeyi olarak,

$$A = 0.0119 \text{ m}^2$$

değeri bulunur. (2.20) nolu eşitlikten lastik izinin daire yarıçapı için,

$$R_i = 0.0614 \text{ m}$$

değeri elde edilir. (2.21) nolu eşitlikten lastik izinin genişliği için,

$$b_i = 0.0952 \text{ m}$$

değeri elde edilir.

İniş takımında sadece bir lastik bulunduğundan, eşdeğer tek lastik yükü için ilave yük faktörü 0'dır. Bu nedenle (2.22) nolu ifadeden eşdeğer tek lastik yükü,

$$F_E = 10896 \text{ N}$$

değerine eşittir.

(2.23) nolu ifade kullanıldığında lastik temas basıncı için,

$$P_T = 0.916 \text{ MPa}$$

değeri bulunur.

Bir geçiş için gerekli minimum CBR değeri, lastik temas basıncı ve eşdeğer tek tekerlek yükü değerleri kullanılarak Şekil 2.10'dan bulunabilir. Örnek uçak burun iniş takımı lastiği için,

$$CBR_1 = 3.7$$

değeri elde edilir.

(2.24) nolu ifade kullanılarak CBR 9 dayanıklılığındaki yüzeyde örnek uçak burun iniş takımı için yapılabilecek iz sayısı olarak:

$$C = 207.1$$

değeri elde edilir.

(2.25) nolu ifade yardımıyla bir iz yapmak için iniş takımının yapması gereken geçiş sayısı (G/C) olarak:

$$\frac{G}{C} = 29.8$$

değeri elde edilir.

Elde edilen değerler kullanılarak (2.26) nolu ifade yardımıyla örnek uçak burun iniş takımı ile yapabilecek maksimum geçiş sayısı için:

$$G = 6172$$

değeri elde edilecektir.

Yukarıda örnek uçak için yapılan CBR yöntemi ile flotation analizi işlemlerini özetleyen, flotation formu Çizelge 3.2'de yer almaktadır.

Uçağın flotation özelliği burun ve ana iniş takımı lastikleri için ayrı ayrı hesaplanan değerlere ve iniş takımlarının yerleşimine bağlı olarak hesaplanır.

Örnek uçak için verilen boyutlar ile seçilen lastik boyutlarına bağlı olarak Şekil 2.11 (a)'daki L_X ve L_Y değerleri:

$$L_X = 3.8065 \text{ m}$$

$$L_Y = 1.8486 \text{ m}$$

olarak bulunur. Bu değerler kullanılarak Şekil 2.11 (b ve c)'den,

$$K_X = 2.032$$

$$K_Y = 1.8486$$

olarak bulunur.

Elde edilen K_X ve K_Y değerleri, ana ve burun iniş takımları geçiş sayısı değerleri (2.27) ve (2.28) nolu eşitliklerde yerlerine konduğunda,

$$G_{Aa} = 669$$

$$G_{Ab} = 3384$$

değerleri elde edilir.

Uçak için müsaade edilebilecek maksimum geçiş sayısı, G_{Aa} ve G_{Ab} değerlerinden küçük olanına yani 669'ya eşittir.

Örnek uçak için CBR 9'da müsaade edilebilecek maksimum geçiş sayısı 669'dır.

3.5. Amortisör Tasarımı

3.5.1. Genel

Bu bölümde örnek uçağın ana iniş takım amortisörü için amortisör piston kurs boyunun hesaplanması, amortisörün boyutlandırılması, yük-çökme eğrisi yardımıyla verimin hesaplanması ve amortisör tasarımının optimizasyonu yer almaktadır.

Ana iniş takımı amortisörünün iniş takımı üzerinde ve z eksenine paralel olduğu kabul edilmiştir.

Çizelge 3.2. Örnek uçak için doldurulmuş CBR yöntemi ile flotation analiz formu

FLOTATION			UÇAK : Örnek	
			TARİH : 1995	
KONU			ANA İNİŞ TAKIMI	BURUN İNİŞ TAKIMI
LASTİK TİPİ			30x7.7	18x4.4
TEK TEKERLEK YÜKÜ	Statik yük (N)	F_L	38635	10896
TEMAS ALANI	Dış çap (m)	D_0	0.7366	0.4483
	Normal yükte yarıçap (m)	R_{Ln}	0.3238	0.1994
	Normal yükte çökme (m)	$\delta_L = (D_0/2) - R_{Ln}$	0.0445	0.0247
	Lastik genişliği (m)	b_L	0.1935	0.1092
	Lastik temas yüzeyi (m ²)	$A = 2.54 \delta_L \sqrt{(D_0 - \delta_L) (b_L - \delta_L)}$	0.0363	0.0119
	Lastik izinin yarıçapı (m)	$R_i = 0.564 \sqrt{A}$	0.1075	0.0614
	Lastik izinin genişliği (m)	$b_i = 0.874 \sqrt{A}$	0.1665	0.0952
LASTİK TEMAS BASINCI	(Pa)	$P_T = F_L / A$	1.064	0.916
EŞDEĞER TEK TEKERLEK YÜKÜ	İki tekerlek akseni arasındaki mesafe (m)	L_i	0	0
		L_i/R_i	0	0
	Yük faktörü	K_L	0	0
	Eşdeğer tek tekerlek yükü (N)	$F_E = (1 + K_L) F_L$	38635	10896
İZ SAYISI	Minimum CBR	CBR_1	4.9	3.7
	Toplam iz sayısı	$C = \left(\frac{CBR}{CBR_1} \right)^6$	38.4	207.1
HER İZ İÇİN GEÇİŞ SAYISI	G/C	$\frac{G}{C} = \frac{2.032 + b_i + L_i}{0.75 N_T b_i}$	17.6	29.8
TOPLAM GEÇİŞ	G	$G = \frac{G}{C} C$	676	6172

$d = 0.085 \text{ m}$
olarak elde edilir.

Piston çapının hesaplanmasında diğer bir yaklaşım olan (2.38) nolu ifadede statik yük olarak 39240 N değeri kullanıldığında, piston çapı için,

$d = 0.084 \text{ m}$
değeri elde edilir. Elde edilen iki değer arasındaki fark % 1.2'dir.

Piston kesit alanı ve kurs boyu kullanılarak, kurs boyunca hava hacmindeki değişme,

$$V_0 - V_1 = 1.821 \times 10^{-3} \text{ m}^3$$

olarak elde edilir.

Amortisörün sabit sıcaklık altında çalıştığı kabul edildiğinde,

$$P_0 V_0 = P_s V_s = P_1 V_1 \quad (3.11)$$

eşitliği yazılabilir.

Yukarıdaki değerler ve (3.11) nolu eşitlik kullanılarak,

$$V_0 = 2.430 \times 10^{-3} \text{ m}^3$$

$$V_s = 1.157 \times 10^{-3} \text{ m}^3$$

$$V_1 = 6.090 \times 10^{-4} \text{ m}^3$$

değerleri bulunur.

Yukarıda elde edilen değerler şöyle özetlenebilir:

$$P_0 = 3.283 \text{ Mpa} \quad ; \quad V_0 = 2.430 \times 10^{-3} \text{ m}^3 \quad ; \quad F_0 = 18686 \text{ N}$$

$$P_s = 6.895 \text{ MPa} \quad ; \quad V_s = 1.157 \times 10^{-3} \text{ m}^3 \quad ; \quad F_{Ps} = 39240 \text{ N}$$

$$P_1 = 13.100 \text{ MPa} \quad ; \quad V_1 = 6.090 \times 10^{-4} \text{ m}^3 \quad ; \quad F_{pmax} = 74556 \text{ N}$$

Sabit sıcaklık altında herhangi bir piston yer değiştirme anında (δ_A) amortisör yükü için,

$$F_p = \frac{P_0 S}{1 - \frac{S}{V_0} \delta_A} \quad (3.12)$$

ifadesi, politropik sıkışma koşullarında ise,

$$F_p = \frac{P_0 S}{\left(1 - \frac{S}{V_0} \delta_A\right)^\gamma} \quad (3.13)$$

ifadesi geçerli olacaktır.

P_0 , V_0 , S değerleri bilindiğinden çeşitli piston hareketi için izotermal ve politropik ($\gamma=1.2$) sıkışma anında Çizelge 3.3'deki yük değerleri elde edilecektir.

Politropik sıkışma durumunda (politropik genleşme katsayısı 1.2 iken) 0.320 m stroka karşılık gelen yük (98328) 2.5 g'ye karşılık gelir. Örnek uçağın 2.4 g'nin üzerinde bir iniş takımı yük faktörüne maruz kalmayacağı kabul edildiğinde 0.320 m'lik strokun tamamı hiç kullanılmayacaktır.

Bu eğriden maksimum yüke karşılık 17.281 MPa (= 2506 psi) değeri elde edilir. Bu değer 41.370 MPa (=6000 psi)'dan çok düşük olduğundan dizayn için uygun değer olarak kabul edilebilir. Amortisörler genelde sızdırmazlık problemleri nedeniyle maksimum stroktaki basınç 41.370 MPa'dan daha az olacak şekilde dizayn edilir.

Çizelge 3.3. Amortisörde piston hareketine bağlı pnömatik yükler

PİSTON HAREKETİ (m)	AMORTİSÖR YÜKÜ (N) (İZOTERMAL SIKIŞMA)	AMORTİSÖR YÜKÜ (N) (POLİTROPİK SIKIŞMA)
0.00	18686	18686
0.02	19604	19793
0.04	20617	21027
0.06	21740	22409
0.08	22993	23967
0.10	24400	25737
0.12	25989	27762
0.14	27800	30099
0.16	29882	32824
0.18	32302	36038
0.20	35147	39881
0.22	38543	44548
0.24	42664	50324
0.26	47773	57639
0.28	54272	67172
0.30	62817	80056
0.32	74556	98328

Yukarıda elde ettiğimiz değerlere göre bilgisayar yazılımından faydalanarak yük-çökme eğrisi yardımıyla amortisör dizaynı incelenebilir. Bu işlem sırasında kullanılan örnek uçak ana iniş takımı amortisörüne ait değerler şunlardır :

$$\begin{aligned}
 V_{Lz} &= 3.048 \text{ m/s} \\
 V_{Lx} &= 45 \text{ m/s} \\
 \alpha_0 &= 0^\circ \\
 m_a &= 4000 \text{ kg} \\
 m_t &= 60 \text{ kg} \\
 F_0 &= 18686 \text{ N} \\
 V_0 &= 2.430 \times 10^{-3} \text{ m}^3 \\
 S &= 5.691 \times 10^{-3} \text{ m}^2 \\
 K &= 1400 \text{ kg/m} \\
 n &= 1.2927 \\
 k &= 2.223 \times 10^6 \text{ (N ve m)} \\
 R_0 &= 0.3683 \text{ m} \\
 \delta_T &= 0.1651 \text{ m}
 \end{aligned}$$

Bilgisayar programından yukarıdaki değerler için elde edilen sonuçlar şunlardır :

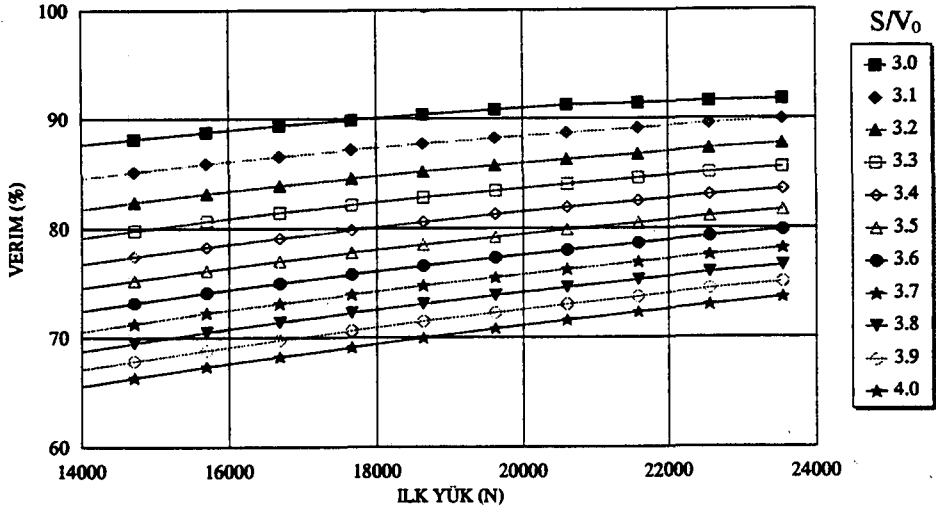
$$\begin{aligned}
 \eta_A &= \% 83.5 \\
 \delta_{Amax} &= 0.241 \text{ m} \\
 F_{Amax} &= 85714 \text{ N}
 \end{aligned}$$

3.5.4. Amortisör tasarımının optimizasyonu

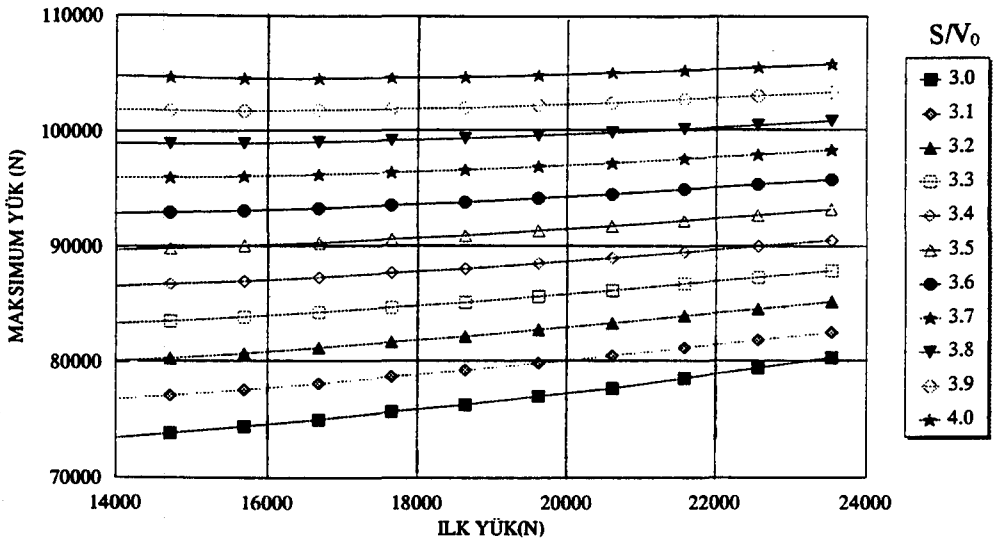
Amortisörde F_0 , S/V_0 ve K değerleri amortisörün verimini, maksimum yük ve piston kurs boyu değerlerini doğrudan etkilemektedir. F_0 ve S/V_0 değerlerinin etkisini incelemek amacıyla değişik F_0 ve S/V_0 değerleri için bilgisayar yazılımı yardımıyla

verim, maksimum yük ve piston kurs boyu değerleri elde edilmiştir. Bu değerler Şekil 3.2, 3.3 ve 3.4'de grafikler halinde çizilmiştir. Bu grafikler incelendiğinde ortaya çıkan sonuçlar şunlardır:

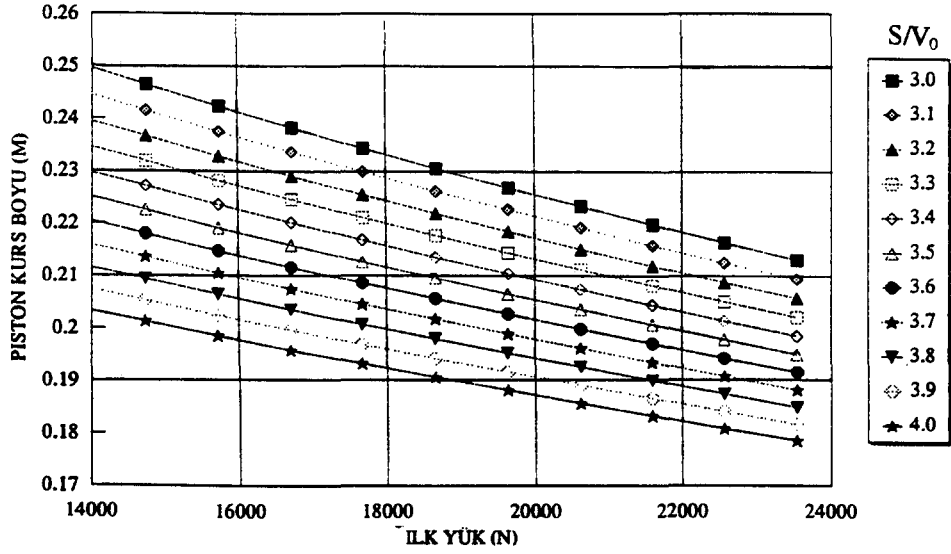
- Amortisör ön yükünün daha büyük olması verimin daha yüksek olmasını sağlamaktadır. S/V_0 değeri büyüdükçe, ön yükteki değişimin verime etkisi artmaktadır. S/V_0 değerindeki artış verimin azalmasına neden olmaktadır (Bkz. Şekil 3.2).
- Amortisör maksimum yük değeri küçük S/V_0 değerleri için ilk yüke artışa bağlı olarak yükselmekte iken daha büyük S/V_0 değerlerinde neredeyse sabit kalmaktadır. S/V_0 değerindeki amortisör maksimum yükünün artmasına neden olmaktadır (Bkz. Şekil 3.3).
- Amortisör ön yükünün daha büyük olması piston kurs boyunun daha küçük olmasına, S/V_0 değerindeki artış da aynı şekilde piston kurs boyunun daha küçük olmasına neden olmaktadır (Bkz. Şekil 3.4).



Şekil 3.2. F_0 ve S/V_0 değerlerinin amortisör verimine etkisi



Şekil 3.3. F_0 ve S/V_0 değerlerinin amortisör maksimum yüküne etkisi



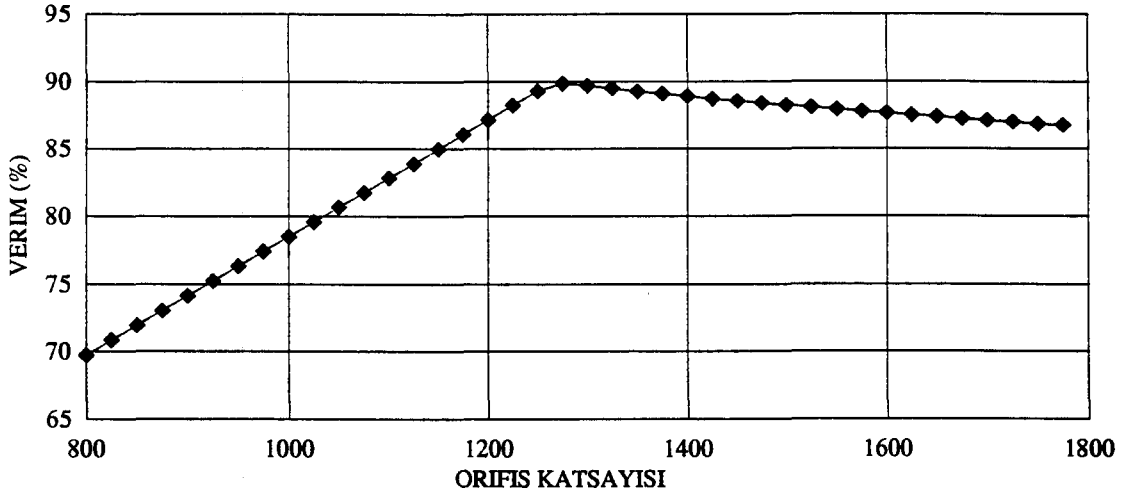
Şekil 3.4. F_0 ve S/V_0 değerlerinin amortisör piston kurs boyuna etkisi

Elde edilen bu sonuçlardan sonra ön tasarımı yaptığımız amortisörde piston kurs boyunun büyük tutulmasında herhangi bir problemle karşılaşılmıyorsa, daha küçük S/V_0 değerinin seçilmesi, amortisör ön yükünün S/V_0 değerine bağlı olarak optimum bir şekilde belirlenmesi, daha yüksek verimli ve daha küçük maksimum yüke sahip bir amortisörün ortaya çıkmasını sağlayacaktır.

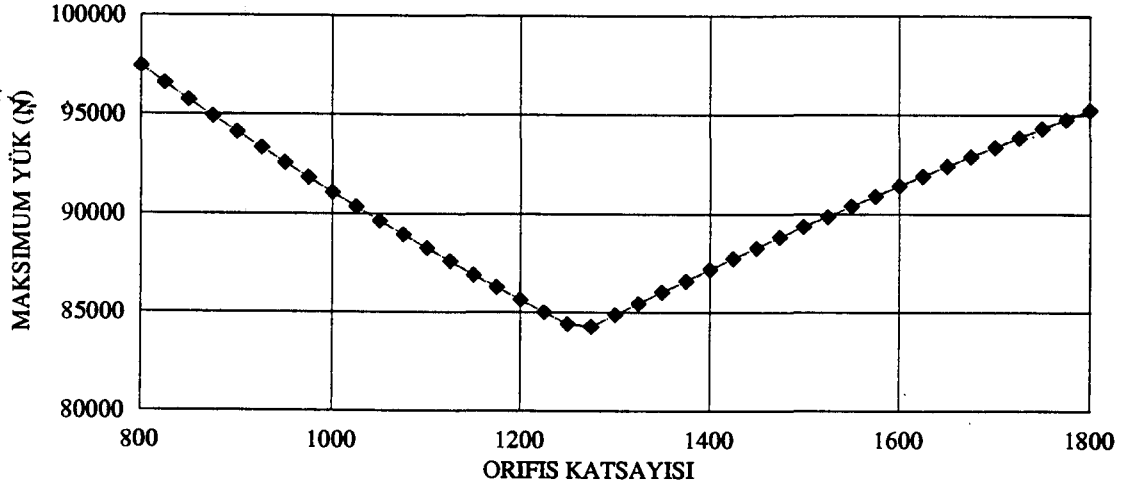
Diğer taraftan amortisörde orifis katsayısı da amortisörün verimini, maksimum yük ve piston kurs boyu değerlerini doğrudan etkilemektedir. Bu etkiyi incelemek amacıyla örnek uçak ana iniş takımı amortisörü için değişik orifis katsayısı (K) değerlerinde bilgisayar yazılımı yardımıyla verim, maksimum yük ve piston kurs boyu değerleri elde edilmiştir. Bu değerler Şekil 3.5, 3.6 ve 3.7'de grafik halinde çizilmiştir. Bu grafikler incelendiğinde ortaya çıkan sonuçlar şunlardır:

- Amortisör veriminin, belirli bir orifis katsayısı değerine kadar katsayı artışına bağlı olarak arttığı, bu noktadan sonra katsayı artışıyla küçük bir azalış eğimine girdiği görülmektedir (Bkz. Şekil 3.5).
- Amortisör maksimum yükünün, belirli bir orifis katsayısı değerine kadar katsayı artışına bağlı olarak azaldığı, bu noktadan sonra katsayı artışıyla birlikte tekrar artmaya başladığı görülmektedir (Bkz. Şekil 3.6).
- Piston kurs boyunun, orifis katsayısı değerinin artışına bağlı olarak neredeyse lineer bir şekilde azaldığı görülmektedir (Bkz. Şekil 3.7).

