

56004

İSTANBUL TEKNİK ÜNİVERSİTESİ ★ FEN BİLİMLERİ ENSTİTÜSÜ

İKİ KİŞİLİK HAFİF ASKERİ EĞİTİM UÇAĞI

ANA İNİŞTAKIMI

YÜKSEK LİSANS TEZİ

Uçak Müh.: Zeki KESKİN

Tezin Enstitüye Verildiği Tarih : 15 Ocak 1996

Tezin Savunulduğu Tarih : 29 Ocak 1996

Tez Danışmanı : Prof. Dr. Ahmet Nuri YÜKSEL

Diğer Jüri Üyeleri : Prof. Dr. Oğuz BORAT

Yrd. Doc. Dr. Cevdet AYGÜN

OCAK 1996

ÖNSÖZ

Ana inıştakımlarının sınıf I ve sınıf II metodlarıyla dizayn edildiği bu tezde mümkün olan mertebede ayrıntılı dizayn konularına girilmeye çalışılmıştır. Bu konularda türkçe kaynaklarda hemen hemen hiçbir döküman bulunmamaktadır. Yine özel bir konu olduğu için yabancı dildeki kaynaklarda sınırlıdır ve genelde uçak dizayn ve imalat şirketlerinin kendi iç bünyelerinde tutulmaktadır. Bu tezde hem teori hemde uygulama bir dengede tutulmaya çalışılmıştır.

Bu çalışmada her türlü yardımını gördüğümüz değerli hocamız Prof. Dr. Ahmet Nuri YÜKSEL'e bilhassa teşekkür ederim. Yine yardımlarını gördüğüm K. KİTİR, Selami KORKMAZ, Ercan GÜNDOĞDU, Hüsametdin PAYAT, Malik ve Feramuz BAŞTIRPANCI, Ergun AKYÜZ ve Harun YÜZGEÇ'e teşekkür ederim.

İstanbul, 1996

Zeki KESKİN

İÇİNDEKİLER

ÖNSÖZ	ii
ŞEKİL LİSTESİ	v
TABLO LİSTESİ	viii
ÖZET	ix
SUMMARY	x
BÖLÜM 1: GİRİŞ	1
1.1 İniş Takımları Boyutlandırması ve Yerleştirimi İçin Sınıf I Metodu	3
1.1.1 Sınıf I Metodu Adımları	3
1.1.2 Sınıf I Ağırlık ve Denge Analizi	25
1.1.2.1 Sınıf I Ağırlık ve Denge Metodu	25
BÖLÜM 2: İNİŞ TAKIMLARININ SINIF II METODU İLE DİZAYNI	42
2.1 İniş Takımı Parçalarının Fonksiyonları	42
2.2 İniş Takım Tiplerinin İncelenmesi	43
2.3 İniş Takımı ve Pistin Birbirine Uygunluğu	50
2.3.1 Burun İniş Takımı Yönlendirme Yükleri	50
2.3.2 Yüzey Açısından İniş Takımı Yükleri	50
2.3.2.1 1. Tip Yüzeyler İçin Müsade Edilebilir İniş Takımı Yükleri	51
2.3.2.2 2. Tip Yüzeyler İçin Müsade Edilebilir İniş Takımı Yükleri	51
2.4.1 Lastik Tipleri ve Lastik Tanımlamaları	57
2.4.2 Lastiklerin Yapısı	62
2.4.3 Lastik Mühendislik Verileri	65
2.4.3.1 Açıklık Oranı	65
2.4.3.2 Taşıma Oranı	71
2.4.3.3 Şişirme Basıncı Aralıkları	71
2.4.3.4 Lastik Ölçme Prosedürü	72
2.4.3.5 İşlem Sıcaklıkları	72
2.4.3.6 Basınç Değişimi ve Sıcaklık Değişimi	72
2.4.3.7 Dönme Yarıçapı ve Atalet Momenti	73
2.4.3.8 Standart Büyüme (Genişleme) Kabulü	76
2.4.3.9 Lastik Ağırlığının Hesaplanmasına Bir Örnek	78
2.4.3.10 Lastik Aralığı	79
2.4.3.11 Yüksek Hız Mütalaaları	83
2.4.3.12 Yuvarlanma Direnci	84
2.4.4 Lastik Seçimi	85
2.4.4.1 Ana Tekerlek Lastikleri	85
2.4.4.2 Burun Tekerleği Lastikleri	85
2.4.4.3 Yük-Hız-Mesafe-Zaman Verileri	86
2.4.4.4 FAA Nizannameleri	86
2.4.4.5 Kat Derecelemesi	87
2.4.4.6 Sınıflandırılmış Şişirme Basıncı	87
2.4.4.7 Burun Tekerleği Lastik Sınıflandırılması	87

2.4.4.8 Lastik Yüzmesi	87
2.4.4.9 Lastik Ayak İzi	90
2.4.4.10 Yuvarlanma Katsayısı	92
2.4.4.11 Sürtünme Katsayısı	93
2.4.4.12 Karlı, Buzlu ve Sulu Çamurlu Pist	94
2.4.4.13 Statik Dönme Momenti	95
2.4.4.14 Dinamik Yan Kuvvet ve Dönme Momenti	96
2.4.4.15 Dinamik Dönme Momenti	98
2.4.4.16 Su Üzerindeki Hareket	99
2.4.4.17 Tekerleğe İstikamet Verilmesi	101
2.4.4.18 Lastik Seçimi	102
2.4.5 Hafif Uçaklarda Kullanılan Lastikler	112
2.5 Tekerlekler	116
2.5.1 Modern Dizayn	116
2.5.2 Tekli Disk Frenleri İçin Goodyear Tekerlekleri	119
2.6 Frenler	123
2.6.1 Disk Frenler	123
2.6.1.1 Tek Diskli Goodyear Disk Frenleri	125
2.6.1.2 Çoklu Disk Frenleri	128
2.6.2 Fren Boyutlandırması	129
2.6.2.1 Kinetik Enerjiyi Isı Enerjisine Dönüştürme	132
2.6.2.2 Karbon Frenler	133
2.6.2.3 Fren Boyutlandırması Örneği	134
2.6.2.4 Standartlar ve Veriler	138
2.6.3 Fren Sistemleri	141
2.6.3.1 Pnömatik Frenler	141
2.6.3.2 Hidrolik Frenler	142
2.6.3.3 Fren Sisteminin Parçaları	153
2.7 Yükler ve Etkileri	158
2.7.1 FAR 23' te Yer Yükleri	159
2.7.2 Yük ve Boyut Hesapları	181
2.8 Ana İniş Takımlarına Genel Yaklaşım	212
2.8.1 Genel Mütalaalar	212
2.8.2 Teleskopik Dikmeler	213
2.8.3 Burulma Bağlantılarının Sürüklenme Üzerindeki Etkisi	220
SONUÇLAR VE ÖNERİLER	222
KAYNAKLAR	223
EK A: ANA İNiŞ TAKIMI ÇİZİMLERİ	224
ÖZGEÇMİŞ	234