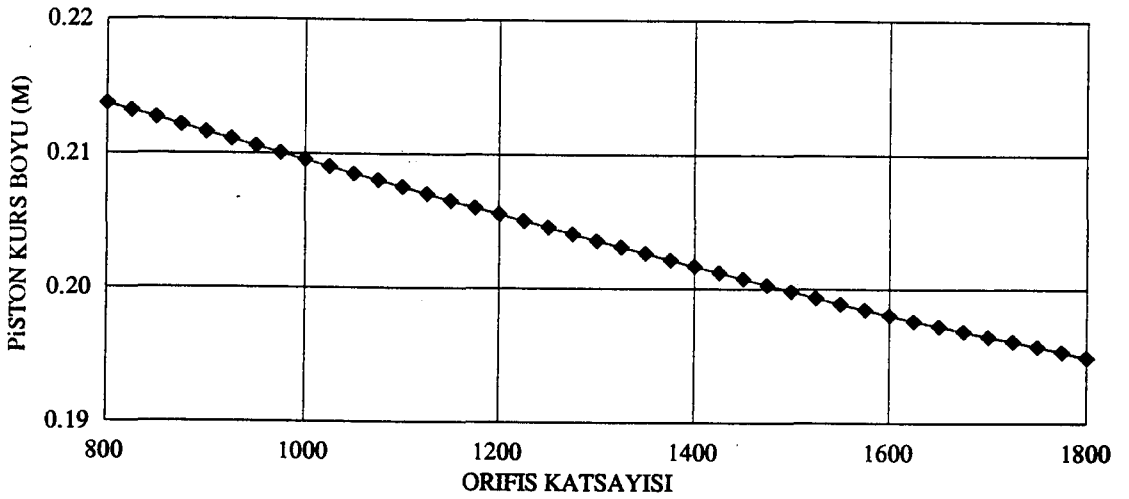
Elde edilen bu sonuçlardan ön tasarımı yapılan bir amortisör için verimin en yüksek ve maksimum yükün en düşük olmasını sağlayan bir orifis katsayısı değerinin olduğu ve örnek uçak ana iniş takımı amortisörünün daha önce elde edilen boyutlara göre bu optimum katsayı değerinin yaklaşık 1275 kg/m olduğu görülmektedir.



Şekil 3.5. Orifis katsayısı değerinin amortisör verimine etkisi



Şekil 3.6. Orifis katsayısı değerinin amortisör maksimum yüküne etkisi



Şekil 3.7. Orifis katsayısı değerinin amortisör piston kurs boyuna etkisi

3.6. Örnek Uçak İçin Fren Tasarımı

Örnek uçak frenlerinin boyutlandırılması için, daha önceki bölümlerde verilen/tesbit edilen aşağıdaki değerler kullanılmıştır:

Ana iniş takımı lastiği : 30x7.7

$$D_i = 0.4064 \text{ m}$$

$$W_T = 83385 \text{ N}$$

$$W_L = 78480 \text{ N}$$

$$V_T = 50 \text{ m/s}$$

$$V_L = 45 \text{ m/s}$$

$$N_F = 2$$

Örnek uçak freninin absorbe etmesi gereken kinetik enerji değerlerinin ve bu enerji değerlerinde arıza yapmadan gerçekleştirilmesi istenen duruş sayılarının aşağıda belirtilen şekilde olduğunu kabul edilmiştir:

- a) Kalkıştan vazgeçme anında fren enerjisi: Uçağın maksimum kalkış ağırlığında, kalkış hızında olduğu ve deniz seviyesinden 2000 m yükseklikte, normal şartlardan 30°C daha yüksek sıcaklıktaki ortamda bir defa frenleme ile duruş yapıldığı kabul edilmiştir. Bu durumda frenleme enerjisini hesaplamak için önce belirtilen şartlardaki kalkış hızı hesaplanmalıdır. Bunun için,

$$V_T' = \frac{V_T}{\sqrt{\sigma}} \quad (3.14)$$

ifadesi kullanılabilir. Bu ifadede,

σ : Belirtilen şartlar için hava yoğunluk oranını göstermektedir.

Yukarıda belirtilen şartlar (2000 m yükseklik ve 30°C sıcaklık farkı) için,

$$\sigma = 0.623$$

değerine eşittir. (3.14) nolu ifade kullanılarak belirtilen şartlardaki uçak kalkış hızı olarak,

$$V_T' = 63.35 \text{ m/s}$$

değeri elde edilir. (2.76) nolu eşitlikten yukarıdaki şartlar için,

$$E_F = 8.528 \text{ MJ}$$

değeri elde edilir.

- b) Normal Fren Enerjisi: Uçağın maksimum iniş ağırlığında, iniş hızında olduğu ve deniz seviyesinden 1000 m yükseklikte, normal şartlardan 15°C daha yüksek sıcaklıktaki ortamda 250 defa frenleme ile duruş yaptığı kabul edilmiştir. Bu şartlar için,

$$\sigma = 0.785$$

olduğundan, (3.14) deki eşitliğe benzer şekilde,

$$V_L' = 50.79 \text{ m/s}$$

değeri elde edilir. (2.76) nolu eşitlikten yukarıdaki şartlar için,

$$E_F = 5.159 \text{ MJ}$$

değeri elde edilir.

- c) Azaltılmış Fren Enerjisi: Normal fren enerjisinin %80'i kadar bir enerjide 1000 defa frenleme ile duruş yaptığı kabul edilmiştir. Bu durumda,

$$E_F = 4.127 \text{ MJ}$$

değeri elde edilir.

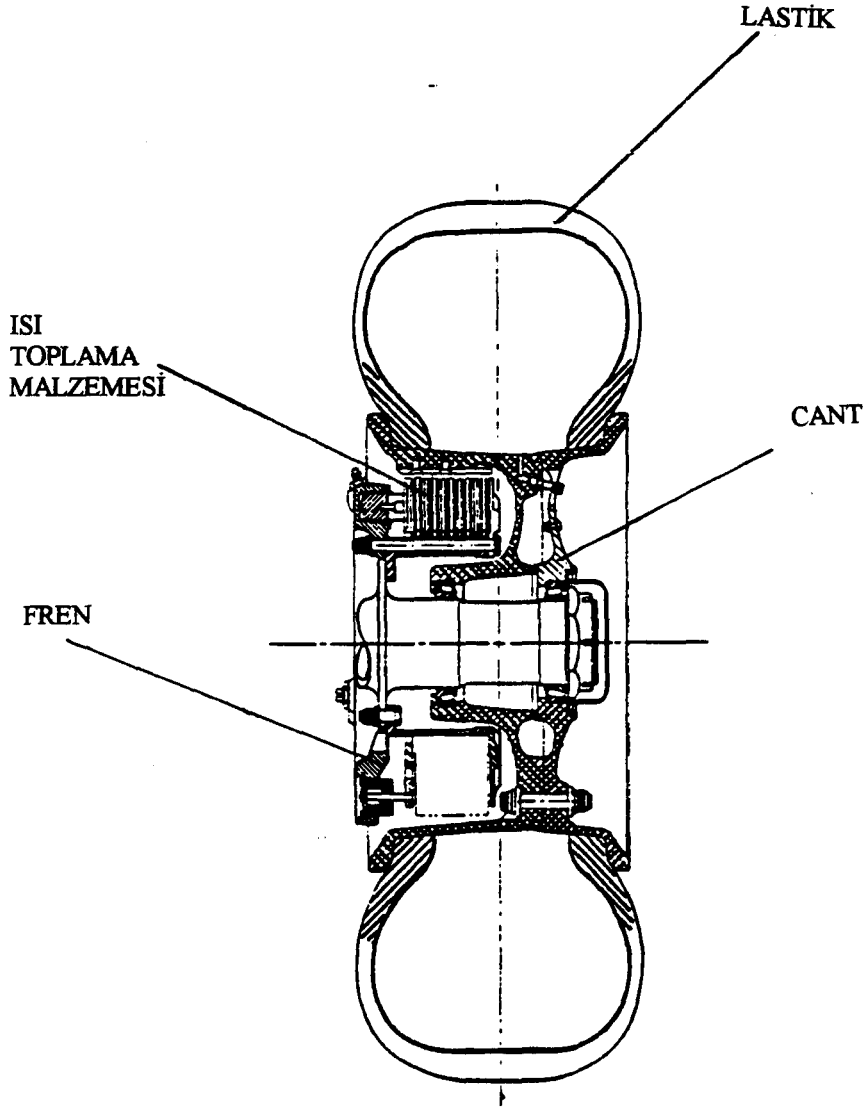
Şekil 2.15 ve 2-16'dan yukarıdaki şartlar ve hesaplanan enerji değerleri için fren ünitesinin ağırlık değeri olarak sırasıyla şu değerler elde edilir:

a pozisyonu için : 160 N

b pozisyonu için : 275 N

c pozisyonu için : 450 N

Elde edilen ağırlık değerlerinden en büyüğü (450 N) fren ağırlığı olarak kabul edilir. Bu ağırlığa karşılık Şekil 3.8'de görülmekte olan ısı toplayan kütlelerin (disklerin) hacmi Şekil 2.18'den $4.33 \times 10^{-3} \text{ m}^3$ olarak bulunur.



Şekil 3.8. Uçak tekerleği kesit görünüşü

Çizelge 2.4 yardımıyla ısı toplama malzemesi boyutlandırılır. Örnek uçak ana iniş takımı lastik iç çapı 0.4064 m olduğundan, frenlerin ısı toplama malzemesinin,

Kalınlığı : 0.0760 m

İç çapı : 0.2222 m

Dış çapı : 0.3492 m

olarak elde edilir.

Frenin diğer elemanları için ısı toplama malzemesinin iç çapına 0.020 m, fren aktüatör tarafına 0.035 m, diğer yüzeyine 0.015 m ilave edildiğinde fren için,

Genişlik : 0.1260 m

İç çap : 0.1822 m

değerleri elde edilir.

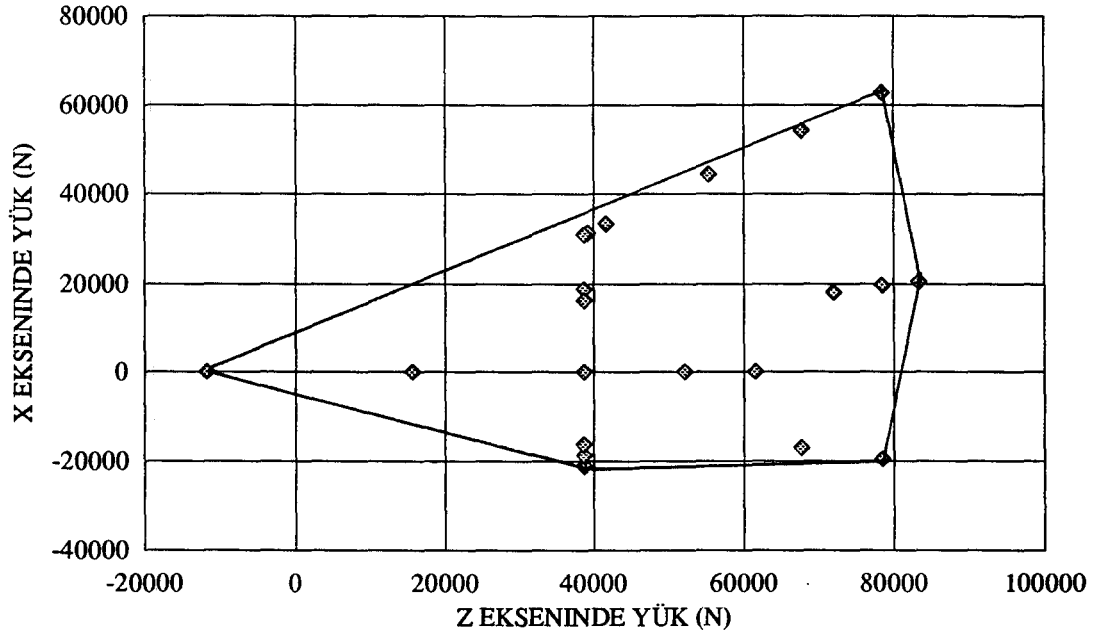
Fren genişliği ile seçilen lastik genişliğini (0.1935 m) karşılaştığımızda 0.0675 m'lik bir fark olduğu görülecektir. Bu fark da cant tasarımı için yeterli olacaktır. Şekil 3.8'de lastik, fren ve canttan oluşan bir uçak tekerleğinin kesiti görülmektedir.

3.7. Örnek Uçağın İniş Takımlarına Etkiyen Yüklerin Hesaplanması

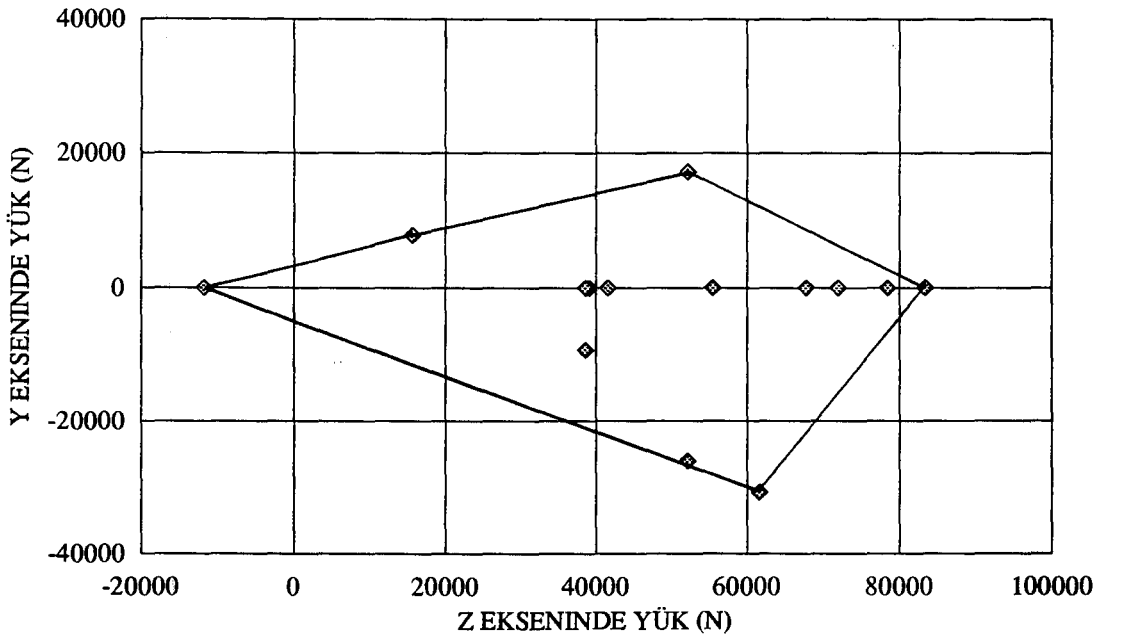
Bu bölümde Bölüm 2.7'de açıklanan bilgiler ve Bölüm 3.1.2'de verilen değerler kullanılarak örnek uçağın ana ve burun iniş takımlarına etkiyen yükler ayrı ayrı hesaplanmış, elde edilen yük değerleri Çizelge 3.4'de listelenmiştir. Bu yük değerleri kullanılarak elde edilen ana iniş takımı için z-x, z-y ve burun iniş takımı için z-x, z-y eksenlerindeki yük zarfları sırasıyla Şekil 3.9, 3.10, 3.11 ve 3.12'dedir.

Çizelge 3.4. Örnek uçak iniş takımlarına etkileyen yükler

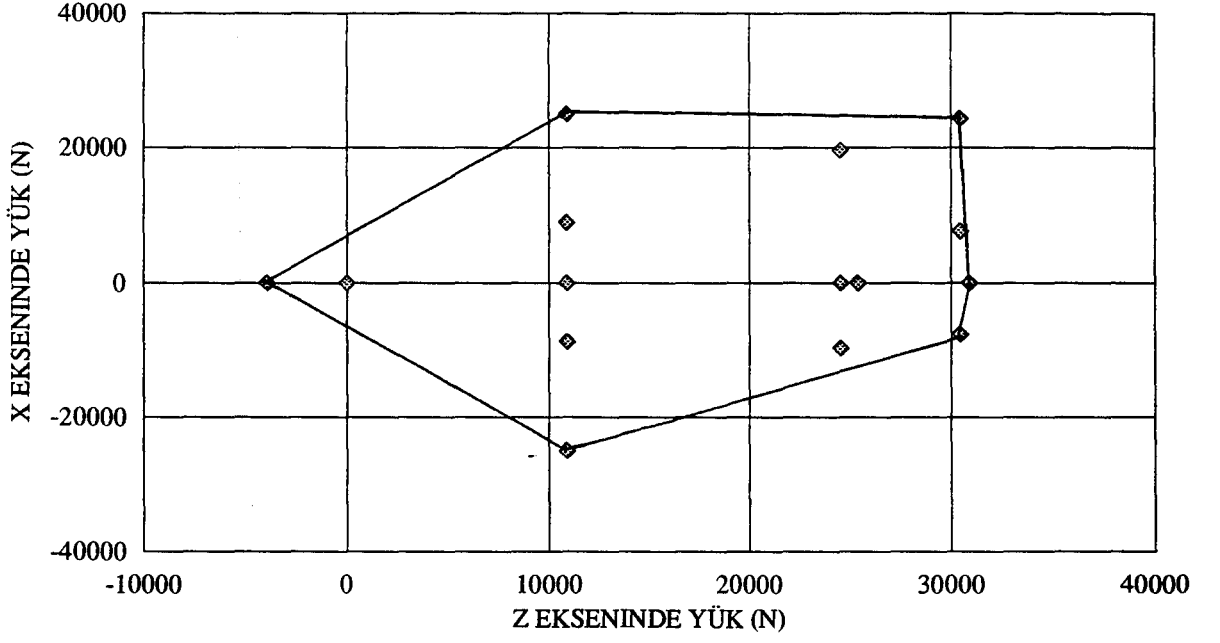
UÇAĞIN POZİSYONU	F _{ax}	F _{ax}	F _{ay}	F _{bx}	F _{bx}	F _{by}
DÜZ İNiŞ ANINDA YÜKLER (İKİ NOKTA)	78480	62784	0	-	-	-
DÜZ İNiŞ ANINDA YÜKLER (ÜÇ NOKTA)	67754	54204	0	30450	24360	0
MAKSİMUM TEKERLEK YÜKÜ (İKİ NOKTA)	83385	20486	0	-	-	-
MAKSİMUM TEKERLEK YÜKÜ (ÜÇ NOKTA)	71969	17997	0	30450	7613	0
TERS SPİN-UP YÜKÜ (İKİ NOKTA)	78480	-19620	0	-	-	-
TERS SPİN-UP YÜKÜ (ÜÇ NOKTA)	67754	-16939	0	30450	-7613	0
KUYRUK AŞAĞI İNiŞ ANINDA YÜKLER	78480	62784	0	-	-	-
TEK TEKERLEK ÜZERİNE İNiŞ ANINDA YÜKLER	78480	19620	0	-	-	-
YAN YÜKLE İNiŞ ANINDA YÜKLER	52189	0	17222 -26095	-	-	-
GERİ GELME YÜKÜ	-11780	0	0	-3920	0	0
KALKIŞ SIRASINDA YÜKLER	38635	0	0	25387	0	0
FRENLEME ESNASINDA YÜKLER (İKİ NOKTA)	55451	44361	0	-	-	-
FRENLEME ESNASINDA YÜKLER (ÜÇ NOKTA)	39170	31336	0	30885	0	0
DÖNÜŞ ANINDA YÜKLER	61566 15704	0	-30783 7852	10896	0	5448
TEKERLEK EKSENİ ETRAFINDA DÖNÜŞ ANINDA YÜKLER	38635	30908	0	10896	0	0
TERS FRENLEME ESNASINDA YÜKLER	38635	-21249	0	10896	0	0
BURUN TEKERLEĞİ YÜKLERİ	-	-	-	24515	19612 -9806 0 0	0 0 17161 -17161
UÇAĞIN ÇEKİLMESİ ANINDA YÜKLER						
POZİSYON : 1	38635	-18762	0	10896	0	0
POZİSYON : 2	38635	-16248	-9381	10896	0	0
POZİSYON : 3	38635	18762	0	10896	0	0
POZİSYON : 4	38635	16248	-9381	10896	0	0
POZİSYON : 5	38635	0	0	10896	-25016	0
POZİSYON : 6	38635	0	0	10896	25016	0
POZİSYON : 7	38635	0	0	10896	-25016	0
POZİSYON : 8	38635	0	0	10896	25016	0
POZİSYON : 9	38635	0	0	10896	-8844	8844
POZİSYON : 10	38635	0	0	10896	8844	8844
POZİSYON : 11	38635	0	0	10896	-8844	-8844
POZİSYON : 12	38635	0	0	10896	8844	-8844



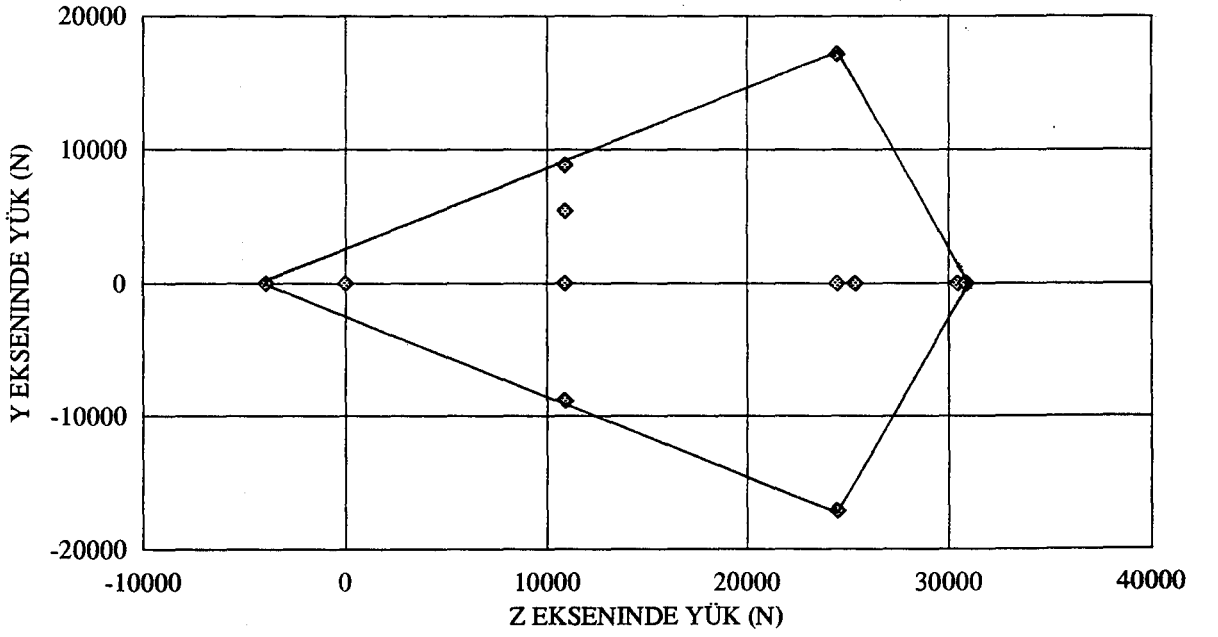
Şekil 3.9. Örnek uçak ana iniş takımı yük zarfı (z-x eksen)



Şekil 3.10. Örnek uçak ana iniş takımı yük zarfı (z-y eksen)



Şekil 3.11. Örnek uçak burun iniş takımı yük zarfı (z-x eksen)



Şekil 3.12. Örnek uçak burun iniş takımı yük zarfı (z-y eksen)

4. SONUÇLAR

İkinci bölümde anlatılan iniş takımları ön tasarım bilgileri ile üçüncü bölümde FAR Part 23 sınıfına giren burun tekerlekli bir hafif nakliye uçağı (HD-19) için uygulama yapılmıştır. Bu uygulama sırasında uçakla ilgili önceden belirlendiğı kabul edilen ve uygulama sonucunda örnek uçak için elde edilen sonuçlar bu bölümde toplanmıştır.

Örnek uçak için önceden belirlenmiş değerler şunlardır:

$$\begin{aligned}
 W_T &= 83385 \text{ N} \\
 W_L &= 78480 \text{ N} \\
 V_{Lx} &= 45 \text{ m/s} \\
 V_{Ly} &= 3.048 \text{ m/s} \\
 L_{AB} &= 7.500 \text{ m} \\
 L_{Amin} &= 0.550 \text{ m} \\
 L_{Amax} &= 0.980 \text{ m} \\
 L_{Bmin} &= 6.520 \text{ m} \\
 L_{Bmax} &= 6.950 \text{ m} \\
 L_{AB} &= 7.500 \text{ m} \\
 L_T &= 4.000 \text{ m} \\
 h_{CG} &= 2.200 \text{ m} \\
 h &= 1.900 \text{ m}
 \end{aligned}$$

Yapılan çalışmalar sırasında uçağın iki ana iniş takımı olduğu ve her bir iniş takımında bir tekerlek olduğu kabul edilmiştir.

İniş takımları dizayn uygulamasıyla elde edilen sonuçlar şöyledir:

Ağırlık merkezi ve aks ekseninden geçen doğrunun düşeyle yaptığı açı,
 $\alpha = 16.14^\circ$

Burun iniş takımı statik yükü, toplam ağırlığın % 7.3'ü ile % 13.1'i arasında,

Uçağın geriye doğru çekilmesi sırasında kuyruk aşağı olmadan uygulanabilecek maksimum ivme (a) = 2.45 m/s^2 (= 8.05 feet/s^2)

En kritik devrilme açısı (θ) = 52.6°

Ana iniş takımı lastiğı için maksimum statik yük (F_{as}) = 38635 N

Burun iniş takımı lastiğı için maksimum statik yük için (F_{bs}) = 10896 N

Burun iniş takımı lastiğine gelebilecek maksimum toplam (F_{bt}) = 18496 N

Ana iniş takımları için,

Seçilen lastik boyutu: 30x7.7

Lastik katsayısı (n) = 1.2927

Lastik katsayısı (k) = 2.223×10^6 (N ve m)

Burun iniş takımı için,

Seçilen lastik boyutu : 18x4.4

Ana iniş takımının limitsiz geçiş yapabileceğı minimum pist LCN değerleri,

Esnek pistler için 11.9

Rijit pistler için 9.1

Ana iniş takımı için,

LCG grubu : VI

$CBR_1 = 4.9$

Maksimum geçiş sayısı (G) = 676

Burun iniş takımı için,

$CBR_1 = 3.7$

Maksimum geçiş sayısı (G) = 6172

Örnek uçak için müsaade edilebilecek,

Maksimum geçiş sayısı : 669

Ana iniş takımı lastiğinin verimi (v_L) = 0.436

Amortisör pistonu kurs boyu (δ_{Amax}) = 0.320 m

Piston kesit alanı (S) = $5.691 \times 10^{-3} \text{ m}^2$

Piston çapı (d) = 0.085 m

Amorisör basınç, hacim ve yük değerleri,

$P_0 = 3.283 \text{ Mpa}$; $V_0 = 2.430 \times 10^{-3} \text{ m}^3$; $F_0 = 18686 \text{ N}$

$P_s = 6.895 \text{ Mpa}$; $V_s = 1.157 \times 10^{-3} \text{ m}^3$; $F_{Ps} = 39240 \text{ N}$

$P_1 = 13.100 \text{ MPa}$; $V_1 = 6.090 \times 10^{-4} \text{ m}^3$; $F_{Pmax} = 74556 \text{ N}$

Politropik sıkışma durumunda maksimum yük katsayısı : 2.5 g

Optimum orifis katsayısı değeri yaklaşık : 1275 kg/m

Fren ağırlığı : 356 N

Isı toplama malzemesinin,

Kalınlığı : 0.0760 m

İç çapı : 0.2222 m

Dış çapı : 0.3492 m

Frenin,

Genişliği : 0.1260 m

İç çapı : 0.1822 m

Örnek uçak iniş takımlarına gelebilecek maksimum yükler :

Ana iniş takımı :

z ekseninde	-11780 N	+83385 N
x ekseninde	-21249 N	+62784 N
y ekseninde	-30783 N	+17222 N

Burun iniş takımı :

z ekseninde	- 3920 N	+32816 N
x ekseninde	-25016 N	+25016 N
y ekseninde	-17161 N	+17161 N

Örnek uçak ana iniş takımı amortisörü F_0 , S/V_0 ve K değerleri için amortisör verimi, maksimum yük değeri ve piston kurs boyu yönünden optimizasyonu yapılmıştır. Bu optimizasyon çalışmasından elde edilen sonuçlar şöyledir :

- Amortisör ön yükünün daha büyük olması verimin daha yüksek olmasını sağlamaktadır. S/V_0 değeri büyüdükçe, ön yükteki değişimin verime etkisi artmaktadır. S/V_0 değerindeki artış verimin azalmasına neden olmaktadır.
- Amortisör maksimum yük değeri küçük S/V_0 değerleri için ilk yüke artışa bağlı olarak yükselmekte iken daha büyük S/V_0 değerlerinde neredeyse sabit kalmaktadır. S/V_0 değerindeki amortisör maksimum yükünün artmasına neden olmaktadır.
- Amortisör ön yükünün daha büyük olması piston kurs boyunun daha küçük olmasına, S/V_0 değerindeki artış da aynı şekilde piston kurs boyunun daha küçük olmasına neden olmaktadır.
- Amortisör veriminin, belirli bir orifis katsayısı değerine kadar katsayı artışına bağlı olarak arttığı, bu noktadan sonra katsayı artışıyla küçük bir azalış eğimine girdiği görülmektedir.

- e) Amortisör maksimum yükünün, belirli bir orifis katsayısı değerine kadar katsayı artışına bağlı olarak azaldığı, bu noktadan sonra katsayı artışıyla birlikte tekrar artmaya başladığı görülmektedir.
- f) Piston kurs boyunun, orifis katsayısı değerinin artışına bağlı olarak neredeyse lineer bir şekilde azaldığı görülmektedir.

İniş takımları ön tasarımıyla ilgili yapılan bu çalışmalardan sonra örnek uçak iniş takımları için yapılması gereken çalışmaları şöyle sıralayabiliriz:

- a) Yapılan çalışmalar detaylandırılmalıdır,
- b) Bu çalışmaların kapsamadığı ancak iniş takımları ön tasarımının tamamlanması için gerekli (açma-kapama sistemleri, yön kontrol sistemi, kaymayı önleyici sistemler gibi konularda) çalışmalar yapılmalıdır.

KAYNAKLAR

1. Arevalo, J.L., 1985. CN-235 Landing Gear Operation, CASA.
2. Beudet, P., and Roth, M., 1990. Failure Analysis Case Histories of Canadian Forces Aircraft Landing Gear Components, AGARD-CP-484.
3. Chester, D.H., 1987. The Equivalent Masses at Nose Landing-Gears During Landing-Impacts and When Taxiing over Runway Perturbations, Israel Aircraft Industries, Israel.
4. Currey, N.S., 1984. Landing Gear Design Handbook, Lockheed-Georgia Company, Georgia.
5. Currey, N.S., 1988. Aircraft Landing Gear Design: Principles and Practices, AIAA Education Series, USA.
6. Freymann, R., 1990. Actively Damped Landing Gear System, AGARD-CP-484.
7. Howell, W.E., McGehee, J.R., Daugherty, R.H., and Vogler, W.A., 1990, F-106B Airplane Active Control Landing Gear Drop Test Performance, AGARD-CP-484.
8. Hundal, M.S., 1977. Impact Absorber with Two Stage Variable Area Orifice Hydraulic Damper, Journal of Sound and Vibration, 50 (2), 195-202.
9. Kempf, G., and Haines, G.H., 1990. Development of Undercarriage Design Loads, AGARD-CP-484.
10. Krauss, A., 1990. Considerations on Optimality of Landing Gear Arrangement and Design, AGARD-CP-484.
11. Reddy, P.J., Nagaraj, V. T. and Ramamurti, V., 1984. Analysis of Semi-Levered Suspension Landing Gear With Some Parametric Study, ASME Journal of Dynamic Systems, Measurements and Control, 106, 3, 218-224.
12. Roskam, J., 1989. Airplane Design Part IV: Layout Design of Landing Gear and Systems, Roskam Aviation and Engineering Corporation, Ottawa, Kansas, USA.
13. Stimson, I.L., 1971. First Lightweight Disc Brakes for a Civil Aircraft, Aircraft Engineering, 12-14.
14. Veaux, J., 1988. New Design Procedures Applied to Landing Gear Development, Journal of Aircraft, 125, 10, 904-910.
15. Wahi, M.K., 1976. Oil Compressibility and Polytropic Air Compression Analysis for Oleopneumatic Shock Struts, Journal of Aircraft, 13, 7, 527-530.
16. Wahi, M.K., 1976. Oleopneumatic Shock Strut Dynamic Analysis and Its Real-Time Simulation, Journal of Aircraft, 13, 4, 303-308.
17. Williams, W.W., Williams, G.K., and Garrard, W.C.J., 1965. Soft and Rough Field Landing Gears, SAE-650844.
18. Yadav, D., and Kapadia, K.E., 1990. Non-Homogeneous Track-Induced Response of Vehicles With Non-Linear Suspension During Variable Velocity Runs, Journal of Sound and Vibration, 143 (1), 51-64.
19. Yadav, D., and Ramamoorthy, R.P., 1991. Nonlinear Landing Gear Behavior at Touchdown, Journal of Dynamic Systems, Measurement and Control, 113, 677-683.
20. Yff, J., 1972. Analysis of Dynamic Aircraft Landing Loads, and a Proposal for Rational Design Landing Load Requirements, Fokker,
21. Young, D.W.S., and Ohly, B., 1985. European Aircraft Steering Systems, SAE-851940,

22. Aircraft Tires and Tubes, 1985. International Aviation Publishers Inc, USA.
23. FAR 23, Federal Aviation Regulations. Airworthiness Standards: Normal, Utility, Acrobatic, and Commuter Category Airplanes.
24. Goodyear Aircraft Tire Data Catalog, Goodyear.
25. MIL-A-8860B, 1987. Airplane Strength and Rigidity General Specification for.
26. MIL-A-8863C, 1993. Airplane Strength and Rigidity Ground Loads for Navy Acquired Airplanes.
27. MIL-A-8866C, 1987. Airplane Strength and Rigidity Reliability Requirements, Repeated Loads, Fatigue and Damage Tolerance.
28. MIL-A-8867C, 1993. Airplane Strength and Rigidity Ground Tests.
29. MIL-B-8584C, 1985. Brake Systems, Wheel, Aircraft, Design of.
30. MIL-L-8552C, 1968. Landing Gear, Aircraft Shock Absorber (Air-Oil Type).
31. MIL-L-87139, 1984. Landing Gear Systems.
32. MIL-S-8812D, 1977. Steering System: Aircraft, General Requirements for.
33. MIL-T-5041H, 1989. Tires, Pneumatic, Aircraft.
34. MIL-T-6053C, 1989. Tests, Impact, Shock Absorber Landing Gear, Aircraft.
35. MIL-W-5013L, 1991. Wheel and Brake Assemblies, Aircraft General Specification for.
36. SAE-AIR-1489, Aerospace Landing Gear Systems Terminology.
37. SAE-AIR-1494, 1978. Verification of Landing Gear Design Strength.
38. SAE-AIR-1780A, 1994. Aircraft Flotation Analysis.
39. SAE-AIR-1934, 1985. Use of Carbon Heat Sink Brakes on Aircraft.
40. SAE-ARP-1311, 1979. Landing Gear-Aircraft.
41. SAE-ARP-1493A, 1992. Wheel and Brake Design and Test Requirements for Military Aircraft.
42. SAE-ARP-1598, 1985. Landing Gear System Development Plan.
43. SAE-ARP-1821, 1982. Aircraft Flotation Analysis Methods.

EK-1

BİLGİSAYAR YAZILIMINDAN

ÖRNEK UÇAK İÇİN ELDE EDİLEN

ÖN TASARIM BİLGİLERİ

INIS TAKIMLARI YERLESIMININ INCELENMESI

GIRILEN DEGERLER :

ANA VE BURUN INIS TAKIMLARI ARASINDAKI MESAFE	- 7.5000 m
BURUN INIS TAKIMI ILE AGIRLIK MERKEZI ARASINDAKI MINIMUM MESAFE	- 6.5200 m
ANA INIS TAKIMI ILE AGIRLIK MERKEZI ARASINDAKI MINIMUM MESAFE	- 0.5500 m
ANA INIS TAKIMI ILE AGIRLIK MERKEZI ARASINDAKI MAKSIMUM MESAFE	- 0.9800 m
IKI ANA INIS TAKIMI ARASINDAKI MESAFE	- 4.0000 m
AGIRLIK MERKEZININ YERDEN MAKSIMUM YUKSEKLIĞI	- 2.2000 m
AGIRLIK MERKEZININ TEKERLEK EKSENINDEN MAKSIMUM YUKSEKLIĞI	- 1.9000 m

SONUÇLAR :

AGIRLIK MERKEZI ILE ANA INIS TAKIMI EKSENINDEN GEÇEN DOGRUNUN DÜSEY EKSENLE YAPTIĞI AÇI EN AZ	- 16.14 °
BURUN INIS TAKIMINA GELEN STATİK YÜKÜN TOPLAM YÜKE ORANI EN AZ	- % 7.33
EN FAZLA	- % 13.07
UÇAGIN GERIYE ÇEKİLMESİ SIRASINDA UYGULANABİLECEK MAKSİMUM İVME	- 2.45 m/s ²
(8.05 feet/s ²)	
DEVİRİLME AÇISI	- 52.63 °

LASTIK YÜKLERİ

GIRILEN DEGERLER :

UÇAGIN MAKSİMUM KALKIŞ AGIRLIĞI	- 83385 N
ANA VE BURUN INIS TAKIMLARI ARASINDAKI MESAFE	- 7.5000 m
BURUN INIS TAKIMI ILE AGIRLIK MERKEZI ARASINDAKI MAKSİMUM MESAFE	- 6.9500 m
ANA INIS TAKIMI ILE AGIRLIK MERKEZI ARASINDAKI MAKSİMUM MESAFE	- 0.9800 m
AGIRLIK MERKEZININ YERDEN MAKSİMUM YUKSEKLIĞI	- 2.2000 m

SONUÇLAR :

ANA INIS TAKIMLARINDAN BİRİNE GELEBİLECEK MAKSİMUM STATİK YÜK	- 38635 N
BURUN INIS TAKIMINA GELEBİLECEK MAKSİMUM STATİK YÜK	- 10896 N
BURUN INIS TAKIMINA GELEBİLECEK MAKSİMUM TOPLAM YÜK	- 18495 N

LASTIK SECIMI

ANA INIS TAKIMI İÇİN KULLANILABİLECEK LASTİKLER

TIP	YÜK (N)	BA- SİNÇ (MPa)	FREN YÜKÜ (N)	ÇÖKME YÜKÜ (N)	AGIR- LIK (N)	DIS ÇAP (m)	GENİS LIK (m)	YÜKLÜ Y.ÇAP (m)	EZİLME Y.ÇAPI (m)	İÇ ÇAP (m)
1 24x5.5	51172	2.448	76758	153515	121	0.606	.141	.271	.234	.356
2 26x6.6	44497	1.551	66746	133492	145	0.645	.164	.284	.239	.356
3 26x6.6	53397	1.862	80095	160190	164	0.645	.164	.284	.241	.356
4 25x6.75	57846	2.068	86770	173539	153	0.639	.169	.282	.244	.356
5 24x7.7	43274	1.138	64921	129932	151	0.602	.188	.253	.188	.254
6 24x7.7	43162	1.138	64743	129487	122	0.602	.188	.253	.188	.254
7 28x7.7	48947	1.344	73420	146841	167	0.686	.194	.298	.239	.356
8 30x7.7	53397	1.276	80095	160190	171	0.737	.194	.324	.264	.406
9 30x8.8	45387	0.965	68081	136161	230	0.761	.219	.329	.251	.381

SEÇİLEN LASTİK : 30x7.7

BURUN INIS TAKIMI İÇİN KULLANILABİLECEK LASTİKLER

TIP	YÜK (N)	BA- SİNÇ (MPa)	FREN YÜKÜ (N)	ÇÖKME YÜKÜ (N)	AGIR- LIK (N)	DIS ÇAP (m)	GENİS LIK (m)	YÜKLÜ Y.ÇAP (m)	EZİLME Y.ÇAPI (m)	İÇ ÇAP (m)
1 18x4.4	15796	1.276	23673	47167	58	0.448	.109	.199	.178	.254
2 18x5.5	13572	0.724	20335	40937	50	0.447	.140	.192	.150	.203
3 24x7.7	13127	0.379	19668	39158	102	0.602	.188	.253	.173	.254

SEÇİLEN LASTİK : 18x4.4

ANA INIS TAKIMI LASTIGI YÜK-ÇÖKME EGRISI

KATALOGDAN GIRILEN DEGERLER :

MAKSIMUM YÜK	-	53397 N
MAKSIMUM SISIRME BASINCI	-	1.276 MPa
EZILME YÜKÜ	-	160190 N
DIS ÇAP	-	0.73660 m
YÜKLÜ DURUMDA YARIÇAP	-	0.32385 m
PATLAK LASTIK YARIÇAPI	-	0.26416 m

LASTIGE GELEBİLECEK MAKSIMUM STATİK YÜK - 38635 N

SISIRME BASINCI	HESAPLANAN	- 0.923 MPa
	KABUL EDİLEN	- 0.950 MPa

SONUCLAR :

ANA INIS TAKIMI LASTIGI ICIN YÜK-ÇÖKME EGRISI DENKLEMİ : $F = k \cdot \delta^n$

k = 2209704
n = 1.290403
F : YÜK (N)
 δ : ÇÖKME (m)

BURUN INIS TAKIMI LASTIGI YÜK-ÇÖKME EGRISI

KATALOGDAN GIRILEN DEGERLER :

MAKSIMUM YÜK	-	15796 N
MAKSIMUM SISIRME BASINCI	-	1.276 MPa
FRENLEME YÜKÜ	-	23673 N
EZILME YÜKÜ	-	47167 N
DIS ÇAP	-	0.44831 m
YÜKLÜ DURUMDA YARIÇAP	-	0.19939 m
PATLAK LASTIK YARIÇAPI	-	0.17780 m

LASTIGE GELEBİLECEK MAKSIMUM TOPLAM YÜK - 18495 N

SISIRME BASINCI	HESAPLANAN	- 0.997 MPa
	KABUL EDİLEN	- 1.000 MPa

SONUCLAR :

BURUN INIS TAKIMI LASTIGI ICIN YÜK-ÇÖKME EGRISI DENKLEMİ : $F = k \cdot \delta^n$

k = 7862173
n = 1.744952
F : YÜK (N)
 δ : ÇÖKME (m)

CBR YÖNTEMİ İLE ANA İNIS TAKIMI FLOTATION ANALIZI

GIRILEN DEGERLER :

MAKSİMUM TEKERLEK YÜKÜ - 38635 N
 LASTİK DİS ÇAPI - 0.73660 m
 NORMAL YÜKTE YARIÇAP - 0.32385 m
 LASTİK GENİSLİĞİ - 0.19355 m
 PİST CBR DEĞERİ - 9

SONUCLAR :

ANA İNIS TAKIMI İÇİN BİR GEÇİSLİK CBR DEĞERİ - 4.90
 ANA İNIS TAKIMININ 9 'DA TOPLAM GEÇİS SAYISI - 678.17

CBR YÖNTEMİ İLE BURUN İNIS TAKIMI FLOTATION ANALIZI

GIRILEN DEGERLER :

MAKSİMUM TEKERLEK YÜKÜ - 10896 N
 LASTİK DİS ÇAPI - 0.44831 m
 NORMAL YÜKTE YARIÇAP - 0.19939 m
 LASTİK GENİSLİĞİ - 0.10922 m
 PİST CBR DEĞERİ - 9

SONUCLAR :

BURUN İNIS TAKIMI İÇİN BİR GEÇİSLİK CBR DEĞERİ - 3.69
 BURUN İNIS TAKIMININ 9 'DA TOPLAM GEÇİS SAYISI - 6274.97

CBR YÖNTEMİ İLE UÇAGIN FLOTATION ANALIZI

GIRILEN DEGERLER :

ANA İNIS TAKIMI İÇİN GEÇİS SAYISI - 678.17
 BURUN İNIS TAKIMI İÇİN GEÇİS SAYISI - 6274.97
 X DEĞERİ - 3.8065 m
 Y DEĞERİ - 1.8486 m

SONUCLAR :

UÇAK İÇİN TOPLAM GEÇİS SAYISI - 671.62

AMORTISÖR PISTON KURS BOYUNUN HESAPLANMASI

GIRILEN DEGERLER :

INIS TAKIMI YÜK FAKTÖRÜ	- 2
AMORTISÖR VERİMİ	- 0.850
LASTİK VERİMİ	- 0.437
MAKSİMUM LASTİK ÇÖKÜSÜ	- 0.1041 m
MAKSİMUM DÜSEY INIS HIZI	- 3.0480 m/s

SONUÇ :

AMORTISÖR PISTON KURS BOYU EN AZ 0.3053 m OLMALIDIR

AMORTISÖRÜN BOYUTLANDIRILMASI

GIRILEN DEGERLER :

AMORTISÖRDE MAKSİMUM YÜK	- 39240 N
AMORTISÖRÜN PISTON KURS BOYU	- 0.3200 m
SIKISTIRMA ORANI (STATİK YÜK/MİNİMUM YÜK)	- 2.10
SIKISTIRMA ORANI (MAKSİMUM YÜK/STATİK YÜK)	- 1.90
STATİK BASINÇ	- 6.895 MPa
POLİTROPIK SIKISMA KATSAYISI (γ)	- 1.20

SONUÇLAR :

PISTON KESİT ALANI	- 0.569E-02 m ²
HAREKET EDEN HACİM	- 0.182E-02 m ³

AMORTISÖR PISTONU TAMAMEN DISARIDA İKEN

BASINÇ	- 3.283 MPa
HACİM	- 2.430E-03 m ³
YÜK	- 18686 N

AMORTISÖR STATİK POZİSYONDA İKEN

BASINÇ	- 6.895 MPa
HACİM	- 1.157E-03 m ³
YÜK	- 39240 N

AMORTISÖR PISTONU TAMAMEN İÇERİDE İKEN

BASINÇ	- 13.101 MPa
HACİM	- 6.091E-04 m ³
YÜK	- 74556 N

AMORTISÖR PISTONU HERHANGİ BİR POZİSYONDA İKEN

HACİM	- (.32 - δ) x 5.69108E-03 + 6.090789E-04
BASINÇ	- 7.979237E-03 / HACİM
YÜK	- 5.69108E-03 x BASINÇ

NOT :

δ : AMORTISÖR PISTON HAREKETİ

PISTON TAMAMEN DISARIDA İKEN $\delta = 0$ m.