ŞEKİL LİSTESİ

Şekil 1.1a: Sınıf I Ağırlık Merkezi Gezinti Alanı	8
Şekil 1.1b: Uçak Ağırlık ve Denge Taslağı	9
Şekil 1.2: En Ön ve En Arka Ağırlık Merkezi Yerleri	10
Şekil 1.3: İniş Takımı İçin Boylamasına Devrilme Kriteri	12
Şekil 1.4: İniş Takımı İçin Yanal Devrilme Kriteri	13
Şekil 1.5a: İniş Takımı Yerleştirimi İçin Boylamasına Yer Aralığı Kriteri	15
Şekil 1.5b: İniş Takımı Yerleştirimi İçin Yanal Yer Aralığı Kriteri	16
Şekil 1.6: İniş Takımı Yerleştirimi İçin Pervane, Flap ve Gövde Yer Aralığı Kriteri	17
Şekil 1.7: Pm ve Pn Tanımı	19
Şekil 1.8: Lastik Genel Yerleştirimi	22
Şekil 1.9: Geriçekme Diyagramı	23
Şekil 1.10: Uçak Ağırlık ve Denge Taslağı	34
Şekil 1.11: Ağırlık Merkezi Gezinti Diyagramı	39
Şekil 2.1: Burun Tekerlekli İniş Takımı Konfigrasyonu	47
Şekil 2.2: Kuyruk Tekerlekli İniş Takımı Konfigrasyonu	47
Şekil 2.3: Tek Tekerlekli Konfigrasyon	47
Şekil 2.4: Destegin Mevcut Bulunduğu İniş Takımı Konfigrasyonu	47
Şekil 2.5: Burun Kızaklı İniş Takımı Konfigrasyonu	48
Şekil 2.6: Yüzen İniş Takımı Konfigrasyonu	48
Şekil 2.7: Bisiklet Tipi İniş Takımı Konfigrasyonu	48
Şekil 2.8: Su Üzerinde Kullanım İçin Kayak İniş Takımı Konfigrasyonu	49
Şekil 2.9: Karada Kullanım İçin Kayak İniş Takımı Konfigrasyonu	49
Şekil 2.10: Jet Nakliye Uçakları İçin Gerekli Olan Döşeme Kalınlıkları	52
Şekil 2.11: Lastik Basıncının ve Lastik Yükünün LCN Üzerinde Etkisi	55
Şekil 2.12: İniş Takımı Tekerlek Tertiplerinin Örnekleri	55
Şekil 2.13: Pm ve Pn Nin Tanımlanması	56
Şekil 2.14a: Yeni Dizayn Sınıfı Lastik	58
Şekil 2.14b: Tip I Sınıfı Lastik	58
Şekil 2.14c: Tip III Sınıfı Lastik	59
Şekil 2.14d: Tip VII Sınıfı Lastik	59
Şekil 2.14e: Tip VIII Sınıfı Lastik	60
Şekil 2.14f: İngiliz Sınıfı Lastik	60
Şekil 2.14g: Metrik Tipi Lastik	61
Şekil 2.15: Bir Lastikteki Kuvvetler	62
Şekil 2.16: Uçak Lastiğinin Parçaları	63
Şekil 2.17: Lastik Kesiti Açıklık Oranı	65
Şekil 2.18: Lastik Kesiti Taşıma Oranı	71
Şekil 2.19: Lastik Basınç Ve Sıcaklık Değişimleri	73
Şekil 2.20: Lastik/Tekerlek Atalet Momenti	75
Şekil 2.21: Lastik Genişleme Faktörü	77
Şekil 2.22: Lastik Boyutları	78
Şekil 2.23: Lastik Aralıkları	79