PISTON TAMAMEN İÇERİDE İKEN $\delta = .32$ m.

PISTON HAREKETINE BAGLI AMORTISÖR YÜKLERİ

PISTON HAREKETİ (m)	IZOTERMAL SIKISMA DURUMUNDA YÜK (N)	POLITROPIK SIKISMA DURUMUNDA YÜK (N)
0.00	18686	18686
0.02	19604	19793
0.04	20617	21027
0.06	21740	22409
0.08	22993	23967
0.10	24400	25737
0.12	25989	27762
0.14	27800	30099
0.16	29882	32824
0.18	32302	36038
0.20	35147	39881
0.22	38543	44548
0.24	42664	50324
0.26	47773	57639
0.28	54272	67172
0.30	62817	80056
0.32	74556	98328

AMORTISÖR YÜK-PISTON HAREKETİ GRAFIGI

GIRILEN DEGERLER :

DÜSEY HIZ	= 3.048 m/s
AMORTISÖRE DÜSEN UÇAK KÜTLESİ	= 4000 kg
UÇAKTAN BAGIMSIZ TEKERLEK KÜTLESİ	= 60 kg
LASTIKLE ILGILI KATSAYI (n)	= 1.29
LASTIKLE ILGILI KATSAYI (k)	= 2223000
AMORTISÖR ORIFIS KATSAYISI	= 1400
AMORTISÖR ÖN YÜKÜ	= 18686 N
PISTON KESIT ALANI	= .005691 m ²
YÜKSÜZ DURUMDA AMORTISÖR İÇ HACMI	= .00243 m ³
POLITROPIK GENISLEME KATSAYISI	= 1.2
Y-Z DUZLEMINDE INIS TAKIMLARI DIZAYN AÇISI	= 0 °
X-Z DUZLEMINDE INIS TAKIMLARI DIZAYN AÇISI	= 0 °
INIS AÇISI	= 0 °
INIS ANINDA YATAY HIZ	= 45 m/s
LASTIK DIS YARICAPI	= .3683 m
LASTIK KESIT YÜKSEKLİGI	= .1651 m
DÖNEN PARÇALARIN ATALETİ	= 1 MPa

SONUÇLAR :

VERİM	= % 83.5
MAKSIMUM YÜK	= 85813 N
MAKSIMUM PISTON KURS BOYU	= 0.241 m

FRENLEME ESNASINDAKI KINETİK ENERJİ

GİRİLEN DEĞERLER :

STANDART SARTLARDA HIZ - 45 m/s
 MAKSİMUM UÇAK AĞIRLIĞI - 78480 N
 FRENLEME ANINDA UÇAK AĞIRLIĞI - 78480 N
 PİSTİN DENİZ SEVİYESİNDEN YÜKSEKLİĞİ - 1000 m
 MAKSİMUM ÇEVRE SICAKLIĞININ STANDART SICAKLIKTAN FARKI
 (ISA + ?) - 15 °C
 UÇAKTA BULUNAN TOPLAM FREN SAYISI - 2

SONUÇ :

BİR FRENE DÜŞEN KINETİK ENERJİ - 5.16 KJ ' DUR.

FREN AĞIRLIĞININ HESAPLANMASI

GİRİLEN DEĞERLER :

KINETİK ENERJİ - 4.12 KJ
 DURUS SAYISI - 1000.00

SONUÇ :

FREN AĞIRLIĞI - 450 N

ISI TOPLAMA MALZEMESİNİN BOYUTLARI

GİRİLEN DEĞERLER :

FREN AĞIRLIĞI - 450.44 N
 LASTİK OTURMA ÇAPI - 0.4064 m

SONUÇLAR :

HACMI - 0.00444 m³
 KALINLIĞI - 0.078 m
 İÇ ÇAPI - 0.222 m
 DİŞ ÇAPI - 0.349 m

ANA VE BURUN INIS TAKIMLARINA GELEBİLECEK MAKSİMUM YÜKLER

GİRİLEN DEĞERLER :

UÇAGIN MAKSİMUM KALKIS AGIRLIĞI	- 83385 N
UÇAGIN MAKSİMUM INIS AGIRLIĞI	- 78480 N
ANA VE BURUN INIS TAKIMLARI ARASINDAKİ MESAFE	- 7.5000 m
BURUN INIS TAKIMI İLE AGIRLIK MERKEZİ ARASINDA MAX. MESAFE	- 6.9500 m
ANA INIS TAKIMI İLE AGIRLIK MERKEZİ ARASINDA MAX. MESAFE	- 0.9800 m
İKİ ANA INIS TAKIMI ARASINDAKİ MESAFE	- 4.0000 m
AGIRLIK MERKEZİNİN YERDEN MAKSİMUM YUKSEKLİĞİ	- 2.2000 m
AGIRLIK MERKEZİNİN TEKERLEK EKSENİNDEN MAKSİMUM YUKSEKLİĞİ	- 1.9000 m
INIS TAKIMLARI YÜK FAKTÖRÜ	- 2.00
BURUN INIS TAKIMI LASTIĞI DİS ÇAPI	- 0.4483 m
ANA INIS TAKIMI TEKERLEK AGIRLIĞI	- 589.0 N
BURUN INIS TAKIMI TEKERLEK AGIRLIĞI	- 196.0 N

SONUÇLAR :

UÇAK POZİSYONU	Faz	Fax	Fay	Fbz	Fbx	Fby
DÜZ INIS, İKİ NOKTA	78480	62784	0	0	0	0
DÜZ INIS, ÜÇ NOKTA	67754	54204	0	30450	24360	0
MAKSİMUM YÜK, İKİ NOKTA	83385	20846	0	0	0	0
MAKSİMUM YÜK, ÜÇ NOKTA	71989	17997	0	30450	7613	0
TERS DÜZ SPIN UP YÜKÜ, İKİ NOKTA	78480	-19620	0	0	0	0
TERS DÜZ SPIN UP YÜKÜ, ÜÇ NOKTA	67754	-16939	0	30450	-7613	0
KUYRUK ASAĞI INIS ANINDA YÜK	78480	62784	0	0	0	0
TEK TEKERLEK ÜZERİNE INIS ANINDA YÜK	78480	19620	0	0	0	0
YAN YÜKLER	52189	0	-26095	0	0	0
YAN YÜKLER	52189	0	17222	0	0	0
GERİ GELME YÜKÜ	-11780	0	0	-3920	0	0
KALKIS SIRASINDA YÜKLER	38635	0	0	25387	0	0
FRENLEME ESNASINDA YÜK, İKİ NOKTA	55451	44361	0	0	0	0
FRENLEME ESNASINDA YÜK, ÜÇ NOKTA	39170	31336	0	30885	0	0
DÖNÜS ANINDA YÜK	61566	0	-30783	10896	0	5448
DÖNÜS ANINDA YÜK	15704	0	7852	10896	0	5448
PIVOTING YÜKLERİ	38635	30908	0	10896	0	0
TERS FRENLEME ANINDA YÜKLER	38635	-21249	0	10896	0	0
BURUN TEKERLEĞİ YÜKLERİ	0	0	0	24515	19612	0
BURUN TEKERLEĞİ YÜKLERİ	0	0	0	24515	-9806	0
BURUN TEKERLEĞİ YÜKLERİ	0	0	0	24515	0	17161
BURUN TEKERLEĞİ YÜKLERİ	0	0	0	24515	0	-17161
UÇAGIN ÇEKİLMESİ ESNASINDAKİ YÜKLER						
ANA I/T, 0°, İLERİYE DOĞRU	38635	-18762	0	10896	0	0
ANA I/T, 30°, İLERİYE DOĞRU	38635	-16248	-9381	10896	0	0
ANA I/T, 0°, GERİYE DOĞRU	38635	18762	0	10896	0	0
ANA I/T, 30°, GERİYE DOĞRU	38635	16248	-9381	10896	0	0
BURUN I/T, SWIVEL ÖNDE, 0°, İLERİYE DOĞ.	38635	0	0	10896	-25016	0
BURUN I/T, SWIVEL ÖNDE, 0°, GERİYE DOĞRU	38635	0	0	10896	25016	0
BURUN I/T, SWIVEL ARKADA, 0°, İLERİYE D.	38635	0	0	10896	-25016	0
BURUN I/T, SWIVEL ARKADA, 0°, GERİYE DOĞ	38635	0	0	10896	25016	0
BURUN I/T, SWIVEL ÖNDE, 45°, İLERİYE DOĞ	38635	0	0	10896	-8844	8844
BURUN I/T, SWIVEL ÖNDE, 45°, GERİYE DOĞ.	38635	0	0	10896	8844	8844
BURUN I/T, SWIVEL ARKADA, 45°, İLERİYE D	38635	0	0	10896	-8844	-8844
BURUN I/T, SWIVEL ARKADA, 45°, GERİYE D.	38635	0	0	10896	8844	-8844

EK-2
İNİŞ TAKIMLARI
ÖN TASARIM PROGRAMI
KULLANMA KILAVUZU

1. GİRİŞ

İniş takımları tasarımı, herhangi bir uçak tasarımına başlanması ile gündeme gelmekte ve uçak tasarımı tamamlanıncaya kadar devam etmektedir.

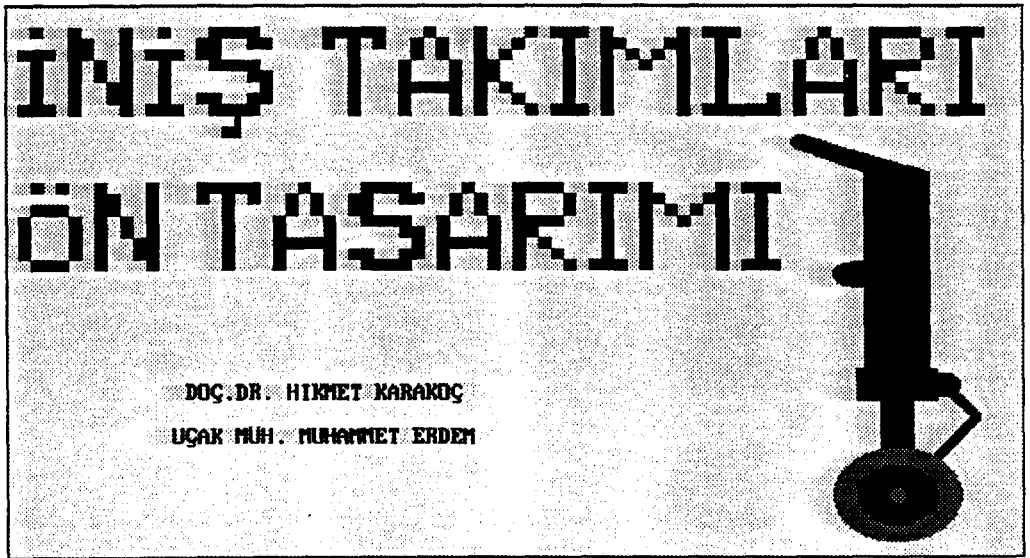
Uçak tasarımı sürecinde uçakla ilgili özelliklerde (örneğin, maksimum iniş, kalkış ağırlıkları, iniş hızı, ağırlık merkezinin yeri vs.'de) çeşitli değişiklikler yapılmaktadır. Yapılan bu değişiklikler iniş takımları için yapılan tasarım hesaplamalarını etkilemekte ve yapılan işlemlerin tamamının yenilenmesini gerektirebilmektedir. İniş takımları tasarımı ile ilgili bu hesaplama işlemlerinin manuel yapılması uzun zaman almakta, ayrıca manuel yapılan işlemlerde çeşitli hatalara da rastlanılmaktadır. Bu nedenle işlemlerin daha kısa sürede ve hata yapmadan gerçekleştirilebilmesi amacıyla "İniş Takımları Ön Tasarım Programı" hazırlanmıştır.

İniş Takımları Tasarım Programı, "Dos 6.x" içerisinde mevcut olan "QBASIC.EXE" yazılımı kullanılarak hazırlanmış olup, "LG.BAS" isimli tek bir dosyadan oluşmaktadır. Programın çalışması esnasında gerekli bazı bilgilerin çizelgelerden kendiliğinden seçilmesi kullanıcıya kolaylık sağlamaktadır. Ayrıca her bir hesaplama işleminden sonra elde edilen sonuçların, girilen bilgilerle birlikte yazdırılması mümkün olmaktadır.

Bu programın çalıştırılması esnasında ilk olarak 1 nolu pencere (ekran) ile karşılaşmakta olup, karşılaşılabilecek diğer pencereler devam eden bölümlerde açıklanmıştır.

2. ANA MENÜ PENCERESİ

"İniş Takımları Ön Tasarım Programı" 1 nolu pencere ile başlamaktadır. 1 nolu pencereden bir sonraki pencereye (ana menü penceresine) geçmek için ENTER'a basılır. Program içerisinde herhangi bir hata olduğunda (örneğin, değerlerin yanlış girilmesi neticesi bir sayının sıfıra bölünmesi gibi durumlarda) bu pencereye geri dönmektedir. Bu programda işlemlerin sırayla yapılması durumunda bilgiler sonraki bölümlere aktarılmakta ve işlemler daha kolay olmaktadır.



Pencere 1

Program altı ana bölümden oluşmaktadır. 2 nolu pencerede (ana menü penceresinde) ana bölüm başlıkları görülmekte olup, bölüm hizasındaki rakama basarak doğrudan istenilen bölüme ilerlemek mümkündür. "X" tuşuna basıldığında ise ilk giriş penceresine (1 nolu pencereye) geri dönülür.

İNİŞ TAKIMLARI ÜN TASARIMI ANA MENÜSÜ	
1	İNİŞ TAKIMLARI YERLEŞİMİNİN İNCELENMESİ
2	LASTİK SEÇİMİ
3	FLOTATION ANALİZİ
4	AMORTİSÖR TASARIMI
5	FREN TASARIMI
6	İNİŞ TAKIMI YÜKLERİNİN HESAPLANMASI
X	ÇIKIŞ
LÜTFEN BİRİNİ SEÇİNİZ	

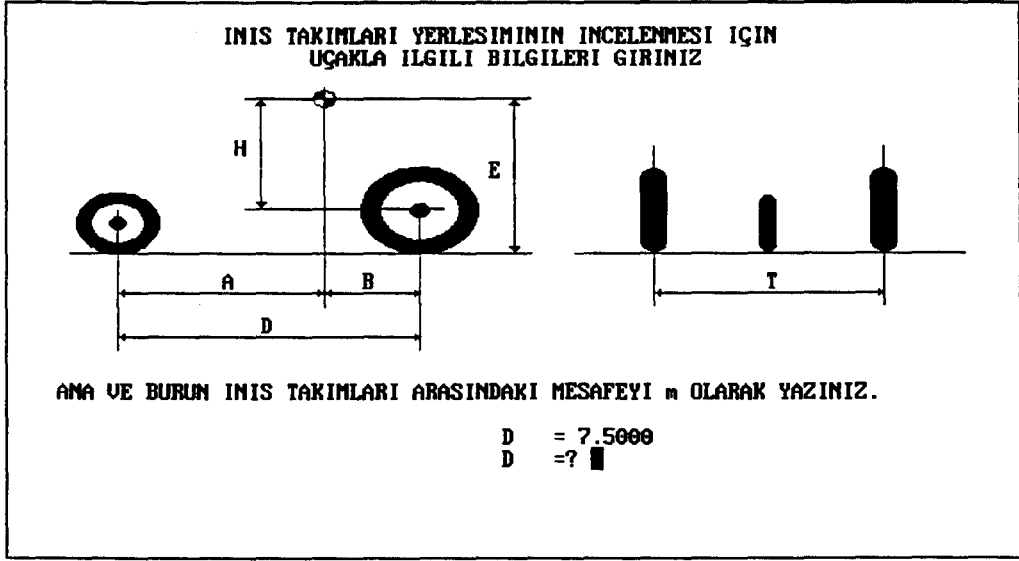
Pencere 2

3. İNİŞ TAKIMLARI YERLEŞİMİNİN İNCELENMESİ

Bu bölüm, uçağın ağırlık merkezi ile ana iniş takımından geçen doğrunun düşey eksenle yaptığı açı, burun iniş takımına gelen yükün toplam yüke oranları, uçağın geriye çekilmesi sırasında uygulanabilecek maksimum ivme ve devrilme açısı hesaplarını içermektedir.

Ana menü penceresinde (2 nolu pencerede) iken "1" rakamına basıldığında 3 nolu pencere ekrana gelmektedir. Bu pencerede, iniş takımları yerleşiminin incelenmesi için gerekli değerler girilmektedir. Daha önceden programa yüklenmiş değer ekranda görülmekte olup bu değer değiştirilmek istenmiyorsa ENTER'a basılarak devam edilir; değeri değiştirmek için, girilmek istenen değer yazılır ve ENTER'a basılır. Bu pencerede girilecek değerler sırasıyla şunlardır:

- * Ana ve burun iniş takımları arasındaki mesafe,
- * Burun iniş takımı ile ağırlık merkezi arasındaki minimum mesafe,
- * Ana iniş takımı ile ağırlık merkezi arasındaki minimum mesafe,
- * Ana iniş takımı ile ağırlık merkezi arasındaki maksimum mesafe,
- * İki ana iniş takımı arasındaki mesafe,
- * Ağırlık merkezinin yerden maksimum yüksekliği,
- * Ağırlık merkezinin tekerlek ekseninden maksimum yüksekliği.



Pencere 3

Son değer girilip ENTER'a basıldığında 4 nolu pencere ekrana gelmektedir. Bu pencerede, bir önceki pencerede tek tek girilen değerler topluca görülmekte ve girilen değerlerin kontrol edilmesine imkan vermektedir. Girilen değerlerde hata yok ise ENTER'a basılarak bir sonraki (5 nolu) pencereye devam edilir. Girilen değerlerde değişiklik yapılmak isteniyorsa "D" tuşuna basılarak bir önceki (3 nolu) pencereye geri dönülür.

4 nolu pencerdeki bilgiler kullanılarak yapılan iniş takımları yerleşimi ile ilgili hesaplamaların sonuçları 5 nolu pencerede topluca görülmektedir. Bu pencerede iken "P" tuşuna basılarak, girilen değerler ile hesaplamalar sonucu elde edilen değerler, topluca yazdırılabilir. ENTER'a basılarak ana menü penceresine (2 nolu pencereye) geri dönülür.

GİRİLEN BİLGİLERİ KONTROL EDİNİZ

D = 7.5000 m
Amin= 6.5200 m
Bmin= 0.5500 m
Bmax= 0.9800 m
T = 4.0000 m
Emin= 2.2000 m
Hmax= 1.9000 m

BİLGİLER DOĞRU DEĞİLSE 'D' TUSUNA DEVAM ETMEK İÇİN ENTER'A BASINIZ

Pencere 4

<p>AGIRLIK MERKEZİ İLE ANA İNİŞ TAKIMI EKSENİNDEN GEÇEN DOĞRUNUN DÜŞEY EKSENLE YAPTIĞI AÇI EN AZ ALFA = 16.14 °DIR.</p>
<p>BURUN İNİŞ TAKIMINA GELEN STATİK YÜKÜN TOPLAM YÜKE ORANI EN AZ % 7.33 EN FAZLA % 13.07 'DIR.</p>
<p>UÇAGIN GERİYE ÇEKİLMESİ SIRASINDA UYGULANABİLECEK MAKSİMUM İTME A = 2.4525 m/s² 'DIR. (8.046 feet/s²)</p>
<p>DEVİRİLME AÇISI TETA = 52.63 °DIR</p>
<p>SONUÇLARI YAZDIRMAK İÇİN 'P' TUSUNA DEVAM ETMEK İÇİN ENTER'A BASINIZ</p>

Pencere 5

4. LASTİK SEÇİMİ

Bu bölüm ana ve burun iniş takımlarına gelebilecek maksimum yüklerin hesaplanması, ana ve burun iniş takımları lastiklerinin seçimi ve ana ve burun iniş takımları lastiklerinin yük-çökme eğrileri denklemlerinin hesaplanmasını içermektedir.

Ana menü penceresinde (2 nolu pencerede) iken "2" rakamına basıldığında 6 nolu pencere ekrana gelmektedir. Bu pencerede beş alt bölüm başlığı yer almakta olup, istenilen alt bölüme, bölüm hizasındaki rakama basılarak ilerlenir. "M" tuşuna basılarak ana menü penceresine (2 nolu pencereye) geri dönülür.

<p style="text-align: center;">LASTİK SEÇİMİ</p> <p>1 LASTİK SEÇİMİ İÇİN YÜKLERİN HESAPLANMASI</p> <p>2 ANA İNİŞ TAKIMI İÇİN LASTİK SEÇİMİ</p> <p>3 BURUN İNİŞ TAKIMI İÇİN LASTİK SEÇİMİ</p> <p>4 ANA İNİŞ TAKIMI LASTIĞI İÇİN YÜK-ÇÖKME EGRİSİ HESABI</p> <p>5 BURUN İNİŞ TAKIMI LASTIĞI İÇİN YÜK-ÇÖKME EGRİSİ HESABI</p> <p>M ANA MENÜYE DÖNÜŞ</p>

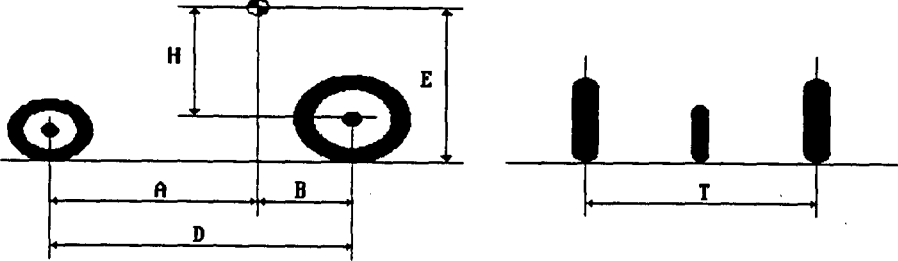
Pencere 6

Lastik seçimi bölümü menü penceresinde (6 nolu pencerede) iken "1" rakamına basıldığında 7 nolu pencere ekrana gelmektedir. Bu pencerede, ana ve burun iniş takımları için lastik seçimi esnasında kullanılacak yüklerin hesaplanması amacıyla gerekli değerler girilmektedir. Daha önceden girilmiş veya programa yüklenmiş değer ekranda görülmekte olup bu değer değiştirilmek istenmiyorsa ENTER'a basılarak devam edilir; değeri değiştirmek için, girilmek istenen değer yazılır ve ENTER'a basılır. Bu pencerede girilecek değerler sırasıyla şunlardır:

- * Uçağın maksimum kalkış ağırlığı,
- * Ana ve burun iniş takımları arasındaki mesafe,
- * Burun iniş takımı ile ağırlık merkezi arasındaki maksimum mesafe,
- * Ana iniş takımı ile ağırlık merkezi arasındaki maksimum mesafe,
- * Ağırlık merkezinin yerden maksimum yüksekliği.

Son değer girilip ENTER'a basıldığında 8 nolu pencere ekrana gelmektedir. 8 nolu pencerede, bir önceki (7 nolu) pencerede tek tek girilen değerler topluca görülmekte ve girilen değerlerin kontrol edilmesine imkan vermektedir. Girilen değerlerde hata yok ise ENTER'a basılarak bir sonraki (9 nolu) pencereye devam edilir. Girilen değerlerde değişiklik yapılmak isteniyorsa "D" tuşuna basılarak bir önceki (7 nolu) pencereye geri dönülür.

**LASTIGE GELEBİLECEK YÜKLERİN HESAPLANMASI İÇİN
UÇAKLA İLGİLİ BİLGİLERİ GİRİNİZ**



UÇAGIN MAKSİMUM KALKIŞ AĞIRLIĞINI N OLARAK YAZINIZ.

WT = 83385
WT =? █

Pencere 7

8 nolu pencerdeki bilgiler kullanılarak yapılan hesaplamalar neticesi elde edilen ve lastik seçimi için kullanılacak olan yük değerleri 9 nolu pencerede topluca görülmektedir. Bu pencerede iken "P" tuşuna basılarak, girilen değerler ile hesaplamalar sonucu elde edilen değerler, topluca yazdırılabilir. ENTER'a basılarak lastik seçimi bölümü menü penceresine (6 nolu pencereye) dönülür.

GIRILEN BILGILERI KONTROL EDINIZ	
WT	= 83385 N
D	= 7.5000 m
Amax	= 6.9500 m
Bmax	= 0.9800 m
Emax	= 2.2000 m
BILGILER DOGRU DEGILSE 'D' TUSUNA	DEVAM ETMEK IÇIN ENTER'A BASINIZ

Pencere 8

ANA INIS TAKIMLARINDAN BIRINE GELEBILECEK MAKSIMUM STATIK YÜK : 38635.1 N'DUR.	
BURUN INIS TAKIMINA GELEBILECEK MAKSIMUM STATIK YÜK : 10895.6 N'DUR.	
BURUN INIS TAKIMINA GELEBILECEK MAKSIMUM TOPLAM YÜK : 18495.3 N'DUR.	
SONUÇLARI YAZDIRMAK IÇIN 'P' TUSUNA	DEVAM ETMEK IÇIN ENTER'A BASINIZ

Pencere 9

Lastik seçimi bölümü menü penceresinde (6 nolu pencerede) iken "2" rakamına basıldığında 10 nolu pencere ekrana gelmektedir. Bu pencerede, ana iniş takımı lastik seçimi için gerekli maksimum statik yük değeri girilmektedir. Daha önceden hesaplanmış veya programa yüklenmiş değer ekranda görülmekte olup bu değer değiştirilmek istenmiyorsa ENTER'a basılarak devam edilir; değeri değiştirmek için, girilmek istenen değer yazılır ve ENTER'a basılır. ENTER'a basıldığında 11 nolu pencere ekrana gelmektedir.

11 nolu pencerede, program içerisinde mevcut olan GOODYEAR uçak lastik katalog bilgileri kullanılarak ana iniş takımı için kullanılabilir lastikler listelenir. Bu pencereden ana iniş takımı için en uygun lastik seçilir. Seçilen lastiğin hizasındaki sıra numarası yazılıp ENTER'a basılarak bir sonraki (12 nolu) pencereye devam edilir.

ANA INIS TAKIMI TEKERLEGINE GELEBİLECEK MAKSİMUM STATİK YÜKÜ GIRİNİZ :

38635 N

? ■

Pencere 10

ANA INIS TAKIMI İÇİN KULLANILABİLECEK LASTİKLER

TIP	YÜK (N)	BA- SINÇ (MPa)	FREN YÜKÜ (N)	ÇÖMME YÜKÜ (N)	AĞIR- LIK (N)	DIS ÇAP (m)	GENİS LİK (m)	YÜKLÜ Y.ÇAP (m)	EZİLME Y.ÇAPI (m)	İÇ ÇAP (m)
1 24x5.5	51172	2.448	76758	153515	121	0.606	.141	.271	.234	.356
2 26x6.6	44497	1.551	66746	133492	145	0.645	.164	.284	.239	.356
3 26x6.6	53397	1.862	80095	160190	164	0.645	.164	.284	.241	.356
4 25x6.75	57846	2.068	86770	173539	153	0.639	.169	.282	.244	.356
5 24x7.7	43274	1.138	64921	129932	151	0.602	.188	.253	.188	.254
6 24x7.7	43162	1.138	64743	129487	122	0.602	.188	.253	.188	.254
7 28x7.7	48947	1.344	73420	146841	167	0.686	.194	.298	.239	.356
8 30x7.7	53397	1.276	80095	160190	171	0.737	.194	.324	.264	.406
9 30x8.8	45387	0.965	68081	136161	230	0.761	.219	.329	.251	.381

ANA INIS TAKIMI TEKERLEĞİ İÇİN BİR LASTİK SEÇİNİZ :? ■

Pencere 11

12 nolu pencerede, 11 nolu penceredekine benzer şekilde ana iniş takımı için kullanılabilir lastikler listelenmiştir. Ancak bir önceki (11 nolu) pencerede seçilen ana iniş takımı lastiği ile ilgili bilgiler değişik renkle yazılmıştır. Ekrandaki listeyi yazdırmak için "P" tuşuna basılır. ENTER'a basılarak lastik seçimi bölümü menü penceresine (6 nolu pencereye) dönlür.

ANA İNİS TAKIMI İÇİN KULLANILABİLECEK LASTİKLER										
TİP	YÜK (N)	BA- SINÇ (MPa)	FREN YÜKÜ (N)	ÇÖKME YÜKÜ (N)	AGIR- LIK (N)	DIS ÇAP (m)	GENİS LİK (m)	YÜKLÜ Y.ÇAP (m)	EZİLME Y.ÇAPI (m)	İÇ ÇAP (m)
1 24x5.5	51172	2.448	76758	153515	121	0.606	.141	.271	.234	.356
2 26x6.6	44497	1.551	66746	133492	145	0.645	.164	.284	.239	.356
3 26x6.6	53397	1.862	80095	160190	164	0.645	.164	.284	.241	.356
4 25x6.75	57846	2.068	86770	173539	153	0.639	.169	.282	.244	.356
5 24x7.7	43274	1.138	64921	129932	151	0.602	.188	.253	.188	.254
6 24x7.7	43162	1.138	64743	129487	122	0.602	.188	.253	.188	.254
7 28x7.7	48947	1.344	73420	146841	167	0.686	.194	.298	.239	.356
8 30x7.7	53397	1.276	80095	160190	171	0.737	.194	.324	.264	.406
9 30x8.8	45387	0.965	68081	136161	230	0.761	.219	.329	.251	.381

LİSTEYİ YAZDIRMAK İÇİN 'P' TUSUNA DEVAM ETMEK İÇİN ENTER'A BASINIZ

Pencere 12

Lastik seçimi bölümü menü penceresinde (6 nolu pencerede) iken "3" rakamına basıldığında 13 nolu pencere ekrana gelmektedir. Bu pencerede, burun iniş takımı lastik seçimi için gerekli maksimum toplam yük değeri girilmektedir. Daha önceden hesaplanmış veya programa yüklenmiş değer ekranda görülmekte olup bu değer değiştirilmek istenmiyorsa ENTER'a basılarak devam edilir; değeri değiştirmek için, girilmek istenen değer yazılır ve ENTER'a basılır. ENTER'a basıldığında 14 nolu pencere ekrana gelir.

BURUN İNİS TAKIMI TEKERLEGİNE GELEBİLECEK MAKSİMUM TOPLAM YÜKÜ GIRINIZ :

18495.3 N

? ■

Pencere 13

14 nolu pencerede, program içerisinde mevcut olan GOODYEAR uçak lastik katalog bilgileri kullanılarak burun iniş takımı için kullanılabilir lastikler listelenir. Bu pencereden burun iniş takımı için en uygun lastik seçilir. Seçilen lastiğin hizasındaki sıra numarası yazılıp ENTER'a basılarak bir sonraki (15 nolu) pencereye devam edilir.

15 nolu pencerede, 14 nolu penceredekine benzer şekilde burun iniş takımı için kullanılabilir lastikler listelenmiştir. Ancak bir önceki (14 nolu) pencerede seçilen burun iniş takımı lastiği ile ilgili bilgiler değişik renkle yazılmıştır. Ekrandaki listeyi yazdırmak için "P" tuşuna basılır. ENTER'a basılarak lastik seçimi bölümünün menü penceresine (6 nolu pencereye) dönülür.

Lastik seçimi bölümü menü penceresinde iken "4" rakamına basıldığında 16 nolu pencere ekrana gelmektedir. Bu pencerede, ana iniş takımı lastiği yük-çökme eğrisini hesaplamak için gerekli lastikle ilgili katalog değerleri girilmektedir. Daha önceden girilmiş veya programa yüklenmiş değerler ekranda görülmekte olup yazılan değer değiştirilmek istenmiyorsa ENTER'a basılır; değeri değiştirmek için, girilmek istenen değer yazılır ve ENTER'a basılır. Son değer de girilip ENTER'a basıldığında bir sonraki (17 nolu) pencere ekrana gelir.

17 nolu pencerede, bir önceki (16 nolu) pencerede girilen değerler topluca görülmekte ve girilen değerlerin kontrol edilmesine imkan vermektedir. Girilen değerlerde hata yok ise ENTER'a basılarak bir sonraki (18 nolu) pencereye devam edilir. Girilen değerlerde değişiklik yapılmak isteniyorsa "D" tuşuna basılarak bir önceki (16 nolu) pencereye geri dönülür.

BURUN INIŞ TAKIMI İÇİN KULLANILABİLECEK LASTİKLER										
TIP	YÜK (N)	BA- SINÇ (MPa)	FREN YÜKÜ (N)	ÇÖKME YÜKÜ (N)	AGIR- LIK (N)	DIS ÇAP (m)	GENİS LİK (m)	YÜKLÜ Y.ÇAP (m)	EZİLME Y.ÇAP (m)	İÇ ÇAP (m)
1 18x4.4	15796	1.276	23673	47167	58	0.448	.109	.199	.178	.254
2 18x5.5	13572	0.724	20335	40937	50	0.447	.140	.192	.150	.203
3 24x7.7	13127	0.379	19668	39158	102	0.602	.188	.253	.173	.254

BURUN INIŞ TAKIMI TEKERLEĞİ İÇİN BİR LASTİK SEÇİNİZ :? ■

BURUN INIS TAKIMI İÇİN KULLANILABİLECEK LASTİKLER										
TIP	YÜK (N)	BA- SINÇ (MPa)	FREN YÜKÜ (N)	ÇÖKME YÜKÜ (N)	AGIR- LIK (N)	DIS ÇAP (m)	GENİS LIK (m)	YÜKLÜ Y.ÇAP (m)	EZİLME Y.ÇAPI (m)	İÇ ÇAP (m)
1 18x4.4	15796	1.276	23673	47167	58	0.448	.109	.199	.178	.254
2 18x5.5	13572	0.724	20335	40937	50	0.447	.140	.192	.150	.203
3 24x7.7	13127	0.379	19668	39158	102	0.602	.188	.253	.173	.254

LISTEYİ YAZDIRMAK İÇİN 'P' TUSUNA DEVAM ETMEK İÇİN ENTER'A BASINIZ

Pencere 15

ANA INIS TAKIMI LASTİĞİ YÜK-ÇÖKME EGRİSİNİ HESAPLAMAK İÇİN KATALOĞDAN AŞAĞIDAKİ DEĞERLERİ GİRİNİZ	
MAKSİMUM YÜK (N)	= 53397 ? ■
MAKSİMUM SİSİRME BASINCI (MPa)	= 1.276
EZİLME YÜKÜ (N)	= 160190
DIS ÇAP (m)	= 0.73660
YÜKLÜ DURUMDA YARIÇAP (m)	= 0.32385
PATLAK LASTİK YARIÇAPI (m)	= 0.26416

Pencere 16

GIRILEN BILGILERI KONTROL EDINIZ

MAKSIMUM YÜK (N)	=	53397
MAKSIMUM SISIRME BASINCI (MPa)	=	1.276
EZILME YÜKÜ (N)	=	160190
DIS ÇAP (m)	=	0.73660
YÜKLÜ DURUMDA YARIÇAP (m)	=	0.32385
PATLAK LASTIK YARIÇAPI (m)	=	0.26416

BILGILER DOGRU DEGILSE 'D' TUSUNA

DEVAM ETMEK İÇİN ENTER'A BASINIZ

Pencere 17

18 nolu pencerede, ana iniş takımı lastiği yük-çökme eğrisini hesaplamak için lastiğe gelebilecek maksimum statik yük değeri girilmektedir. Daha önceden hesaplanmış veya programa yüklenmiş değer ekranda görülmekte olup bu değer değiştirilmek istenmiyorsa ENTER'a basılarak devam edilir; değeri değiştirmek için, girilmek istenen değer yazılır ve ENTER'a basılır. ENTER'a basıldığında 19 nolu pencere ekrana gelir.

19 nolu pencerede, girilen değerlere göre hesaplanan lastik şişirme basıncı görülmektedir. Pratikte kullanım kolaylığı sağlayacak daha yuvarlak bir şişirme basıncı seçmek amacıyla lastik şişirme basıncını değiştirmek için "D" tuşuna basılıp, girilmek istenen lastik şişirme basıncı değeri yazılır. ENTER'a basılarak bir sonraki (20 nolu) pencereye devam edilir.

LASTIGE GELEBİLECEK MAKSIMUM STATİK YÜKÜ GIRINIZ :

38635 N

? ■

Pencere 18

20 nolu pencerede, girilen değerlere göre hesaplanan ana iniş takımı lastiği yk-çökme eğrisi denklemi yer almaktadır. Bu pencerede iken "P" tuşuna basılarak, girilen değerler ile hesaplamalar sonucu elde edilen değerler, topluca yazdırılabilir. ENTER'a basılarak lastik seçimi bölümü menü penceresine (6 nolu pencereye) geri dönülür.

Lastik seçimi bölümü menü penceresinde iken "5" rakamına basıldığında 21 nolu pencere ekrana gelmektedir. Bu pencerede, burun iniş takımı lastiği yk-çökme eğrisini hesaplamak için gerekli lastikle ilgili katalog değerleri girilmektedir. Daha önceden girilmiş veya programa yüklenmiş değerler ekranda görülmekte olup yazılan değer değiştirilmek istenmiyorsa ENTER'a basılır; değeri değiştirmek için, girilmek istenen değer yazılır ve ENTER'a basılır. Son değer de girilip ENTER'a basıldığında bir sonraki (22 nolu) pencere ekrana gelir.

SISIRME BASINCI
P= 0.923 MPa

**SISIRME BASINCINI DEGISTIRMEK ISTIYORSANIZ D TUSUNA
DEVAM ETMEK ICIN ENTER'A BASINIZ**

Pencere 19

ANA INIS TAKIMI LASTIGI ICIN YK-ÇÖKME EGRISI DENKLEMİ :

F = k . δⁿ

k = 2209704

n = 1.290403

F : YÜK (N)

δ : ÇÖKME (m)

SONUÇLARI YAZDIRMAK ICIN 'P' TUSUNA **DEVAM ETMEK ICIN ENTER'A BASINIZ**

Pencere 20

**BURUN İNİŞ TAKIMI LASTİĞİ YÜK-ÇÖKME EĞRİSİNİ HESAPLAMAK İÇİN
KATALOGDAN AŞAĞIDAKİ DEĞERLERİ GİRİNİZ**

MAKSİMUM YÜK (N)	=	15796	? ■
MAKSİMUM SISİRME BASINCI (MPa)	=	1.276	
FRENLEME YÜKÜ (N)	=	23673	
EZİLME YÜKÜ (N)	=	47167	
DIS ÇAP (m)	=	0.44831	
YÜKLÜ DURUMDA YARIÇAP (m)	=	0.19939	
PATLAK LASTİK YARIÇAPI (m)	=	0.17780	

Pencere 21

22 nolu pencerede, bir önceki (21 nolu) pencerede girilen değerler topluca görülmekte ve girilen değerlerin kontrol edilmesine imkan vermektedir. Girilen değerlerde hata yok ise ENTER'a basılarak bir sonraki (23 nolu) pencereye devam edilir. Girilen değerlerde değişiklik yapılmak isteniyorsa "D" tuşuna basılarak bir önceki (21 nolu) pencereye geri dönlür.

23 nolu pencerede, burun iniş takımı lastiği yük-çökme eğrisini hesaplamak için lastiğe gelebilecek maksimum toplam yük değeri girilmektedir. Daha önceden hesaplanmış veya programa yüklenmiş değer ekranda görülmekte olup bu değer değiştirilmek istenmiyorsa ENTER'a basılarak devam edilir; değeri değiştirmek için, girilmek istenen değer yazılır ve ENTER'a basılır. ENTER'a basıldığında 24 nolu pencere ekrana gelir.

GİRİLEN BİLGİLERİ KONTROL EDİNİZ

MAKSİMUM YÜK (N)	=	15796
MAKSİMUM SISİRME BASINCI (MPa)	=	1.276
FRENLEME YÜKÜ (N)	=	23673
EZİLME YÜKÜ (N)	=	47167
DIS ÇAP (m)	=	0.44831
YÜKLÜ DURUMDA YARIÇAP (m)	=	0.19939
PATLAK LASTİK YARIÇAPI (m)	=	0.17780

BİLGİLER DOĞRU DEĞİLSE 'D' TUSUNA

DEVAM ETMEK İÇİN ENTER'A BASINIZ

Pencere 22

24 nolu pencerede, girilen değerlere göre hesaplanan lastik Şişirme basıncı görülmektedir. Pratikte kullanım kolaylığı sağlayacak daha yuvarlak bir Şişirme basıncı seçmek amacıyla lastik Şişirme basıncını değiştirmek için "D" tuşuna basılıp, girilmek istenen lastik Şişirme basıncı değeri yazılır. ENTER'a basılarak bir sonraki (25 nolu) pencereye devam edilir.

25 nolu pencerede, girilen değerlere göre hesaplanan burun iniş takımı lastiği yk-çökme eğrisi denklemini yer almaktadır. Bu pencerede iken "P" tuşuna basılarak, girilen değerler ile hesaplamalar sonucu elde edilen değerler, topluca yazdırılabilir. ENTER'a basılarak lastik seçimi bölümü menü penceresine (6 nolu pencereye) geri dönülür.

LASTIGE GELEBİLECEK MAKSİMUM TOPLAM (STATİK+DİNAMİK) YÜKÜ GIRİNİZ :

18495 N

? ■

Pencere 23

SİSİRME BASINCI
P= 0.997 MPa

SİSİRME BASINCINI DEĞİSTİRMEK İSTİYORSANIZ D TUSUNA
DEVAM ETMEK İCİN ENTER'A BASINIZ

Pencere 24

BURUN INIŞ TAKIMI LASTIĞI İÇİN YÜK-ÇÖKME EGRİSİ DENKLEMİ :

$$F = k \cdot \delta^n$$

$$k = 7862173$$

$$n = 1.744952$$

F : YÜK (N)

δ : ÇÖKME (m)

SONUÇLARI YAZDIRMAK İÇİN 'P' TUSUNA

DEVAM ETMEK İÇİN ENTER'A BASINIZ

Pencere 25

5. FLOTATION ANALİZİ

Bu bölümde CBR yöntemi kullanılarak ana ve burun iniş takımları ile uçağın flotation analizleri yapılmaktadır.

Ana menü penceresinde (2 nolu pencerede) iken "3" rakamına basıldığında 26 nolu pencere ekrana gelmektedir. Bu pencerede üç alt bölüm başlığı yer almakta olup, istenilen alt bölüme, bölüm hizasındaki rakama basılarak ilerlenir. "M" tuşuna basılarak ana menü penceresine (2 nolu pencereye) geri dönülür.

FLOTATION ANALİZİ

- 1 CBR YÖNTEMİ İLE ANA İNİŞ TAKIMI FLOTATION ANALİZİ
- 2 CBR YÖNTEMİ İLE BURUN İNİŞ TAKIMI FLOTATION ANALİZİ
- 3 CBR YÖNTEMİ İLE UÇAĞIN FLOTATION ANALİZİ
- M ANA MENÜYE DÖNÜŞ

Pencere 26

Flotation analizi bölümü menü penceresinde (26 nolu pencerede) iken "1" rakamına basıldığında 27 nolu pencere ekrana gelmektedir. Bu pencerede, ana iniş takımı flotation analizi yapmak için gerekli değerler girilmektedir. Daha önceden girilmiş veya programa yüklenmiş değer ekranda görülmekte olup bu değer değiştirilmek istenmiyorsa ENTER'a basılarak devam edilir; değeri değiştirmek için, girilmek istenen değer yazılır ve ENTER'a basılır. Son değer de girilip ENTER'a basıldığında bir sonraki (28 nolu) pencere ekrana gelir.

28 nolu pencerede, bir önceki (27 nolu) pencerede girilen değerler topluca görülmekte ve girilen değerlerin kontrol edilmesine imkan vermektedir. Girilen değerlerde hata yok ise ENTER'a basılarak bir sonraki (29 nolu) pencereye devam edilir. Girilen değerlerde değişiklik yapılmak isteniyorsa "D" tuşuna basılarak bir önceki (27 nolu) pencereye geri dönülür.

ANA INIŞ TAKIMI FLOTATION ANALIZI YAPMAK İÇİN AŞAĞIDAKİ DEĞERLERİ GİRİNİZ		
MAKSİMUM TEKERLER YÜKÜ (N)	= 38635	? ■
LASTİK DİS ÇAPI (m)	= 0.73660	
NORMAL YÜKTE YARIÇAP (m)	= 0.32385	
LASTİK GENİSLİĞİ (m)	= 0.19355	
PIST CBR DEĞERİ	= 9	

Pencere 27

GİRİLEN BİLGİLERİ KONTROL EDİNİZ	
MAKSİMUM TEKERLER YÜKÜ (N)	= 38635
LASTİK DİS ÇAPI (m)	= 0.73660
NORMAL YÜKTE YARIÇAP (m)	= 0.32385
LASTİK GENİSLİĞİ (m)	= 0.19355
PIST CBR DEĞERİ	= 9

BİLGİLER DOĞRU DEĞİLSE 'D' TUSUNA DEVAM ETMEK İÇİN ENTER'A BASINIZ

Pencere 28

29 nolu pencerede, 28 nolu penceredeki değerlere göre hesaplanan ana iniş takımı flotation değerleri yer almaktadır. Bu pencerede iken "P" tuşuna basılarak, girilen değerler ile hesaplamalar sonucu elde edilen değerler, topluca yazdırılabilir. ENTER'a basılarak flotation analizi bölümünün menü penceresine (26 nolu pencereye) dönülür.

Flotation analizi bölümü menü penceresinde (26 nolu pencerede) iken "2" rakamına basıldığında 30 nolu pencere ekrana gelmektedir. Bu pencerede, burun iniş takımı flotation analizi yapmak için gerekli değerler girilmektedir. Daha önceden girilmiş veya programa yüklenmiş değer ekranda görülmekte olup bu değer değiştirilmek istenmiyorsa ENTER'a basılarak devam edilir; değeri değiştirmek için, girilmek istenen değer yazılır ve ENTER'a basılır. Son değer de girilip ENTER'a basıldığında bir sonraki (31 nolu) pencere ekrana gelir.