Şekil 2.24: Lastik Yer Sürüklemesinden Dolayı Oluşan Merkezkaç Kuvvet	80
Şekil 2.25: Yanal Ve Radyal Lastik Aralık Gerekleri Geometrisi	82
Şekil 2.26: Minimum Lastik Aralık Gerekleri	82
Şekil 2.27: 250 mph Hızda Yüksek Açıklık Oranlı Lastik	83
Şekil 2.28: 250 mph Hızdaki Düşük Açıklık Oranlı Lastik	84
Şekil 2.29: Lastik Kesiti Görünüm Oranı	84
Şekil 2.30: Yük - Şişirme Eğrileri; Tip III Lastikleri	89
Şekil 2.31: Lastik Ayak İzi; Rijit Döşeme	90
Şekil 2.32: Lastik Ayak İzi; Yumuşak Yer	91
Şekil 2.33: Ayak İzi Hesabı	91
Şekil 2.34: Pürüzsüz Ve Oluklu Pist Sürtünme Katsayıları Arasındaki Kıyaslama	
Şekil 2.35: Dönme Momenti; Kiriş Eksen Çizgisine Dik	95
Şekil 2.36: Yan Yük	96
Şekil 2.37: Dönüş Momenti Katsayısı	97
Şekil 2.38: Normal Kuvvet Katsayısı	97
Şekil 2.39: Pnömatik Trail	98
Şekil 2.40: Pnömatik Trail Değeri	98
Şekil 2.41: Casterli Tekerleklerin Mekaniki Trail Değeri	99
Şekil 2.42: Pist Yivleri	100
Şekil 2.43: Tekerlek Eğimi	101
Şekil 2.44: Tekerlek Eğimi Açısı	102
Şekil 2.45: Yer Reaksiyonlarının Tesbiti; Burun Tekerlekli Uçak	103
Şekil 2.46: Lastik Performans Eğrileri; Boyut 5.00-4 Tip III 6 Kat	106
Şekil 2.47: Lastik Performans Eğrileri; Boyut 5.00-5 Tip III 6 Kat	107
Şekil 2.48: Lastik Performans Eğrileri; Boyut 6.00-6 Tip III 6 Kat	108
Şekil 2.49: Lastik Performans Eğrileri; Boyut 6.50-8 Tip III 8 Kat	109
Şekil 2.50: Lastik Performans Eğrileri; Boyut 7.00-6 Tip III 6 Kat	110
Şekil 2.51: Lastik Performans Eğrileri; Boyut 7.00-8 Tip III 6 Kat	111
Şekil 2.52: 5.00-5 Tip III Disk Frenli Ana Tekerlek/Lastik Montajı	116
Şekil 2.53: Tipik Ana Tekerlek/Disk Frenli Lastik Montajı	117
Şekil 2.54: 5.00-5 Tip III Lastiği İçin Burun Tekerleği Montesi	118
Şekil 2.55: Tipik Burun Tekerleği/Lastiği Montajı	118
Şekil 2.56: Goodyear 5.00-5 Tip III Disk Frenli Ana Tekerlek Montajı	119
Şekil 2.57: Goodyear Ana Tekerlek Montajı	120
Şekil 2.58: Goodyear 5.00-5 Ana Tekerlek Montajı	121
Şekil 2.59: Goodyear 5.00-5 Ana Tekerlek Montajı (Disk Freni Mevcut)	121
Şekil 2.60: Goodyear 6.00-6 Ana Tekerlek Montajı	122
Şekil 2.61: Goodyear 6.00-6 Yüksek Kapasiteli Ana Tekerlek Montajı	122
Şekil 2.62: Disk Freni Şeması	124
Şekil 2.63: Goodyear Tek Diskli Mekanik Fren Montajı	126
Şekil 2.64: Goodyear Tek Diskli Mekanik Fren Ayrılmış Görüntüsü	126
Şekil 2.65: Goodyear Fren Diskleri	127
Şekil 2.66: Goodyear Tek Diskli Hidrolik Çalışan Frenin Ayrılmış Görüntüsü	127
Şekil 2.67: Tek Diskli Fren Montesi	128
Şekil 2.68: Cleveland 6.00-6 Tip III Disk Frenli Ana Tekerlek Montajı	128
Şekil 2.69: Goodyear Çoklu Disk Freni	129

Şekil 2.70: Tablo 2.14 te Listelenmiş Olan Farklı Malzemelerin Özgöl Isılarının Ortalama Değerleri	134
Şekil 2.71: Fren Boyutlandırımı	135
Şekil 2.72: Fren Pedal Kuvveti	136
Şekil 2.73: Pedal Operasyonu İçin Pnömatik Kontrol Tertibi	142
Şekil 2.74: Diferansiyel Kontrole Sahip Elle Çalışan Pnömatik Sistemin Tertibi	142
Şekil 2.75: Cessna 182 Uçağının Fren Sistemi	144
Şekil 2.76: Ayak Ucu Frenin Özel Paralelogramı	144
Şekil 2.77: Cessna 182 Uçağının Park Etme Freni	145
Şekil 2.78: Piper PA-28-Cherokee Ayak Ucu Fren Sistemi	146
Şekil 2.79: Beechcraft King Air Fren Sistemi	147
Şekil 2.80: Piper PA-28 Ana İnıştakımı Montajı	148
Şekil 2.81: İki Kişilik Kokpite Sahip Uçak İçin Fren Sistemi	149
Şekil 2.82: Piper PA-25-Pawnee Uçağının Fren Sistemi	151
Şekil 2.83: Piper PA-24 Uçağının Ayakucu Fren Sistemi	152
Şekil 2.84: Topuk Fren Pedalı/Ana Silindir Scott Modell 1248-H (B-711)	154
Şekil 2.85: Dümen Pedalı / Ayakucu Freni Gerdes Model A-1260	155
Şekil 2.86: Ana Silindir Gerdes Model A-110-10	155
Şekil 2.87: Dümen Pedalı / Ayakucu Freni Scott Model 4058-2	156
Şekil 2.88: Ana Silindir; Scott Model 4408C	156
Şekil 2.89: Ana Silindir; Gerdes A-049-4P	157
Şekil 2.90: Ana Silindir; Cleveland Model 10-24	157
Şekil 2.91: Ana Silindir; Hurst/Airheart Model 03-8523	157
Şekil 2.92: Tam İniş Yörüngesi	158
Şekil 2.93: Çekme Yükleri	167
Şekil 2.94: FAR 23 Temel İniş Koşulları	178
Şekil 2.95: Oleo-Pnömatik Şok Absorbe Parçaları (Ryson St-100 Planör)	214
Şekil 2.96: Teleskopik Ana İnıştakımının Temel Yükleri ve Geometrisi	215
Şekil 2.97: Dikme A/G Oranları	216
Şekil 2.98: Dikme Taşıma Bilezikleri Mesafesi	216
Şekil 2.99: Tekerlek Eksantrikliği	218
Şekil 2.100: Teleskopik Ana İnıştakımı Çekme Kıyaslamaları	218
Şekil 2.101: Dikme Yüklerinde Rake Açısı	219
Şekil 2.102: Sürükleme Desteğine Sahip Ana İniş Takımı	220
Şekil 2.103: Burulma Bağlantısı Yerinin Alt Taşıma Bileziği Yükleri Üzerindeki Etkisi	221
Şekil 2.104: Burulma Momenti Hatlarının Alt Rulman Yükleri Üzerine Etkisi	221
Şekil A1: Dizayn edilen ana dikme	225
Şekil A2: Seçilmiş olan standart jant çizimi	226
Şekil A3: Dizayn edilen dış adaptör bileziği ve scissor kulağı	227
Şekil A4: Dizayn edilen muhtelif parçalar	228
Şekil A5: Dizayn edilen dış silindir çizimi	229
Şekil A6: Dizayn edilen muhtelif parçalar	230
Şekil A7: Dizayn edilen tork bağlantı hattı çizimi	231
Şekil A8: Dizayn edilen teker bağlantı adaptörü	232
Şekil A9: Ana iniş takımının genel ayrık görünüş çizimi	233

TABLO LİSTESİ

Tablo 1.1a: Sınıf I Ağırlık Analizi İçin Ön Değerler	5
Tablo 1.1a: Sınıf I Parça Ağırlıkları	6
Tablo 1.1c: Sınıf I Parça Ağırlık Merkezleri Özetleri	7
Tablo 1.2: Tipik İnıştakımı Tekerlek Verileri	20
Tablo 1.3: Tipik Sınıf I Parça Ağırlıkları	25
Tablo 1.4: Sınıf I Ağırlık Analizi İçin Gerekli Ön Değerler	26
Tablo 1.5a: Evyapımı ve Tekmotorlu Uçaklar İçin Parça Ağırlık Verileri	27
Tablo 1.5b: Tarım ve Askeri Uçaklar İçin Parça Ağırlık Verileri	28
Tablo 1.6: Sınıf I Ağırlık Oranlarının Tesbiti	29
Tablo 1.7a: Tesbit Edilen Parça Ağırlıkları	30
Tablo 1.7b: Sınıf I Ağırlıkları	31
Tablo 1.8: Ara Parçaların Ağırlık Merkezlerinin Yerleri	33
Tablo 1.9a: Uçak Parça Ağırlıkları ve Koordinatları	36
Tablo 1.9b: Uçak Parça Ağırlıkları ve Koordinatları	37
Tablo 1.10: Ağırlık Merkezi Menzillerinin Örnekleri	40
Tablo 2.1: Çekilebilir İnıştakımına Karşı Sabit İnıştakımlarının Avantaj ve Dezavantajlarının Özetleri	44
Tablo 2.2: Üç İnıştakımı Tipi İçin Avantaj ve Dezavantajları Özeti	44
Tablo 2.3: Değişik Yüzeyler İçin Tavsiye Edilen Lastik Basınçları	54
Tablo 2.4: Nakliye Uçakları İçin Lastik Basıncı ve LCN Değerleri	54
Tablo 2.5: Tip III Lastikleri İçin Mühendislik Verileri	66
Tablo 2.6: Üç Parçaları İsim Boyut Lastikleri Mühendislik Verileri	67
Tablo 2.7: Tip VII Lastikleri Mühendislik Verileri	68
Tablo 2.8: Kuyruk Tekerleği Lastikleri Mühendislik Verileri	69
Tablo 2.9: Yeni Dizayn Lastikleri Mühendislik Verileri	70
Tablo 2.10: Toprak Yoğunluğu ile Şişirme Basıncı Arasındaki Münasebet	89
Tablo 2.11: Yuvarlanma Katsayıları	93
Tablo 2.12: Oluklu Kauçuğa Sahip Lastiklerin Sürtünme Katsayıları	93
Tablo 2.13: Hafif Uçaklarda Kullanılan Lastikler	112
Tablo 2.14: Malzemelerin Isı Emme Özelliklerinin Kıyaslanması	133
Tablo 2.15: Ana Tekerlek ve Frenler	138
Tablo 2.16: Burun İnıştakımı İçin Veriler	138
Tablo 2.17: Cleveland Ana Tekerlek ve Frenler	139
Tablo 2.18: Goodyear Anatekerlekler ve Frenler	140
Tablo 2.19: Çekme Yükleri	166
Tablo 2.20: Nihai Atalet Kuvvetleri	168
Tablo 2.21: Temel İnış Koşulları	177

ÖZET

Yapılan bu çalışma iki kişilik bir askeri eğitim uçağının ana iniş takımlarının dizaynında yapılmış olan çalışmaların temel olarak alınması ile oluşturulmuştur. Çalışmada belli bir aşamaya gelmiş olması gereken öndizayn verileri başlangıç verileri olarak gerekir. Bu önverilere şunlar örnek verilebilir; uçak kalkış ağırlığı, uçak kanat alanı, uçak kanat ve kuyruk boyutları, uçak gövde genel taslağı, uçak kanopi dizaynı ve mürettebat ve yolcunun yerleştirilme düzenlemesi, motor seçimi ve yerleştirimi. Çalışma sonucunda ise seçilecek olan lastik ve tekerlek standardı, şok absorbe edicinin boyu, iniş takımlarının genel yerleştirimi, geriçekilebilme durumu ve nasıl geri çekileceği, fren seçimi gibi sonuçlar elde edilmektedir.

Yapılan ilk aşama dizayn kararlarının mukavemet ve mekanizma tasarımı açısından bir optimizasyon ve karışıklık durumu oluşturup oluşturmadığı ise IDEAS adlı bilgisayar destekli dizayn programı ile kontrol edilmiştir ve detay incelemeleri tezden bağımsız olarak sürdürülmektedir.

Çalışmada izlenen temel metod, iniş takımı dizaynının sınıf I ve sınıf II metodları ile incelenmesidir. İlk metod nisbeten kaba bir yaklaşım sunar fakat genel düzenlemeyi verir. İkinci metod ise bu genel düzenleme içinde daha ayrıntılı hesaplamaları ve seçimleri içerir.

Sınıf I metodunda öncelikle uçak lastiğinin uçak ağırlığı cinsinden seçimi yapılır. Seçilmiş lastik genel boyutları yerleştirildikten sonra uçak ağırlık merkezinin sınıf I analizi yapılır. Bu analizde uçağın en ön ve en arka ağırlık merkezleri belirlenir. Bu ağırlık merkezlerine ve gövde yapısına göre uçağın yanal devrilme, boylamasına devrilme ve yer aralıkları kriterleri uygulanır. Bu kriterlerin uygulanması ile genel olarak uçak tekerlek açıklığı, uçak teker izi, iniş takımı dikme boyutları belirlenir.