ANA INIS TAKIMI ICIN BIR GEÇİSLİK CBR DEGERİ :	
CBR1 = 4.90	
ANA INIS TAKIMININ CBR 9 DA TOPLAM GEÇİS SAYISI :	
P = 678.17	
SONUÇLARI YAZDIRMAK İÇİN 'P' TUSUNA	DEVAM ETMEK İÇİN ENTER'A BASINIZ

Pencere 29

BURUN INIS TAKIMI FLOTATION ANALIZI YAPMAK İÇİN ASAGIDAKI DEGERLERİ GIRINIZ		
MAKSİMUM TEKERLEK YÜKÜ (N)	= 10896	? ■
LASTİK DİS ÇAPI (m)	= 0.44831	
NORMAL YÜKTE YARIÇAP (m)	= 0.19939	
LASTİK GENİSLİĞİ (m)	= 0.10922	
PIST CBR DEGERİ	= 9	

Pencere 30

31 nolu pencerede, bir önceki (30 nolu) pencerede girilen değerler topluca görülmekte ve girilen değerlerin kontrol edilmesine imkan vermektedir. Girilen değerlerde hata yok ise ENTER'a basılarak bir sonraki (32 nolu) pencereye devam edilir. Girilen değerlerde değişiklik yapılmak isteniyorsa "D" tuşuna basılarak bir önceki (30 nolu) pencereye geri dönlür.

32 nolu pencerede, 31 nolu penceredeki değerlere göre hesaplanan burun iniş takımı flotation değerleri yer almaktadır. Bu pencerede iken "P" tuşuna basılarak, girilen değerler ile hesaplamalar sonucu elde edilen değerler, topluca yazdırılabilir. ENTER'a basılarak flotation analizi bölümünün menü penceresine (26 nolu pencereye) dönlür.

GIRILEN BILGILERI KONTROL EDINIZ	
MAKSIMUM TEKERLEK YUKU (N)	= 10896
LASTIK DIS ÇAPI (m)	= 0.44831
NORMAL YÜKTE YARIÇAP (m)	= 0.19939
LASTIK GENISLIGI (m)	= 0.10922
PIST CBR DEGERI	= 9
BILGILER DOGRU DEGILSE 'D' TUSUNA	
DEVAM ETMEK İÇIN ENTER'A BASINIZ	

Pencere 31

BURUN INIS TAKIMI İÇIN BIR GEÇISLIK CBR DEGERI :	
CBR1 = 3.69	
BURUN INIS TAKIMININ CBR 9 DA TOPLAM GEÇIS SAYISI :	
P = 6274.97	
SONUÇLARI YAZDIRMAK İÇIN 'P' TUSUNA	
DEVAM ETMEK İÇIN ENTER'A BASINIZ	

Pencere 32

Flotation analizi bölümü menü penceresinde (26 nolu pencerede) iken "3" rakamına basıldığında 33 nolu pencere ekrana gelmektedir. Bu pencerede, uçağın flotation analizini yapmak için gerekli değerler girilmektedir. Daha önceden girilmiş veya programa yüklenmiş değer ekranda görülmekte olup bu değer değiştirilmek istenmiyorsa ENTER'a basılarak devam edilir; değeri değiştirmek için, girilmek istenen değer yazılır ve ENTER'a basılır. Son değer de girilip ENTER'a basıldığında bir sonraki (34 nolu) pencere ekrana gelir. Bu pencerede girilecek değerler sırasıyla şunlardır :

- * Ana iniş takımı geçiş sayısı,
- * Burun iniş takımı geçiş sayısı,
- * X değeri,
- * Y değeri.

34 nolu pencerede, bir önceki (33 nolu) pencerede girilen değerler ile girilen değerlere göre hesaplanan uçağın toplam geçiş sayısı yer almaktadır. Bu pencerede iken "P" tuşuna basılarak, girilen değerler ile hesaplamalar sonucu elde edilen değer, topluca yazdırılabilir. ENTER'a basılarak flotation analizi bölümünün menü penceresine (26 nolu pencereye) dönlür.

CBR YÖNTEMİ İLE UÇAĞIN FLOTATION ANALİZİ İÇİN AŞAĞIDAKİ DEĞERLERİ GİRİNİZ

ANA İNİŞ TAKIMI İÇİN GEÇİŞ SAYISI = 678.17 ? ■

Pencere 33

ANA İNİŞ TAKIMI İÇİN GEÇİŞ SAYISI	=	678.17
BURUN İNİŞ TAKIMI İÇİN GEÇİŞ SAYISI	=	6274.97
X DEĞERİ (m)	=	3.8065
Y DEĞERİ (m)	=	1.8486
UÇAK İÇİN TOPLAM GEÇİŞ SAYISI	=	671.62
SONUÇLARI YAZDIRMAK İÇİN 'P' TUSUNA		DEVAM ETMEK İÇİN ENTER'A BASINIZ

Pencere 34

6. AMORTİSÖR TASARIMI

Bu bölümde amortisör piston kurs boyunun hesaplanması, amortisörün boyutlandırılması ve yük-piston hareketi eğrisinin çizilmesi yer almaktadır.

Ana menü penceresinde (2 nolu pencerede) iken "4" rakamına basıldığında 35 nolu pencere ekrana gelmektedir. Bu pencerede üç alt bölüm başlığı yer almakta olup, istenilen alt bölüme, bölüm hizasındaki rakama basılarak ilerlenir. "M" tuşuna basılarak ana menü penceresine (2 nolu pencereye) geri dönülür.

Amortisör tasarımı bölümü menü penceresinde (35 nolu pencerede) iken "1" rakamına basıldığında 36 nolu pencere ekrana gelmektedir. Bu pencerede, amortisör piston kurs boyunun hesaplanması için gerekli değerler girilmektedir. Daha önceden girilmiş veya programa yüklenmiş değerler ekranda görülmekte olup yazılan değer değiştirilmek istenmiyorsa ENTER'a basılır; değeri değiştirmek için, girilmek istenen değer yazılır ve ENTER'a basılır. Son değer de girilip ENTER'a basıldığında bir sonraki (37 nolu) pencere ekrana gelir.

AMORTİSÖR TASARIMI	
1	AMORTİSÖR PİSTON KURS BOYUNUN HESAPLANMASI
2	AMORTİSÖRÜN BOYUTLANDIRILMASI
3	AMORTİSÖR YÜK-PİSTON HAREKETİ GRAFIGİNİN ÇİZİLMESİ
M	ANA MENÜYE DÖNÜŞ

Pencere 35

AMORTİSÖRÜN PİSTON KURS BOYUNUN HESAPLANMASI İÇİN AŞAĞIDAKİ BİLGİLERİ GIRINIZ	
İNİS TAKIMI YÜK FAKTÖRÜ	= 2 ? ■
AMORTİSÖR VERİMİ	= 0.850
LASTİK VERİMİ	= 0.437
MAKSİMUM LASTİK ÇÜKÜŞÜ (m)	= 0.1041
MAKSİMUM DÜSEY İNİS HIZI (m/s)	= 3.0480

Pencere 36

37 nolu pencerede, bir önceki (36 nolu) pencerede girilen değerler topluca görülmekte ve girilen değerlerin kontrol edilmesine imkan vermektedir. Girilen değerlerde hata yok ise ENTER'a basılarak bir sonraki (38 nolu) pencereye devam edilir. Girilen değerlerde değişiklik yapılmak isteniyorsa "D" tuşuna basılarak bir önceki (36 nolu) pencereye geri dönülür.

38 nolu pencerede, 37 nolu penceredeki değerlere göre hesaplanan amortisör piston kurs boyu değeri yer almaktadır. Bu pencerede iken "P" tuşuna basılarak, girilen değerler ile hesaplamalar sonucu elde edilen piston kurs boyu değeri, topluca yazdırılabilir. ENTER'a basılarak amortisör dizaynı bölümü menü penceresine (35 nolu pencereye) geri dönülür.

GIRILEN BILGILERI KONTROL EDINIZ	
INIS TAKIMI YUK FAKTORU	= 2
AMORTISÖR VERIMI	= 0.850
LASTIK VERIMI	= 0.437
MAKSIMUM LASTIK ÇÖKÜSÜ (m)	= 0.1041
MAKSIMUM DÜSEY INIS HIZI (m/s)	= 3.0480
BILGILER DOGRU DEGILSE 'D' TUSUNA	
DEVAM ETMEK İÇİN ENTER'A BASINIZ	

Pencere 37

AMORTISÖR PISTON KURS BOYU EN AZ	
$\delta = 0.3053 \text{ m}$ OLMALIDIR	
SONUÇLARI YAZDIRMAK İÇİN 'P' TUSUNA	
DEVAM ETMEK İÇİN ENTER'A BASINIZ	

Pencere 38

Amortisör tasarımı bölümü menü penceresinde (35 nolu pencerede) iken "2" rakamına basıldığında 39 nolu pencere ekrana gelmektedir. Bu pencerede, amortisörün boyutlandırılması için gerekli değerler girilmektedir. Daha önceden girilmiş veya programa yüklenmiş değerler ekranda görülmekte olup yazılan değer değiştirilmek istenmiyorsa ENTER'a basılır; değeri değiştirmek için, girilmek istenen değer yazılır ve ENTER'a basılır. Son değer de girilip ENTER'a basıldığında bir sonraki (40 nolu) pencere ekrana gelir.

40 nolu pencerede, bir önceki (39 nolu) pencerede girilen değerler topluca görülmekte ve girilen değerlerin kontrol edilmesine imkan vermektedir. Girilen değerlerde hata yok ise ENTER'a basılarak bir sonraki (41 nolu) pencereye devam edilir. Girilen değerlerde değişiklik yapılmak isteniyorsa "D" tuşuna basılarak bir önceki (39 nolu) pencereye geri dönlür.

AMORTISÖRÜN BOYUTLANDIRILMASI İÇİN AŞAĞIDAKİ BİLGİLERİ GİRİNİZ		
AMORTISÖRDE MAKSİMUM STATİK YÜK (N)	=	39240 ? ■
AMORTISÖRÜN PİSTON KURS BOYU (m)	=	0.3200
SIKISTIRMA ORANI (STATİK YÜK/MİNİMUM YÜK)	=	2.10
SIKISTIRMA ORANI (MAKSİMUM YÜK/STATİK YÜK)	=	1.90
STATİK BASINÇ (MPa)	=	6.895
POLİTROPIK SIKIŞMA KATSAYISI (τ)	=	1.20

Pencere 39

GİRİLEN BİLGİLERİ KONTROL EDİNİZ		
AMORTISÖRDE MAKSİMUM STATİK YÜK (N)	=	39240
AMORTISÖRÜN PİSTON KURS BOYU (m)	=	0.3200
SIKISTIRMA ORANI (STATİK YÜK/MİNİMUM YÜK)	=	2.10
SIKISTIRMA ORANI (MAKSİMUM YÜK/STATİK YÜK)	=	1.90
STATİK BASINÇ (MPa)	=	6.895
POLİTROPIK SIKIŞMA KATSAYISI (τ)	=	1.20

BİLGİLER DOĞRU DEĞİLSE 'D' TUSUNA DEVAM ETMEK İÇİN ENTER'A BASINIZ

Pencere 40

41 nolu pencerede, 40 nolu penceredeki değerlere göre hesaplanan ve çeşitli pozisyonlarda amortisrle ilgili değerler yer almaktadır. Bu pencerede iken "P" tuşuna basılarak, girilen değerler ile hesaplamalar sonucu elde edilen değerler, topluca yazdırılabilir. ENTER'a basılarak bir sonraki (42 nolu) pencereye devam edilir.

42 nolu pencerede, 40 nolu penceredeki değerlere göre hesaplanan ve çeşitli pozisyonlarda amortisrle ilgili değerleri veren denklemler yer almaktadır. Bu pencerede iken "P" tuşuna basılarak, denklemler yazdırılabilir. ENTER'a basılarak bir sonraki (43 nolu) pencereye devam edilir.

43 nolu pencerede, 42 nolu penceredeki denklemler kullanılarak hesaplanan, piston hareketine bağlı amortisör yükleri listelenmiştir. Bu pencerede iken "P" tuşuna basılarak, ekrandaki liste yazdırılabilir. ENTER'a basılarak amortisör dizaynı bölümü menü penceresine (35 nolu pencereye) geri dönülür.

PISTON KESIT ALANI = 0.569E-02 m ²	
HAREKET EDEN HACIM = 0.182E-02 m ³	
AMORTISÖR PISTONU TAMAMEN DISARIDA IKEN	
BASINÇ	= 3.283 MPa
HACIM	= 0.243E-02 m ³
YÜK	= 18686 N
AMORTISÖR STATIK POZISYONDA IKEN	
BASINÇ	= 6.895 MPa
HACIM	= 0.116E-02 m ³
YÜK	= 39240 N
AMORTISÖR PISTONU TAMAMEN İÇERIDE IKEN	
BASINÇ	= 13.101 MPa
HACIM	= 0.609E-03 m ³
YÜK	= 74556 N
SONUÇLARI YAZDIRMAK İÇİN 'P' TUSUNA	DEVAM ETMEK İÇİN ENTER'A BASINIZ

Pencere 41

AMORTISÖR PISTONU HERHANGİ BİR POZİSYONDA IKEN	
HACIM (m ³)	= (0.320 - δ) x 0.569E-02 + 0.609E-03
BASINÇ (MPa)	= 0.798E-02 / HACIM
YÜK (N)	= 5691 x BASINÇ
NOT :	
δ : AMORTISÖR PISTON HAREKETİ	
PISTON TAMAMEN DISARIDA IKEN δ = 0	
PISTON TAMAMEN İÇERIDE IKEN δ = .32 m	
SONUÇLARI YAZDIRMAK İÇİN 'P' TUSUNA	DEVAM ETMEK İÇİN ENTER'A BASINIZ

Pencere 42

PISTON HAREKETİNE BAĞLI AMORTİSÖR YÜKLERİ		
PISTON HAREKETİ (m)	İZOTERMAL SIKIŞMA DURUMUNDA YÜK (N)	POLİTROPİK SIKIŞMA DURUMUNDA YÜK (N)
0.00	18686	18686
0.02	19604	19793
0.04	20617	21027
0.06	21740	22409
0.08	22993	23967
0.10	24400	25737
0.12	25989	27762
0.14	27800	30099
0.16	29882	32824
0.18	32302	36038
0.20	35147	39881
0.22	38543	44548
0.24	42664	50324
0.26	47773	57639
0.28	54272	67172
0.30	62817	80056
0.32	74556	98328

SONUÇLARI YAZDIRMAK İÇİN 'P' TUSUNA DEĞERLERİ DEĞİŞTİRMEK İÇİN ENTER'A BASINIZ

Pencere 43

Amortisör tasarımı bölümü menü penceresinde (35 nolu pencerede) iken "3" rakamına basıldığında 44 nolu pencere ekrana gelmektedir. Bu pencerede, amortisörün yük-piston hareketi grafiğinin çizilmesi için gerekli değerler girilmektedir. Daha önceden hesaplanmış veya programa yüklenmiş değerler ekranda görülmekte olup yazılan değer değiştirilmek istenmiyorsa ENTER'a basılır; değeri değiştirmek için, girilmek istenen değer yazılır ve ENTER'a basılır. Son değer de girilip ENTER'a basıldığında bir sonraki (45 nolu) pencere ekrana gelir.

AMORTİSÖR YÜK-PISTON HAREKETİ GRAFIGI İÇİN AŞAĞIDAKI BİLGİLERİ GİRİNİZ.		
DÜSEY HIZ (M/SN)	= 3.048	? ■
AMORTİSÖRE DÜŞEN UÇAK KÜTLESİ (kg)	= 4000	
UÇAKTAN BAĞIMSIZ TEKERLEK KÜTLESİ (kg)	= 60	
LASTİKLE İLGİLİ KATSAYI (n)	= 1.29	
LASTİKLE İLGİLİ KATSAYI (k)	= 2223000	
AMORTİSÖR ORIFİS KATSAYISI	= 1400	
AMORTİSÖR ÖN YÜKÜ (N)	= 18606	
PISTON KESİT ALANI (m ²)	= .005691	
YÜKSÜZ DURUMDA AMORTİSÖR İÇ HACMI (m ³)	= .00243	
POLİTROPİK GENİŞLENE KATSAYISI	= 1.2	
Y-Z DÜZLEMİNDE İNIS TAKIMLARI DİZAYN AÇISI (°)	= 0	
X-Z DÜZLEMİNDE İNIS TAKIMLARI DİZAYN AÇISI (°)	= 0	
İNİS AÇISI (°)	= 0	
İNİS ANINDA YATAY HIZ (m/s)	= 45	
LASTİK DİS YARICAPI (m)	= .3683	
LASTİK KESİT YÜKSEKLİĞİ (m)	= .1651	

Pencere 44

45 nolu pencerede, bir önceki (44 nolu) pencerede girilen değerler topluca görülmekte ve girilen değerlerin kontrol edilmesine imkan vermektedir. Girilen değerlerde hata yok ise ENTER'a basılarak bir sonraki (46 nolu) pencereye devam edilir. Girilen değerlerde değişiklik yapılmak isteniyorsa "D" tuşuna basılarak bir önceki (44 nolu) pencereye geri dönülür.

46 nolu pencerede, girilen değerlere göre amortisör yük-piston hareketi grafiği çizilmekte ve amortisör verimi ile maksimum yük ve maksimum piston hareketi değerleri hesaplanmaktadır. Grafikteki kırmızı eğri toplam yükü, mavi eğri pnömatik yükü göstermektedir. Bu pencerede iken "P" tuşuna basılarak, girilen değerler ile hesaplamalar sonucu elde edilen amortisör verimi, maksimum yük ve maksimum piston hareketi değerleri, topluca yazdırılabilir. ENTER'a basılarak amortisör tasarımı bölümünün menü penceresine (35 nolu pencereye) geri dönülür.

GIRILEN BILGILERI KONTROL EDINIZ	
DÜSEY HIZ (m/s)	= 3.048
AMORTISÖRE DÜSEN UÇAK KÜTLESİ (kg)	= 4000
UÇAKTAN BAĞIMSIZ TEKERLEK KÜTLESİ (kg)	= 60
LASTİKLE İLGİLİ KATSAYI (n)	= 1.29
LASTİKLE İLGİLİ KATSAYI (k)	= 2223000
AMORTISÖR ORIFİS KATSAYISI	= 1400
AMORTISÖR ÖM YÜKÜ (N)	= 18686
PISTON KESİT ALANI (m ²)	= .005691
YÜKSÜZ DURUMDA AMORTISÖR İÇ HACMI (m ³)	= .00243
POLITROPİK GENİŞLEME KATSAYISI	= 1.2
Y-Z DÜZLEMİNDE İNIS TAKIMLARI DİZAYN AÇISI (°)	= 0
X-Z DÜZLEMİNDE İNIS TAKIMLARI DİZAYN AÇISI (°)	= 0
İNİS AÇISI (°)	= 0
İNİS ANINDA YATAY HIZ (m/s)	= 45
LASTİK DİS YARICAPI (m)	= .3683
LASTİK KESİT YÜKSEKLİĞİ (m)	= .1651

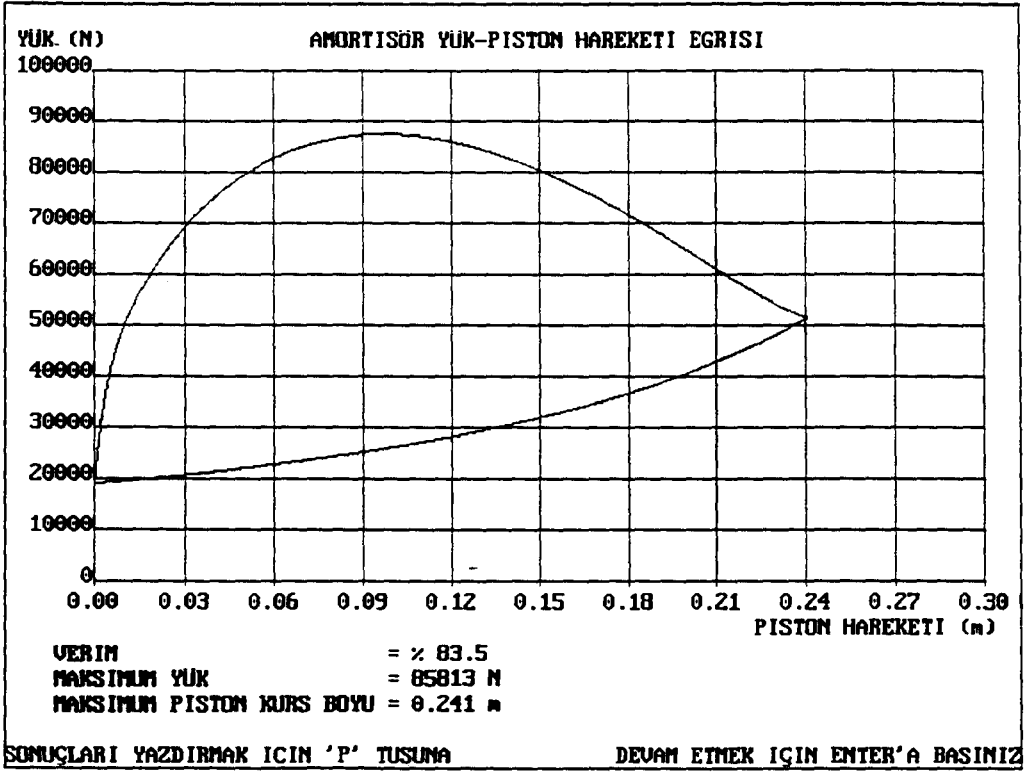
BILGILER DOGRU DEGİLSE 'D' TUSUNA DEVAM ETMEK İÇİN ENTER'A BASINIZ

Pencere 45

7. FREN DİZAYNI

Bu bölüm, fren enerjisinin ve ağırlığının hesaplanması ile ısı toplama malzemesinin boyutlandırılmasından oluşmaktadır.

Ana menü penceresinde (2 nolu pencerede) iken "5" rakamına basıldığında 47 nolu pencere ekrana gelmektedir. Bu pencerede üç alt bölüm başlığı yer almakta olup, istenilen alt bölüme, bölüm hizasındaki rakama basılarak ilerlenir. "M" tuşuna basılarak ana menü penceresine (2 nolu pencereye) geri dönülür.



Pencere 46

FREN TASARIMI

- 1 FREN ENERJİSİNİN HESAPLANMASI
- 2 FREN AĞIRLIĞININ HESAPLANMASI
- 3 ISI TOPLAMA MALZEMESİNİN BOYUTLANDIRILMASI
- 4 ANA MENÜYE DÖNÜŞ

Pencere 47

Fren tasarımı bölümünün menü penceresinde (47 nolu pencerede) iken "1" rakamına basıldığında 48 nolu pencere ekrana gelmektedir. Bu pencerede, frenleme esnasındaki kinetik enerjinin hesaplanması için gerekli değerler girilmektedir. Daha önceden girilmiş veya programa yüklenmiş değerler ekranda görülmekte olup yazılan değer değiştirilmek istenmiyorsa ENTER'a basılır; değeri değiştirmek için, girilmek istenen değer yazılır ve ENTER'a basılır. Son değer de girilip ENTER'a basıldığında bir sonraki (49 nolu) pencere ekrana gelir.