Sınıf II dizaynında ilk önce tekerlek dizaynı tekrar ele alınır ve herbir tekerleğe ait gelen yükler belirlenir ve bunlara göre tekerlek standart boyutları belirlenir. Daha sonra elde edilen bu boyutlar için lastik aralık gerekleri uygulanarak çevresi ile olan mesafe belirlenir. Daha sonra FAR 23 nizamnamelerine göre dikme yükleri belirlenir ve iniş takımı strok boyu ve dikme çapı belirlenir. Bunlara göre genel iniş takım piston düzenleme standartlarına göre ve yapılan seçimlere göre iniş takımının diğer parçalarının tasarımı yapılır. Bu tasarımlar birebir çizimler ile sonuçlandırılır.

Bu çalışma, öncelikle burun iniş takımını dizaynı ile ilgilenen Ercan GÜNDOĞDU ve gövde ve kanat dizaynları ile ilgilenen Hüsametdin PAYAT ve Selami KORKMAZ'ın çalışmaları ile paralellik arzeder, birbirini tamamlar.

SUMMARY

The Main Landing Gear Design of Light Aircraft

Main landing gear design of light aircraft is very complex design and influenced from every step of progress of aircraft design sequences. In our study we applied some sources that have gotten great importance on their scope. In design we provide two methods; class I and class II methods.

Class I Method:

The purpose of class I method is to provide a rapid method to determine the following landing gear characteristics.

1. Number, type, and size of tires
2. Length and diameter of strut(s)
3. Preliminary disposition
4. Retraction feasibility

In class I design steps, we firstly decide which landing gear system to use: retractable or non retractable. As a general rule, if the cruise speed of airplane is above 150 knots, a fixed gear imposes an unacceptably high drag penalty. So we choose the retractable gear. After that we decide which landing gear configuration will use on aircraft. From an ease of ground maneuvering viewpoint as well as a ground looping viewpoint the nose wheel configuration is to be preferred. One after step is decide how can we dispose the landing gears. In this stage, some of the criteria must be satisfy. For example; longitudinal tip-over criteria, lateral tip over criteria, longitudinal ground clearance criteria, lateral ground clearance criteria. After satisfying these criteria, the maximum static load per strut can be calculated. The continuous step is choose the number of wheels to be used. After that, P_n/W_{TO} and $n_s P_m/W_{TO}$ ratios and approximate tire size are selected from standard tire data tables. At this stage of the preliminary design process it is useful to verify the retraction capability with the help of a so-called 'stick diagram'. With the gear layout defined, we perform the weight and calculations and if necessary, iterate back to first step until the gear location satisfies all criteria.

Class II Method

The class II method is provide methods and data to assist in preparing satisfactory landing gear design layouts. Firstly we define the function of the landing gear components. There are five reasons for incorporating landing gears in airplanes. These are; to absorb landing shocks and taxiing shocks, to provide ability for ground maneuvering, to provide for breaking capability, to allow for airplane towing, to protect the ground surface.

Landing gear type will be discussed for continued step. Two major decisions which must be made before the landing gear layout process can be started are; decide on a fixed or a retractable gear and decide on use of a tricycle, bicycle, tail wheel or unconventional gear. The first decision is a trade off between gear induced aerodynamic drag, weight and complexity (or cost). Second decision depends strongly on the airplane mission. The tricycle gear configuration has become the most frequently used gear layout. Important reasons are: good visibility over the nose during ground operation, stability against ground loops, good steering characteristics, level floor while on the ground.

Compatibility of landing gear and runway surface is discussed. The load on each landing gear strut as well as the load on each tire may not exceed values which: cause structural damage to the gear or to the airplane, cause tire damage, cause runway damage or excessive surface deformations. To allow for adequate nose wheel steering, a minimum normal force must act on the nose gear so that the approximate levels of friction forces needed for steering can be generated. The normal force on the nose gear should not be less than $0.08 W_{TO}$ for adequate steering. For tree types runway, discussion is completed. These runways are; runways with unprepared or simply prepared surfaces, runways with flexible pavement, runways with rigid pavement (concrete).

After that, discussion about tire and wheels is completed. The following information is presented in this section: a discussion of tire types, tire construction, and tire descriptions, a discussion of tire performance, load deflection and shock absorption capability, a discussion of tire clearance requirements, a method for determining the correct tire size for airplane applications, tabulated data on tire geometry, tire load carrying capability and tire applications. Tire manufacturers rate tires in terms of play rating, maximum allowable static loading, recommended inflating pressure, maximum allowable runway speed. The ply rating or tires identifies the tire with its maximum recommended static load and corresponding inflation pressure when used in a specific type of operation. The ply rating is an index of tire strength and does not indicate the actual number of fabric core plies. Tires participate significantly in the process of shock absorption following touchdown. How much the tires participate, depends on the design of the shock absorbers. In selecting airplane tires, it is usually a good idea to keep future airplane growth capabilities in mind. It is recommended to allow for 25 percent growth in tire load in selecting tires for a new airplane. The following tire clearance requirements must be observed; wheel well clearance (after retraction), tire-to-fork and/or tire to strut clearance. The physical reasons for these tire clearance requirements are; tires grow in size during their service life and tires grow in size under influence of centrifugal forces. This type of growth depends on the maximum tire operating speed on the ground. In preliminary design purposes it is acceptable to account for the following tire clearances: in width: $0.04w +$

lateral clearance due to centrifugal forces + 1 inch, in radius: $0.1d_o + \text{radial clearance due to centrifugal forces} + 1 \text{ inch}$.

Wheels used with the single disk brakes are manufactured of magnesium or aluminum alloy and are of the divided type. The two wheel sections are held together by bolts secured with self locking nuts. Each wheel has two tapered roller bearings which are seated in hardened steel bearing cups. The brake side of wheel is equipped with hardened steel disc drive keys, secured by bolts or screws or with cast gear teeth to drive the rotating brake disc. Key drive wheels are designed to accommodate disc clips which are used to eliminate the noise and rattle of the disc. These clips also align and retain the disc in the wheel. A disc retaining ring is available as an accessory which can be used to retain the disc in the wheel when severe service conditions are encountered.

When we select the tire of an airplane then we can choose the brake of wheels. The brake of an airplane have to meet several requirements, such as; stop the aircraft during the landing run at reasonable rate of deceleration with minimum friction material wear, prevent the wheels from rolling on a paved runway with takeoff power on the critical engine (but they need not prevent movement of the airplane with wheels locked), steer the aircraft on the ground without excessive pedal loads, limit the taxi speed with engines idling, parking. Modern light aircraft utilizes the caliper/disc brake which consists of a caliper containing one or more pistons forcing friction pads of organic material against a steel disc, often chrome-plated to give smoother operation and to reduce pad wear. The consequent reduction in friction coefficient due to chrome-plating is made up by the use of higher pressures. This is easily achieved with powered systems, but for light aircraft with no more than one master cylinder to provide the effort, it is sometimes difficult to supply sufficient fluid or pressure to give a high brake force. Aircraft brakes must absorb very high levels of kinetic energy and convert it into heat using a heat sink of minimum weight and volume. High temperatures have always been a factor in the design of brakes. Carbon brakes represent a relatively new technology which permits operation at considerably higher temperatures than conventional materials.

Because of simplicity, light weight and reliability, hydraulic brakes are used universally in small and large airplanes. In principle, hydraulic systems interpose a column of fluid between the master cylinder, located near the rudder pedal, and the slave cylinder by the wheel, replacing the cable used in the mechanical systems. In light airplanes the hydraulic brake is closed loop system. The pressure is provided by either a foot pedal or a hand lever. In large aircraft, human effort is sufficient and a force multiplication system is employed utilizing the aircraft hydraulic system pressure (normally 3000 psi).

The maximum vertical load factor encountered on landing depends upon the descent velocity, the shock absorption characteristics of landing gear, including the tire and the attitude of the airplane with respect to the ground, making it necessary to investigate various load conditions to make sure that the landing gear components are sufficiently strong. Wheels, tires and brakes with T.S.O (Technical Standard Order) do not have to be investigated by the aircraft designer, since their strength and shock absorption characteristics have been approved on the basis of the static load shown in the catalogs. The most severe ground loads affecting the landing gear usually occur at the moment of touchdown. Less critical loads generally occur during the landing run, due to application of brakes, an uneven runway or turning the aircraft. The main factors affecting the magnitude of the loads applied to the landing gear are; weight of airplane, landing speed, shock absorber travel, tire deflection, runway surface roughness, angle of approach, angle of drift and/or yaw. The federal aviation regulations, part 23 (FAR 23) for normal, utility and acrobatic airplanes with maximum gross weight of 12,500 lbs. Specify all the requirements that have to be met by USA manufacturers. These regulations also used by many other countries.

In FAR 23 the side load conditions defined as:

- (a) For the side load condition, the airplane is assumed to be in a level attitude with only the main wheels contacting the ground and with the shock absorbers and tires in their static positions.
- (b) The limit vertical load factor must be 1.33, with the vertical ground reaction divided equally between the main wheels.
- (c) The limit side inertia factor must be 0.83, with the side ground reaction divided between the main wheels so that-
 - (1) 0.5 (W) is acting inboard on one side;
 - (2) 0.33 (W) is acting outboard on the other side.

Under braked roll conditions, with the shock absorbers and tires in their static positions, the following apply:

- (a) The limit vertical load factor must be 1.33
- (b) The attitudes and ground contacts must be those described in 23.479 for level landings.
- (c) A drag reaction equal to the vertical reaction at the wheel multiplied by a coefficient of friction of 0.8 must be applied at the ground contact point of each wheel with brakes, except the drag reaction need not exceed the maximum value based on limiting brake torque.

When investigating landing conditions, the drag components simulating the forces required to accelerate the tires and wheels up to the landing speed

must be properly combined with the corresponding instantaneous vertical ground reactions, assuming wing lift and a tiresliding coefficient of friction of 0.8. however, the drag loads may not be less than 25 percent of the maximum vertical ground reactions (neglecting wing lift).

The last part of study there is some presentation about application drawings. These drawings based upon before calculations which employed for ITÜE1 basic military trainer aircraft.



1 GİRİŞ

Uçak dizaynında önemli olan ve bir nevi uçak dizaynından daha çok makina ve mekanizma tasarımını gerektiren iniş takım dizaynı genelde iki yaklaşımın yerine getirilmesi ile oluşturulabilir. Bu yaklaşımlar Sınıf I ve Sınıf II yaklaşımlarıdır. Sınıf I yaklaşımları uçağın genelde geometrik kısıtlamaları ile belirlenen yaklaşımlardır ve bir nevi basit fakat yerine getirilmesi mutlaka gerekli olan kriterleri içermektedir. Sınıf II yaklaşımı ise ayrıntılı dizayn diyebileceğimiz tüm yaklaşımları içermektedir ve asıl olan dizayn işlemleri bu yaklaşımlarda incelenir.

İniş takımı dizaynı konusunun iyice anlaşılabilmesi için konu ile beraber bir uçak içinde uygulama yapılacaktır. Bu uygulama İTÜ - E1 adı verilen ve askeri eğitim amaçlı dizayn edilecek olan iki kişilik piston motorlu ve pervaneli uçaktır.

Bu aşamada bu yaklaşımları yaparken başlangıç olarak uçak için diğer dizayn yaklaşımlarının yapıldığını kabul etmekteyiz. Bunlara örnek olarak gövde, kanat, kanat, kokpit, kuyruk, ağırlık öndizaynları verilebilir. Bunlarla uçağa ait diğer kısımların geometrik durumları ilk yaklaşım olarak belirlenmektedir ve iniş takım yaklaşımlarında ancak bunlardan daha sonra gerçekleştirilebilir.

Bu iniş takımı dizaynı incelememizde yukarda anlatıldığı gibi daha önce dış geometrileri belirlenmiş uçak üzerinde uygulamalarını yapmaya ağırlık verilecektir. Bu uygulamadan önce konunun mümkün birçok yaklaşım kriterlerinin incelenmesi ve teorik olarak şumullu bir şekilde konuya yaklaşımında sunulacaktır. Öncelikle Sınıf I iniş takımı dizaynı yaklaşımıyla gerekli kriterler beliritlecek ve bunlara ait sınırlandırmalar belirlenecek ve daha sonra sınıf II yaklaşımı ile gerekli dizaynlar yapılacak ve daha sonra Sınıf I in bazı kıstasları gözden geçirecektir. Bütün bu dönüşümlerden sonra gerektiği takdirde (bazı uyumsuzlukların oluşması halinde) tekrar bir dönüşüm daha yapma gereği duyulabilecektir.