FRENLEME ESNASINDAKİ KINETİK ENERJİNİN HESAPLANMASI İÇİN AŞAĞIDAKİ BİLGİLERİ GİRİNİZ		
STANDART SARTLARDA MAKSİMUM HIZ (m/s)	= 45	? ■
MAKSİMUM UÇAK AĞIRLIĞI (N)	= 78480	
FRENLEME ANINDA UÇAK AĞIRLIĞI (N)	= 78480	
PISTİN DENİZ SEVİYESİNDEN YÜKSEKLİĞİ (m)	= 1000	
MAKSİMUM CEVRE SICAKLIĞININ STANDART SICAKLIKTAN FARKI (°C)		
	(ISA + ?)	= 15
UÇAKTA BULUNAN TOPLAM FREN SAYISI	= 2	

Pencere 48

49 nolu pencerede, bir önceki (48 nolu) pencerede girilen değerler topluca görülmekte ve girilen değerlerin kontrol edilmesine imkan vermektedir. Girilen değerlerde hata yok ise ENTER'a basılarak bir sonraki (50 nolu) pencereye devam edilir. Girilen değerlerde değişiklik yapılmak isteniyorsa "D" tuşuna basılarak bir önceki (48 nolu) pencereye geri dönülür.

GİRİLEN BİLGİLERİ KONTROL EDİNİZ		
STANDART SARTLARDA HIZ	= 45 m/s	
MAKSİMUM UÇAK AĞIRLIĞI	= 78480 N	
FRENLEME ANINDA UÇAK AĞIRLIĞI	= 78480 N	
PISTİN DENİZ SEVİYESİNDEN YÜKSEKLİĞİ	= 1000 m	
MAKSİMUM CEVRE SICAKLIĞININ STANDART SICAKLIKTAN FARKI		
	(ISA + ?)	= 15 °C
UÇAKTA BULUNAN TOPLAM FREN SAYISI	= 2	
BİLGİLER DOĞRU DEĞİLSE 'D' TUSUNA		DEVAM ETMEK İÇİN ENTER'A BASINIZ

Pencere 49

50 nolu pencerede, 49 nolu penceredeki değerlere göre hesaplanan kinetik enerji değeri yer almaktadır. Bu pencerede iken "P" tuşuna basılarak, girilen değerler ile hesaplamalar sonucu elde edilen kinetik enerji değeri, topluca yazdırılabilir. ENTER'a basılarak fren tasarımı bölümünün menü penceresine (47 nolu pencereye) geri dönülür.

BİR FRENE DÜŞEN KINETİK ENERJİ	
KE = 5.16 KJ ' DUR.	
SONUÇLARI YAZDIRMAK İÇİN 'P' TUSUNA	DEVAM ETMEK İÇİN ENTER'A BASINIZ

Pencere 50

Fren tasarımı bölümünün menü penceresinde (47 nolu pencerede) iken "2" rakamına basıldığında 51 nolu pencere ekrana gelmektedir. Bu pencerede, fren ağırlığının hesaplanması için gerekli değerler girilmektedir. Daha önceden girilmiş veya programa yüklenmiş değerler ekranda görülmekte olup yazılan değer değiştirilmek istenmiyorsa ENTER'a basılır; değeri değiştirmek için, girilmek istenen değer yazılır ve ENTER'a basılır. Her iki değer girilip ENTER'a basıldığında bir sonraki (52 nolu) pencere ekrana gelir.

FREN AĞIRLIĞININ HESAPLANMASI İÇİN	
AŞAĞIDAKİ BİLGİLERİ GİRİNİZ	
KINETİK ENERJİ (KJ)	= 5.16 ? ■
DURUS SAYISI	= 250

Pencere 51

52 nolu pencerede, bir önceki (51 nolu) pencerede girilen değerler topluca görülmekte ve girilen değerlerin kontrol edilmesine imkan vermektedir. Girilen değerlerde hata yok ise ENTER'a basılarak bir sonraki (53 nolu) pencereye devam edilir. Girilen değerlerde değişiklik yapılmak isteniyorsa "D" tuşuna basılarak bir önceki (51 nolu) pencereye geri dönülür.

53 nolu pencerede, girilen değerlere göre hesaplanan fren ağırlığı yer almaktadır. Bu pencerede iken "P" tuşuna basılarak, girilen değerler ile hesaplamalar sonucu elde edilen ağırlık değeri, topluca yazdırılabilir. ENTER'a basılarak fren tasarımı bölümünün menü penceresine (47 nolu pencereye) geri dönülür.

GIRILEN BILGILERI KONTROL EDINIZ	
KINETIK ENERJİ	= 5.16 KJ
DURUS SAYISI	= 250
BILGILER DOGRU DEGILSE 'D' TUSUNA	DEVAM ETMEK İÇİN ENTER'A BASINIZ

Pencere 52

GIRILEN DEGERLERE GÜRE FREN AĞIRLIĞI	
273.82 N	
SONUÇLARI YAZDIRMAK İÇİN 'P' TUSUNA	DEVAM ETMEK İÇİN ENTER'A BASINIZ

Pencere 53

Fren tasarımı bölümünün menü penceresinde (47 nolu pencerede) iken "3" rakamına basıldığında 54 nolu pencere ekrana gelmektedir. Bu pencerede, ısı toplama malzemesi boyutlarının hesaplanması için gerekli değerler girilmektedir. Daha önceden girilmiş veya programa yüklenmiş değerler ekranda görülmekte olup yazılan değer değiştirilmek istenmiyorsa ENTER'a basılır; değeri değiştirmek için, girilmek istenen değer yazılır ve ENTER'a basılır. Her iki değer girilip ENTER'a basıldığında bir sonraki (55 nolu) pencere ekrana gelir.

55 nolu pencerede, bir önceki (54 nolu) pencerede girilen değerler topluca görülmekte ve girilen değerlerin kontrol edilmesine imkan vermektedir. Girilen değerlerde hata yok ise ENTER'a basılarak bir sonraki (56 nolu) pencereye devam edilir. Girilen değerlerde değişiklik yapılmak isteniyorsa "D" tuşuna basılarak bir önceki (54 nolu) pencereye geri dönülür.

**ISI TOPLAMA MALZEMESİ BOYUTLARININ HESAPLANMASI İÇİN
AŞAĞIDAKİ BİLGİLERİ GİRİNİZ**

FREN AĞIRLIĞI (N) = 450.00 ? █

LASTİK OTURMA ÇAPI (m) = .4064

LASTİK OTURMA ÇAPI (m) OLARAK AŞAĞIDAKİLERDEN BİRİNİ SEÇİNİZ ?

=====

0.1524	0.2032	0.2540	0.3048	0.3556	0.3810	0.4064	0.4318
0.4572	0.4826	0.5080	0.5334	0.5588	0.5842	0.6096	0.6350

Pencere 54

GİRİLEN BİLGİLERİ KONTROL EDİNİZ

FREN AĞIRLIĞI = 450.00 N

LASTİK OTURMA ÇAPI = .4064 m

BİLGİLER DOĞRU DEĞİLSE 'D' TUSUNA DEĞERLERİ DEĞİŞTİRMEK İÇİN ENTER'A BASINIZ

Pencere 55

56 nolu pencerede, 55 nolu penceredeki değerlere göre hesaplanan ısı toplama malzemesi boyutları yer almaktadır. Bu pencerede iken "P" tuşuna basılarak, girilen değerler ile hesaplamalar sonucu elde edilen değerler, topluca yazdırılabilir. ENTER'a basılarak fren tasarımı bölümünün menü penceresine (47 nolu pencereye) geri dönülür.

GİRİLEN DEĞERLERE GÖRE ISI TOPLAMA MALZEMESİNİN	
HACMI	= 0.00444 m ³
KALINLIĞI	= 0.078 m
İÇ ÇAPI	= 0.222 m
DIS ÇAPI	= 0.349 m
-	
SONUÇLARI YAZDIRMAK İÇİN 'P' TUSUNA	DEVAM ETMEK İÇİN ENTER'A BASINIZ

Pencere 56

8. İNİŞ TAKIMI YÜKLERİNİN HESAPLANMASI

Bu bölümde, uçağın çeşitli pozisyonlarında ana ve burun iniş takımlarına x, y ve z eksenlerinde gelebilecek maksimum yükler hesaplanarak yük zarfları çizilir.

Ana menü penceresinde (2 nolu pencerede) iken "6" rakamına basıldığında 57 nolu pencere ekrana gelmektedir. Bu pencerede, ana ve burun iniş takımlarına gelebilecek maksimum yüklerin hesaplanması için gerekli değerler girilmektedir. Daha önceden programa yüklenmiş değer ekranda görülmekte olup, bu değer değiştirilmek istenmiyorsa ENTER'a basılarak devam edilir; değeri değiştirmek için, girilmek istenen değer yazılır ve ENTER'a basılır. Son değer de girilip ENTER'a basıldığında bir sonraki (58 nolu) pencere ekrana gelir. Bu (57 nolu) pencerede girilecek değerler sırasıyla şunlardır:

- * Uçağın maksimum kalkış ağırlığı,
- * Uçağın maksimum iniş ağırlığı,
- * Ana ve burun iniş takımları arasındaki mesafe,
- * Burun iniş takımı ile ağırlık merkezi arasındaki maksimum mesafe,
- * Ana iniş takımı ile ağırlık merkezi arasındaki maksimum mesafe,
- * İki ana iniş takımı arasındaki mesafe,
- * Ağırlık merkezinin yerden maksimum yüksekliği,
- * Ağırlık merkezinin tekerlek ekseninden maksimum yüksekliği,
- * İniş takımları yük faktörü,
- * Ana iniş takımı tekerlek ağırlığı,
- * Burun iniş takımı tekerlek ağırlığı.

**ANA VE BURUN İNİS TAKIMINA GELEBİLECEK MAKSİMUM YÜKLERİN HESAPLANMASI İÇİN
UÇAKLA İLGİLİ BİLGİLERİ GİRİNİZ**

UÇAGIN MAKSİMUM KALKIS AĞIRLIĞINI N OLARAK YAZINIZ.

WT = 83385
WT = ?

Pencere 57

58 nolu pencerede, bir önceki (57 nolu) pencerede girilen değerler topluca görülmekte ve girilen değerlerin kontrol edilmesine imkan vermektedir. Girilen değerlerde hata yok ise ENTER'a basılarak bir sonraki (59 nolu) pencereye devam edilir. Girilen değerlerde değişiklik yapılmak isteniyorsa "D" tuşuna basılarak bir önceki (57 nolu) pencereye geri dönülür.

GİRİLEN BİLGİLERİ KONTROL EDİNİZ

UÇAGIN MAKSİMUM KALKIS AĞIRLIĞI (N)	= 83385
UÇAGIN MAKSİMUM İNİS AĞIRLIĞI (N)	= 78400
ANA VE BURUN İNİS TAKIMLARI ARASINDAKİ MESAFE (m)	= 7.5000
BURUN İNİS TAKIMI İLE AĞIRLIK MERKEZİ ARASINDA MAX. MESAFE (m)	= 6.9500
ANA İNİS TAKIMI İLE AĞIRLIK MERKEZİ ARASINDA MAX. MESAFE (m)	= 0.9800
İKİ ANA İNİS TAKIMI ARASINDAKİ MESAFE (m)	= 4.0000
AĞIRLIK MERKEZİNİN YERDEN MAKSİMUM YÜKSEKLİĞİ (m)	= 2.2000
AĞIRLIK MERKEZİNİN TEKERLEK EKSENİNDEN MAKSİMUM YÜKSEKLİĞİ (m)	= 1.9000
İNİS TAKIMLARI YÜK FAKTÖRÜ	= 2.00
BURUN İNİS TAKIMI LASTIĞI DIŞ ÇAPİ (m)	= 0.4483
ANA İNİS TAKIMI TEKERLEK AĞIRLIĞI (N)	= 589.0
BURUN İNİS TAKIMI TEKERLEK AĞIRLIĞI (N)	= 196.0

BİLGİLER DOĞRU DEĞİLSE 'D' TUSUNA DEVAM ETMEK İÇİN ENTER'A BASINIZ

Pencere 58

59 nolu pencerede, 58 nolu penceredeki değerlere göre hesaplanan ana ve burun iniş takımları maksimum yükleri her üç eksen (x, y ve z eksenleri) için ayrı ayrı listelenmiştir. Bu pencerede iken "P" tuşuna basılarak, girilen değerler ile hesaplamalar sonucu elde edilen yük değerleri, topluca yazdırılabilir. ENTER'a basılarak bir sonraki (60 nolu) pencereye devam edilir.

ANA VE BURUN INIS TAKIMLARINA GELEBİLECEK MAKSİMUM YÜKLER						
UÇAK POZİSYONU	Faz	Fax	Fay	Fbz	Fbx	Fby
DÜZ INIS, İKİ NOKTA	78480	62784	0	0	0	0
DÜZ INIS, ÜÇ NOKTA	67754	54204	0	30450	24360	0
MAKSİMUM YÜK, İKİ NOKTA	83385	20846	0	0	0	0
MAKSİMUM YÜK, ÜÇ NOKTA	71989	17997	0	30450	7613	0
TERS SPIN UP YÜKÜ, İKİ NOK.	78480	-19620	0	0	0	0
TERS SPIN UP YÜKÜ, ÜÇ NOK.	67754	-16939	0	30450	-7613	0
KUYRUK AŞAĞI INIS	78480	62784	0	0	0	0
TEK TEKERLEK ÜZERİNE INIS	78480	19620	0	0	0	0
YAN YÜK DURUMU	52189	0	-26095	0	0	0
YAN YÜK DURUMU	52189	0	17222	0	0	0
GERİ GELME YÜKÜ	-11780	0	0	-3920	0	0
KALKIŞ SIRASINDA YÜKLER	38635	0	0	25387	0	0
FRENLEME ESNASINDA, İKİ NOKTA	55451	44361	0	0	0	0
FRENLEME ESNASINDA, ÜÇ NOKTA	39170	31336	0	30885	0	0
DÖNÜŞ	61566	0	-30783	10896	0	5448
DÖNÜŞ	15704	0	7852	10896	0	5448
PIVOTING	38635	30908	0	10896	0	0
TERS FRENLEME	38635	-21249	0	10896	0	0
BURUN TEKERLEGİNDE DÜŞEY YÜK	0	0	0	24515	19612	0
BURUN TEKERLEGİNDE YAN YÜK	0	0	0	24515	-9806	0
BURUN TEKERLEGİNDE YAN YÜK	0	0	0	24515	0	17161
BURUN TEKERLEGİNDE YAN YÜK	0	0	0	24515	0	-17161
BİLGİLERİ YAZDIRMAK İÇİN 'P' TUSUNA			DEVAM ETMEK İÇİN ENTER'A BASINIZ			

Pencere 59

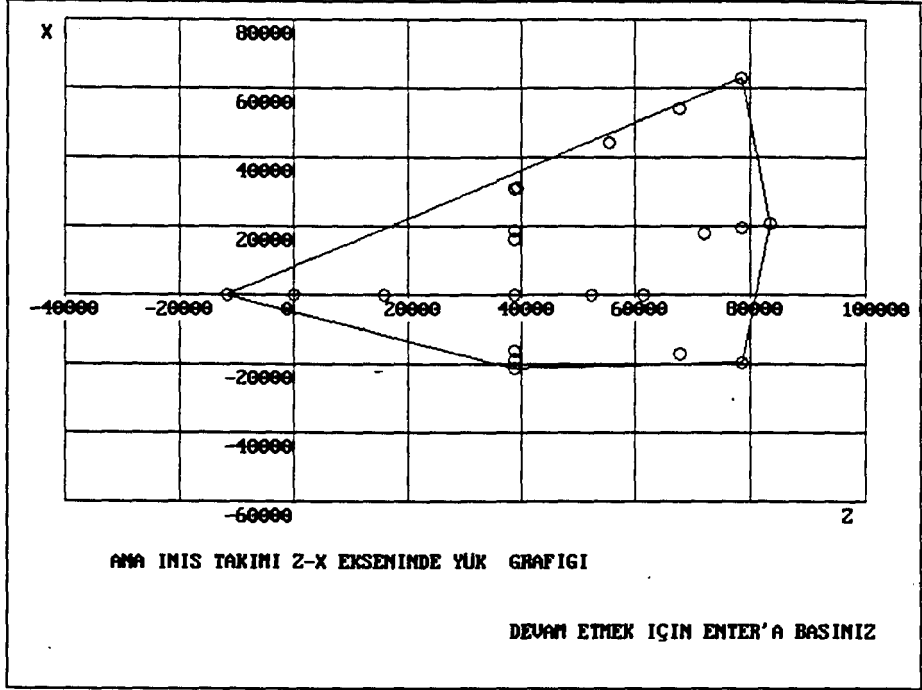
60 nolu pencere, bir önceki pencerenin devamıdır. Bu pencerede iken "P" tuşuna basılarak, ekrandaki yük değerleri yazdırılabilir. ENTER'a basılarak bir sonraki (61 nolu) pencereye devam edilir.

ANA VE BURUN INIS TAKIMLARINA GELEBİLECEK MAKSİMUM YÜKLER						
UÇAK POZİSYONU	Faz	Fax	Fay	Fbz	Fbx	Fby
ANA I/T, 0°, İLERİYE DOĞRU	38635	-18762	0	10896	0	0
ANA I/T, 30°, İLERİYE DOĞRU	38635	-16248	-9381	10896	0	0
ANA I/T, 0°, GERİYE DOĞRU	38635	18762	0	10896	0	0
ANA I/T, 30°, GERİYE DOĞRU	38635	16248	-9381	10896	0	0
BURUN I/T, SWİVEL ÖNDE, 0°, İLERİYE DOĞ.	38635	0	0	10896	-25016	0
BURUN I/T, SWİVEL ÖNDE, 0°, GERİYE DOĞRU	38635	0	0	10896	25016	0
BURUN I/T, SWİVEL ARKADA, 0°, İLERİYE D.	38635	0	0	10896	-25016	0
BURUN I/T, SWİVEL ARKADA, 0°, GERİYE DOĞ	38635	0	0	10896	25016	0
BURUN I/T, SWİVEL ÖNDE, 45°, İLERİYE DOĞ	38635	0	0	10896	-8844	8844
BURUN I/T, SWİVEL ÖNDE, 45°, GERİYE DOĞ.	38635	0	0	10896	8844	8844
BURUN I/T, SWİVEL ARKADA, 45°, İLERİYE D	38635	0	0	10896	-8844	-8844
BURUN I/T, SWİVEL ARKADA, 45°, GERİYE D.	38635	0	0	10896	8844	-8844
BİLGİLERİ YAZDIRMAK İÇİN 'P' TUSUNA			DEVAM ETMEK İÇİN ENTER'A BASINIZ			

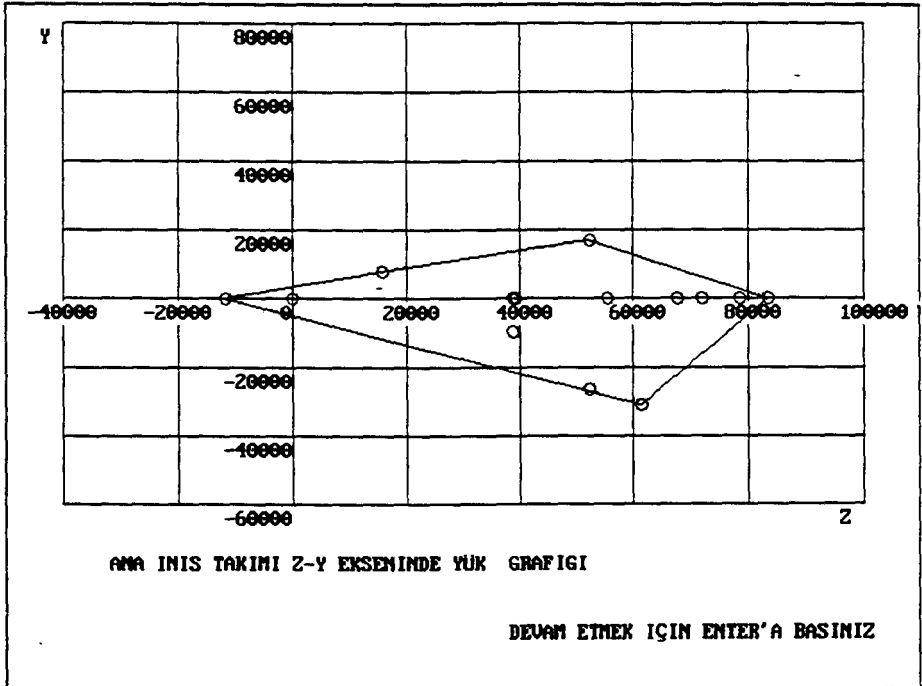
Pencere 60

61 nolu pencerede, 59 ve 60 nolu pencerelerdeki yük değerleri kullanılarak ana iniş takımı için çizilmiş z-x eksenlerindeki yük grafiği ile yük zarfı yer almaktadır. Bu pencereden, ENTER'a basılarak bir sonraki (62 nolu) pencereye devam edilir.

62 nolu pencerede, 59 ve 60 nolu pencerelerdeki yük değerleri kullanılarak ana iniş takımı için çizilmiş z-y eksenlerindeki yük grafiği ile yük zarfı yer almaktadır. Bu pencereden, ENTER'a basılarak bir sonraki (63 nolu) pencereye devam edilir.



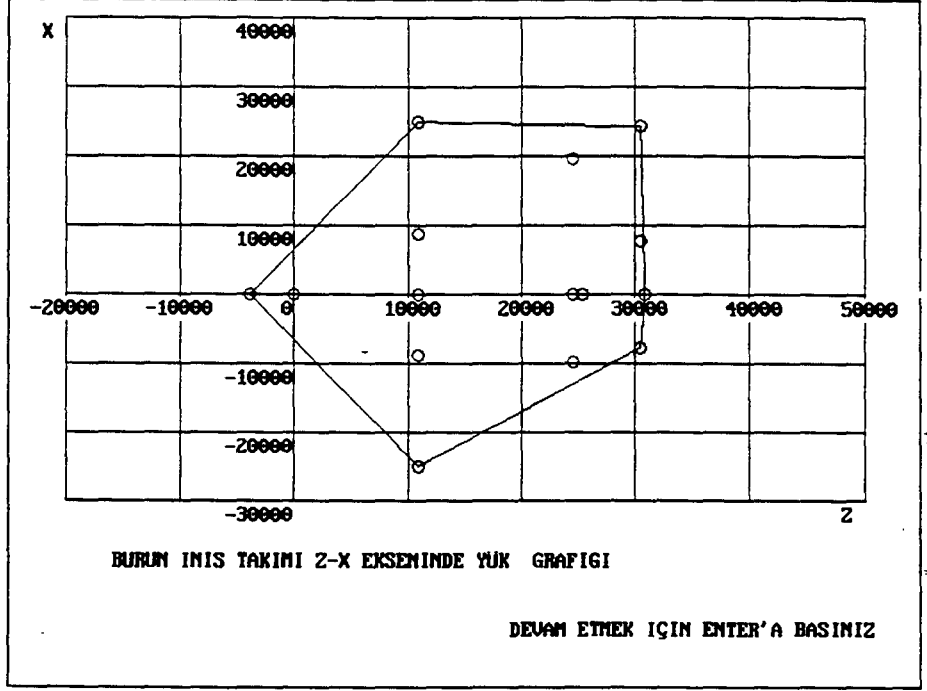
Pencere 61



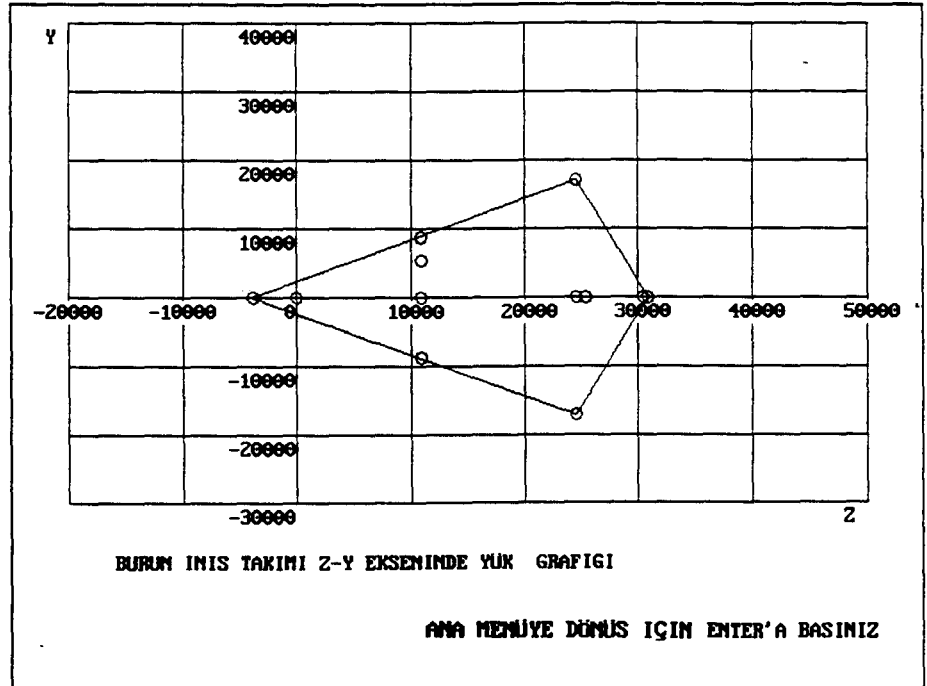
Pencere 62

63 nolu pencerede, 59 ve 60 nolu pencerelerdeki yük değerleri kullanılarak burun iniş takımı için çizilmiş z-x eksenlerindeki yük grafiği ile yük zarfı yer almaktadır. Bu pencereden, ENTER'a basılarak bir sonraki (64 nolu) pencereye devam edilir.