Bu dizayn yaklaşımlarının yapılması FAR 23 nizannamelerinin çerçevesinde olacaktır. Ona ait gerekler ayrı bir bölüm halinde de belirtilecektir.

Nihai olarak dizayn sonucunda elde edilen veriler ve boyutlar ölçekli bir halde çizilecek ve uçak üzerinde yerleştirimi yapılacaktır.



1.1 İNİŞ TAKIMLARI BOYUTLANDIRMASI VE YERLEŞTİRİMİ İÇİN SINIF 1 METODU.

Bu bölümün amacı, aşağıdaki iniş takımı karakteristiklerinin belirlenmesi için, hızlı ve adım - adım bir metod sunmaktadır. Bu karakteristikler;

1. Lastiklerin sayısı, tipi ve boyutu
2. Kiriş veya kirişlerin boy ve çapları
3. Ön yerleştirim
4. Geri çekilme işleminin uygunluğu

1.1.1 SINIF 1 METODU ADIMLARI

Adım 1.1: Hangi iniş takımı sisteminin kullanılacağına karar verilmesi. Seçimler şunlardan yapılacaktır;

1. Sabit veya geriçekilmeyen
2. Geriçekilebilir

Geçmişte, bir kaç uçakta düşebilir ve/veya kızak tipi iniş takımı kullanılmıştır. Bunlara örnek olarak Me 163 verilebilir. Bu tip iniş takımları burada göz önüne alınmayacaktır. Bir diğer tip iniş takımı ise hava yastığı (veya yer etkili) adı verilen iniş takımı tipidir. Bu tip iniş takımında burada göz önüne alınmayacaktır.

Genelde kural olarak, eğer uçağın seyahat hızı 150 kts'nin üzerinde ise sabit iniş takımı kabul edilemeyen yüksek bir sürüklenme oluşturacaktır.

İTÜ - E1 bir askeri eğitim uçağı olduğu için hızı tabii olarak 150 kts nin üzerinde olacaktır. Ana neden bu olmak üzere iniş takımlarını geriçekilebilir şekilde yapılacaktır. Dizayncının seçiminde müşterinin talebide önemli rol oynar. Yani müşterinin ihtiyacını karşılayan sistem dizayn edilecektir.

Adım 1.2: Tüm iniş takımı konfigürasyonun seçilmesi:

Buradaki seçimler şöyledir.

1. Kuyruk tekerli veya kuyruk sürükleyicili

2. Geleneksel (yani burun tekerli veya 3 tekerli)
3. Arka arkaya tip
4. Gövdenin dışına destek parçalar ile
5. Kızak tertibatı (deniz uçaklarının burada taşınımı için)

Arka arkaya veya destekli iniş takımları genellikle bir arada olarak kullanılırlar. Boing B52 (Fig 3.28a) ve MC Donnel Douglas AV8 B bunlara tipik örnektir.

Yumuşak ve/veya düzensiz alanlardaki işletimde, kuyruk tekerlekli uçaklar küçük bir ağırlık avantajı sağlamaktadır.

Yer taklası bakış açısından da burun tekerlekli konfigürasyonu tercih edilir. Çünkü kuyruk tekerlekli tipte tabii olarak yere göre uçak eksenini açısı büyüktür. Günümüzün çoğu uçaklarında burun tekeri tipli (üç tekerlekli) iniş takımları kullanılmaktadır.

Önemli not: Gelecek adımlara başlamadan önce, uçağın ağırlık merkezi bölgesini belirlemek gerekir.

Burun tekerlekli tip günümüz modern uçaklarında da yaygın olarak kullanıldığı ve yukarıda belirtilen avantajlarının da mevcut olduğundan dolayı ITÜ-E1 uçağının iniş takım tipi olarak belirlenmiştir.

Adım 1.3: İniş takımının farzedilen yerleşimi için kaba bir ağırlık ve denge ifadesinin hazırlanması.

Bunun hazırlanması için öndizaynın uçak için yapılmış olması ve uçak genel geometrisinin kabaca da olsa belirlenmiş olması gerekir. Öndizayndan alınan geometri üzerinde yine daha önce yapılmış olan sınıf I ağırlık ayrıştırmasını burada belirtirsek;

Tablo 1.1a: Sınıf 1 ağırlık analizi için gerekli ön değerler

Öndizayn Ağırlıkları		Birimi
Kalkış Ağırlığı	WTO = 2430	lb
Boş Ağırlık	WE = 1461	lb
Boş Ağırlık / Kalkış Ağırlığı	WE / WTO =	0,601
Görav Yakıt Ağırlığı	WF = 450	lb
Kullanılmayan Yağ ve Yakıt ağırlığı	Wtof = 19	lb
Mürettebat Ağırlığı	W crew = 200	lb
Yolcu Ağırlığı	Wpl = 200	lb
Bağaj Ağırlığı	Wb = 100	lb

Öndizayn Ağırlıkları		Birimi
Kanat Ayro dinamik veteri	C" = 48,81	inç
Kanat Ayro dinamik veteri Hışum Kenarı kordinatı	XC" = 92,12	inç

Yatay Kuyruk Alanı	Sh = 21,78	sqft
Düşey Kuyruk Alanı	Sv = 15,15	sqft

Tablo 1.1b: Sınıf 1 parça ağırlıkları

NO	AĞIRLIK KALEMLERİ	lb	kg
1	W_f : Gövde Ağırlığı	369,4	167,4
2	W_w : Kanat Ağırlığı	243	110,1
3	W_h : Yatay Kuyruk Ağırlığı	36,5	16,5
4	W_v : Düşey Kuyruk Ağırlığı	26,7	12,1
5	W_{gb} : Burun İniş Takımı Ağırlığı	39,4	17,9
6	W_{ga} : Ana İniş Takımı Ağırlığı	91,9	41,6
7	W_{fq} : Sabit Donanım Ağırlığı	167,7	76
8	$W_{güç}$: Güç Ünitesi Ağırlığı	454,4	205,9
9	W : Motor Kaportası Ağırlığı	31,6	14,3
	W_E : BOŞ AĞIRLIK	1460,6	661,8