64 nolu pencerede, 59 ve 60 nolu pencerelerdeki yük değerleri kullanılarak burun iniş takımı için çizilmiş z-y eksenlerindeki yük grafiği ile yük zarfı yer almaktadır. Bu pencereden, ENTER'a basılarak ana menü penceresine (2 nolu pencereye) geri dönülür.



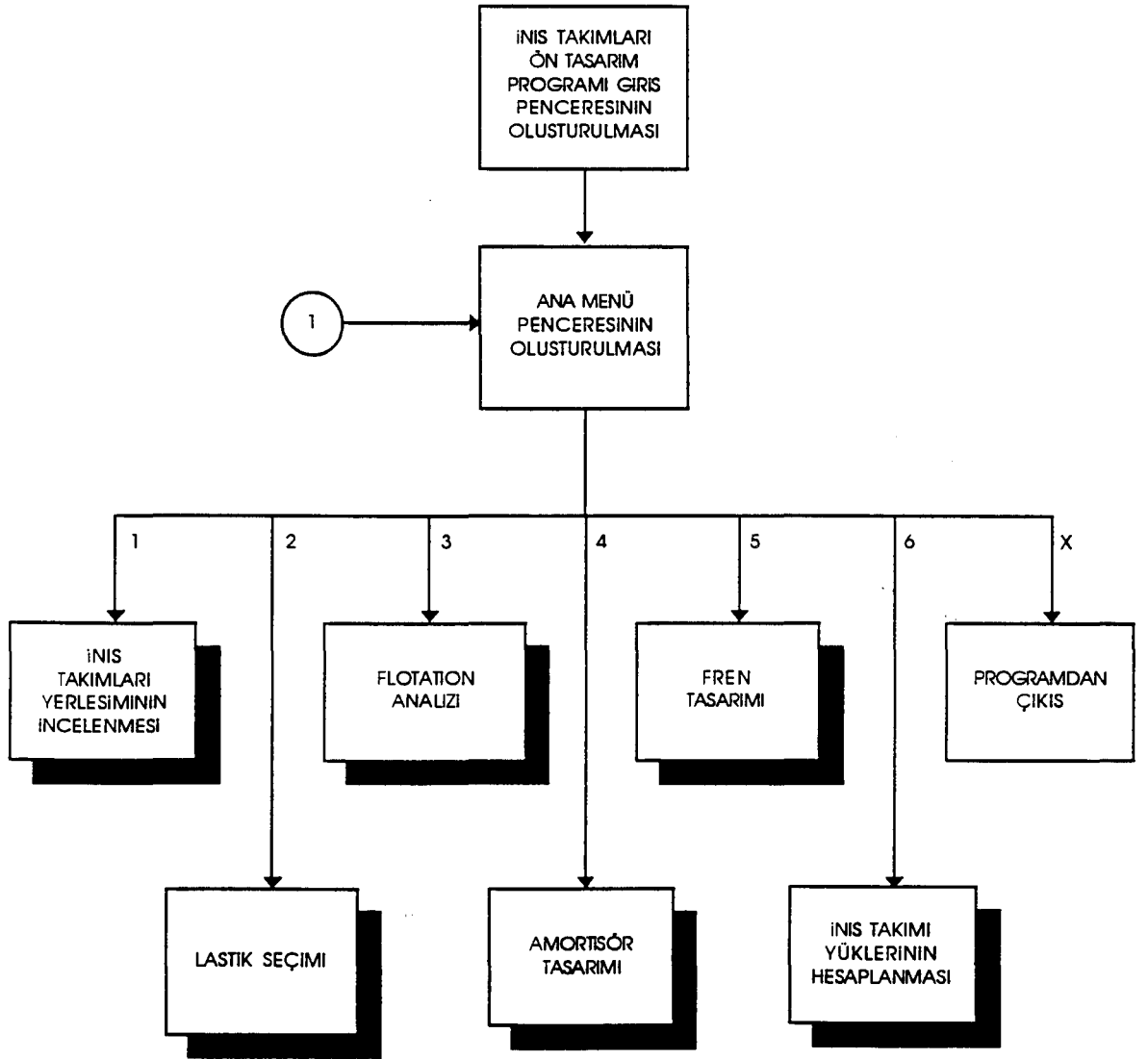
Pencere 63



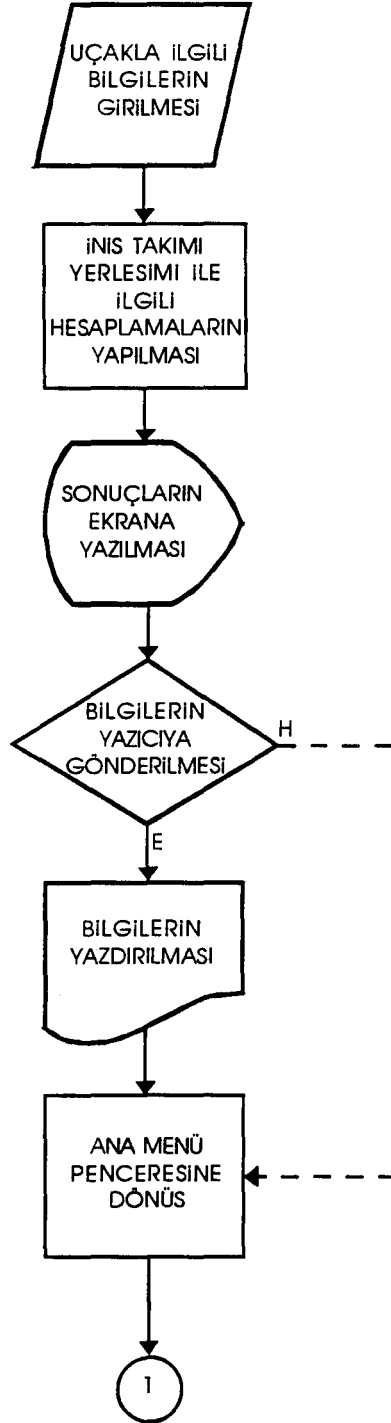
Pencere 64

EK-3
İNİŞ TAKIMLARI
ÖN TASARIM PROGRAMI
AKIŞ ŞEMASI

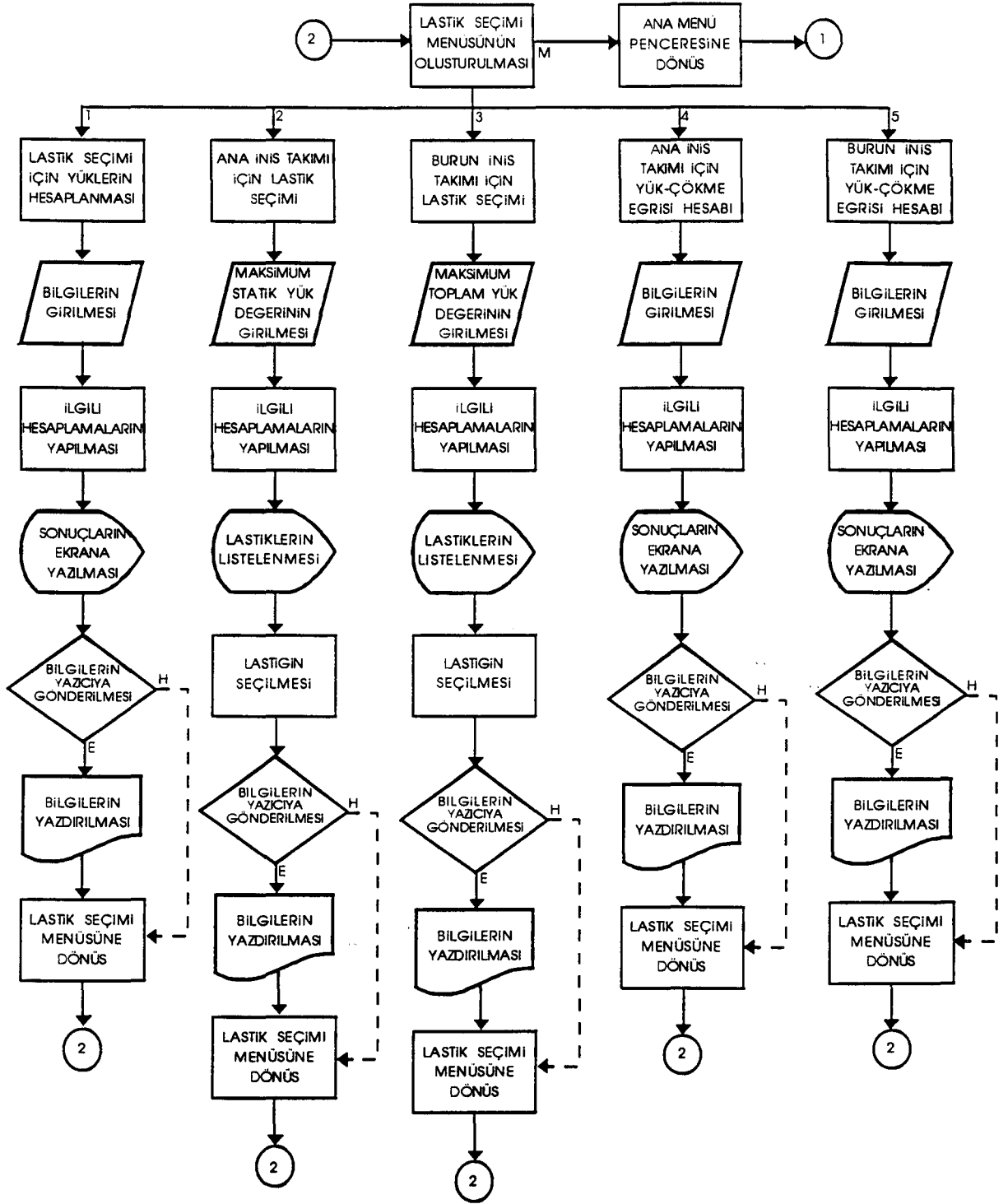
İNİŞ TAKIMLARI ÖN TASARIM PROGRAMI AKIŞ ŞEMASI



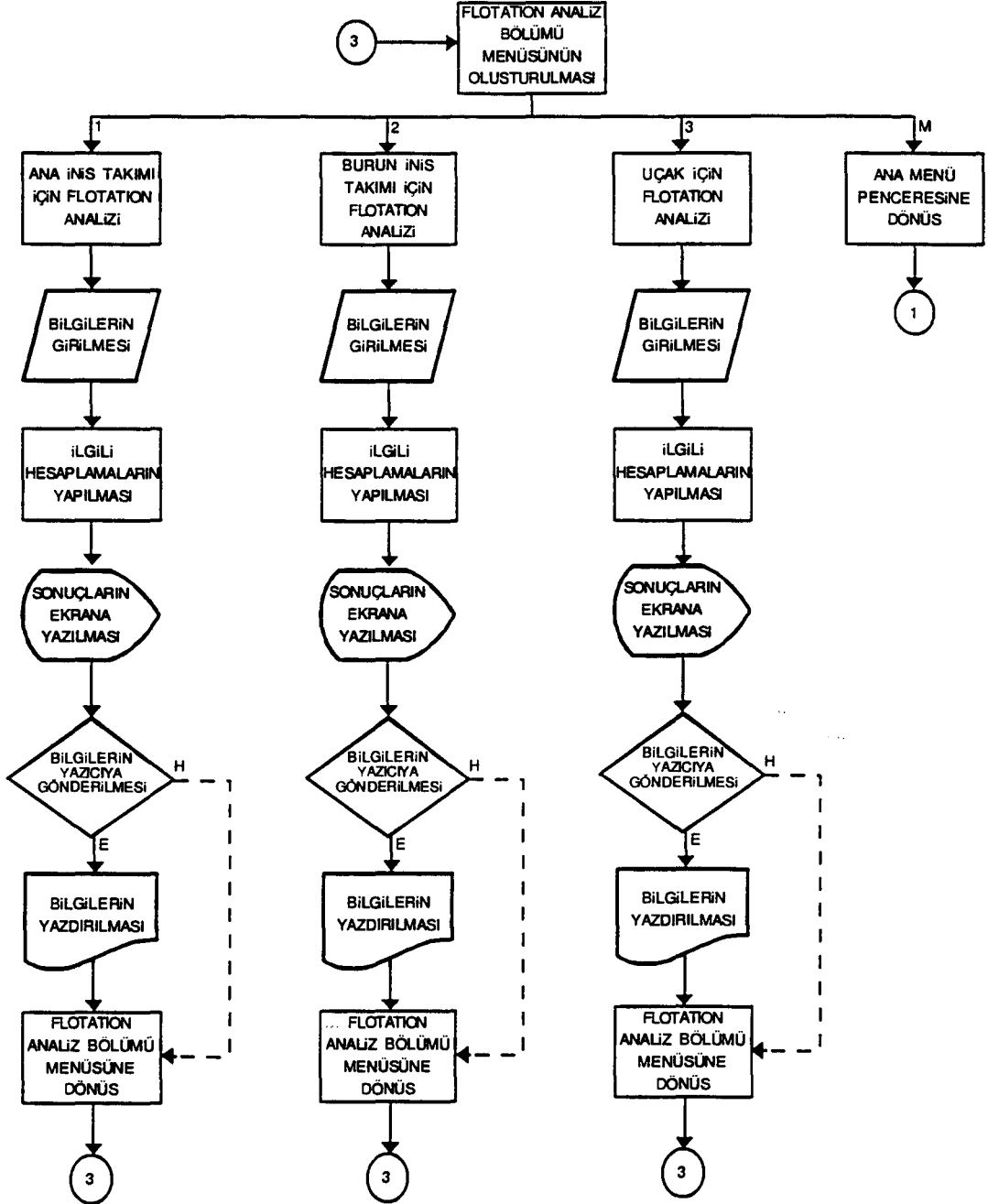
iNiŞ TAKIMLARI YERLEŞİMİNİN İNCELENMESİ



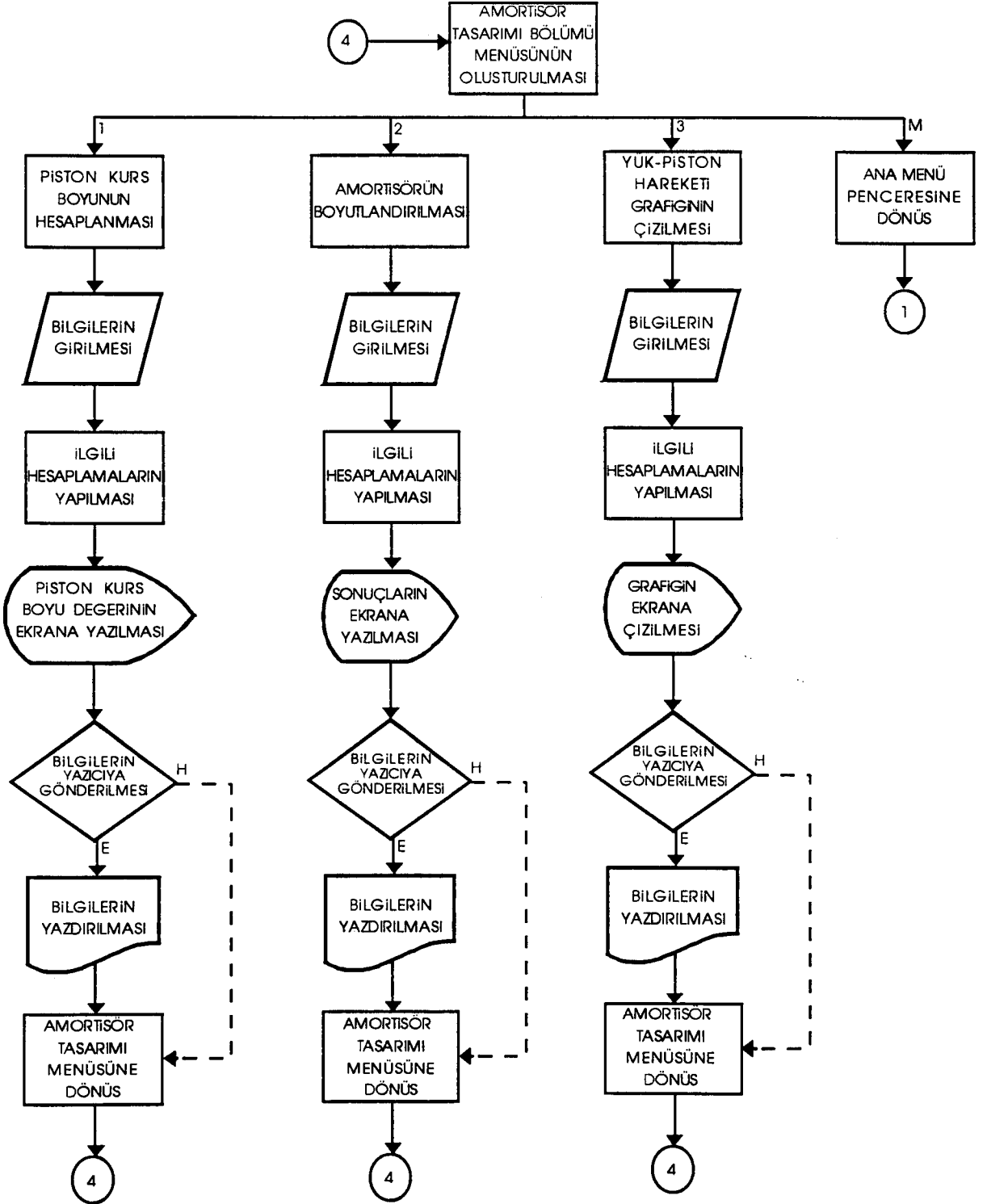
LASTİK SEÇİMİ



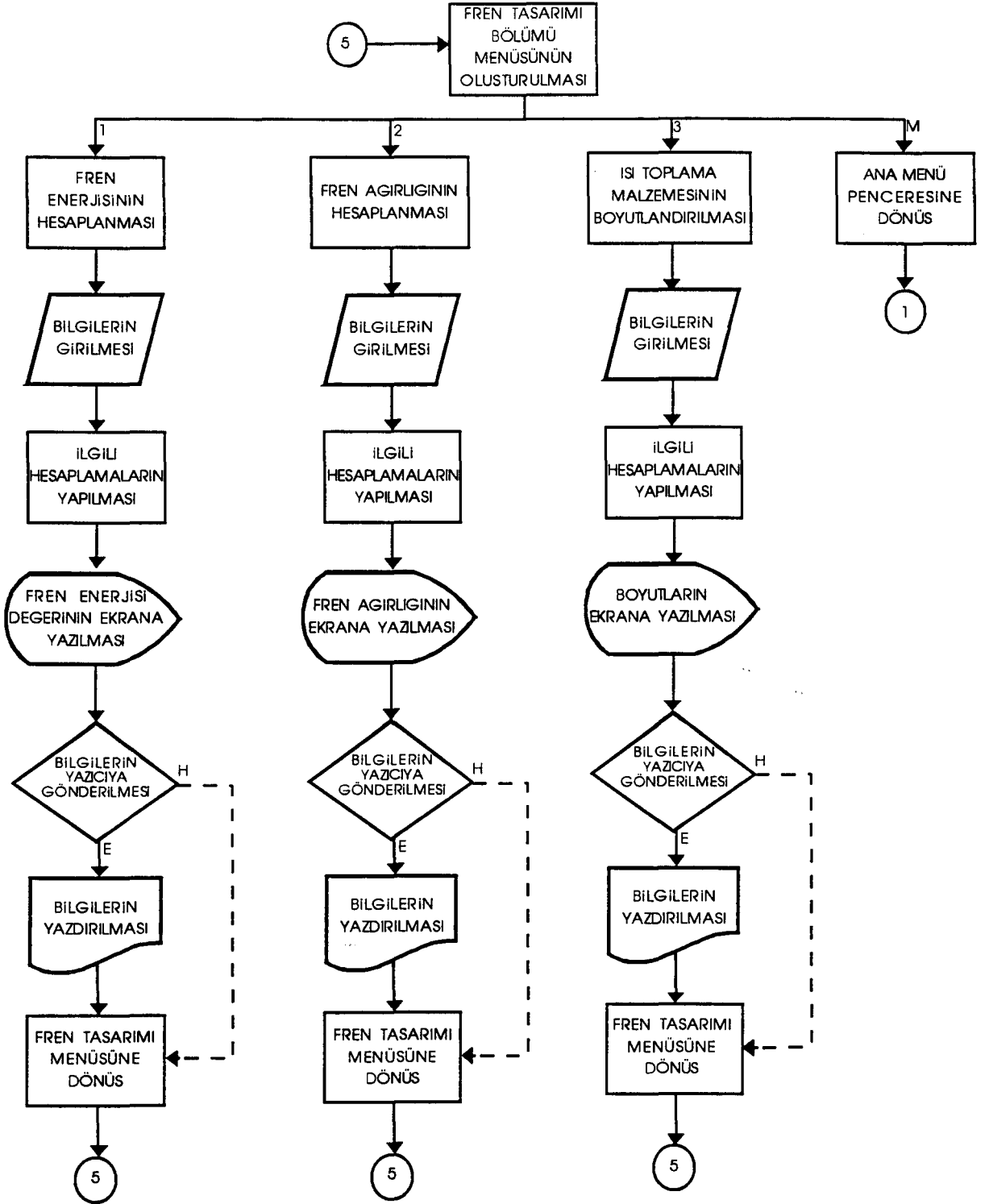
FLOTATION ANALİZİ



AMORTİSÖR TASARIMI



FREN TASARIMI



iNiŞ TAKIMI YÜKLERİNİN HESAPLANMASI