10	$W_{oil} + W_{fo}$: Kullanılmayan Yağ ve Yakıt	19	8,6
11	W_{crew} : Mürettebat Ağırlığı	200	90,6
	W_{oc} : OPERASYON BOŞ AĞIRLIĞI	1679,6	761

12	W_F : Görev Yakıt Ağırlığı	450	203,9
13	W_p : Yolcu Ağırlığı	200	90,6
14	W_b : Bagaj Ağırlığı	100	45,3
	$W_{TO} = W_E + W_{oc}$: KALKIŞ AĞIRLIĞI (GROS)	2429,6	1100,9

Tablo 1.1c: Sınıf 1 parça ağırlık merkezi özetleri

PARÇA	W _i (lb)	X _i (inç)	Y _i (inç)	Z _i (inç)
WE : Boş Ağırlık	1460,6	95,9	0	41
Woc : Operasyon Boş Ağırlığı	1679,6	98,7	0,8	41,6
(Woc + WE)	2129,6	99,5	0	40,7
WTO :Kalkış Ağırlığı	2429,6	102,9	0	41,9
(WTO - WE)	1979,6	103	0	43,2

AĞIRLIK MERKEZİNİN EN ÖN YERİ : X c.g.FR 95,9 inç

AĞIRLIK MERKEZİNİN EN ARKA YERİ : X c.g.AFT 103 inç

AĞIRLIK MERKEZİNİN GEZİNTİ ARALIĞI : d X c. 7,1 inç

Bu Değer

Tek Motor Kategorisi için

7.....18 inç olduğundan

Uygun birdeğerdir

Kanat Ayrodinamik Veteri Hucum Kenarı Kordinatı X c = 92,12 inç

Kanat Ayrodinamik Veteri C" = 48,81 inç

AĞIRLIK MERKEZİNİN AYRODİNAMİK VETER ÜZERİNDEKİ EN ÖN YERİ :

$$(X c.g.FR - X c) / C" = 0,077$$

AĞIRLIK MERKEZİNİN AYRODİNAMİK VETER ÜZERİNDEKİ EN ARKA YERİ :

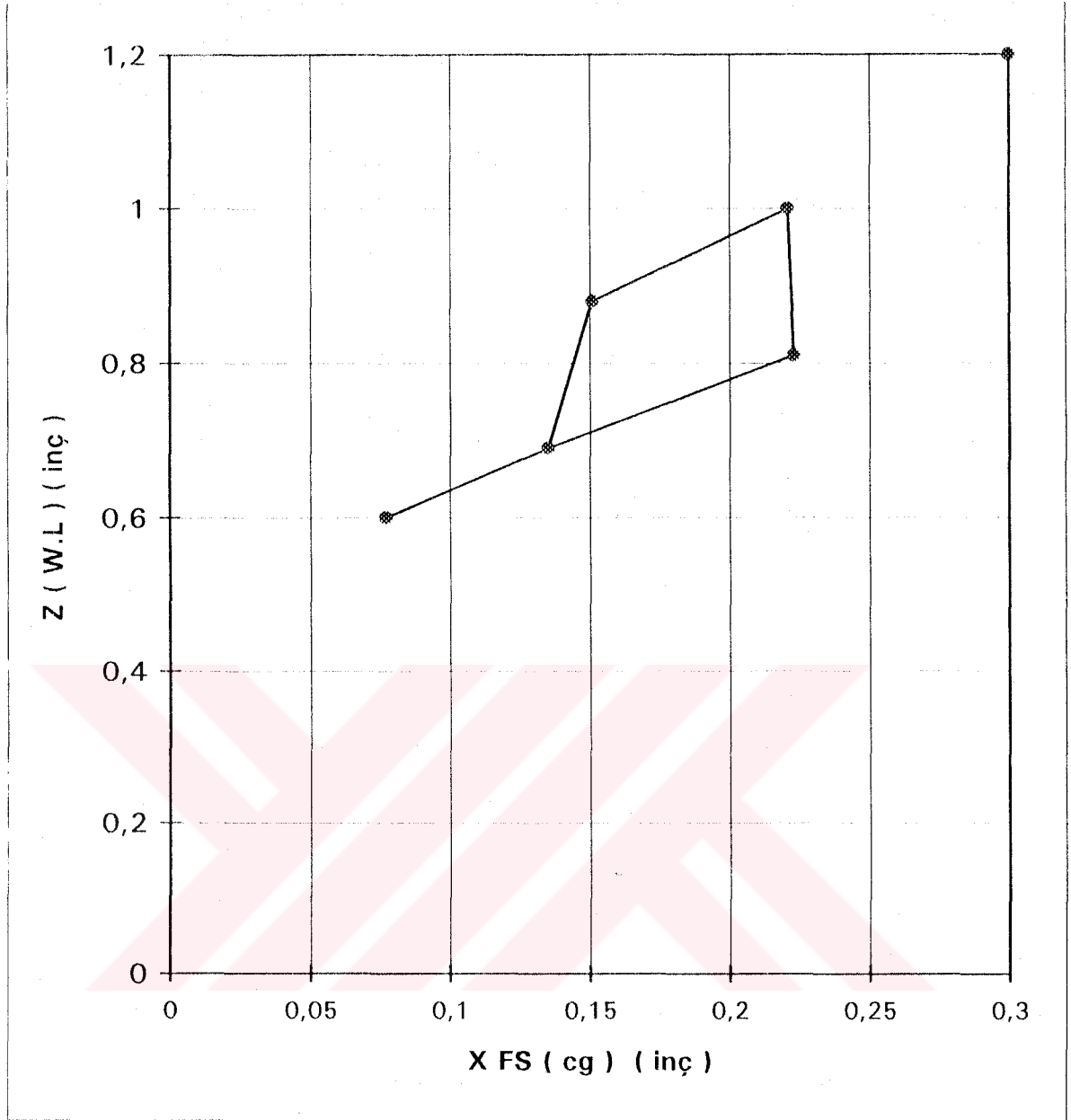
$$(X c.g.AFT - X c) / C" = 0,223$$

Bu Değer

Tek Motor Kategorisi için

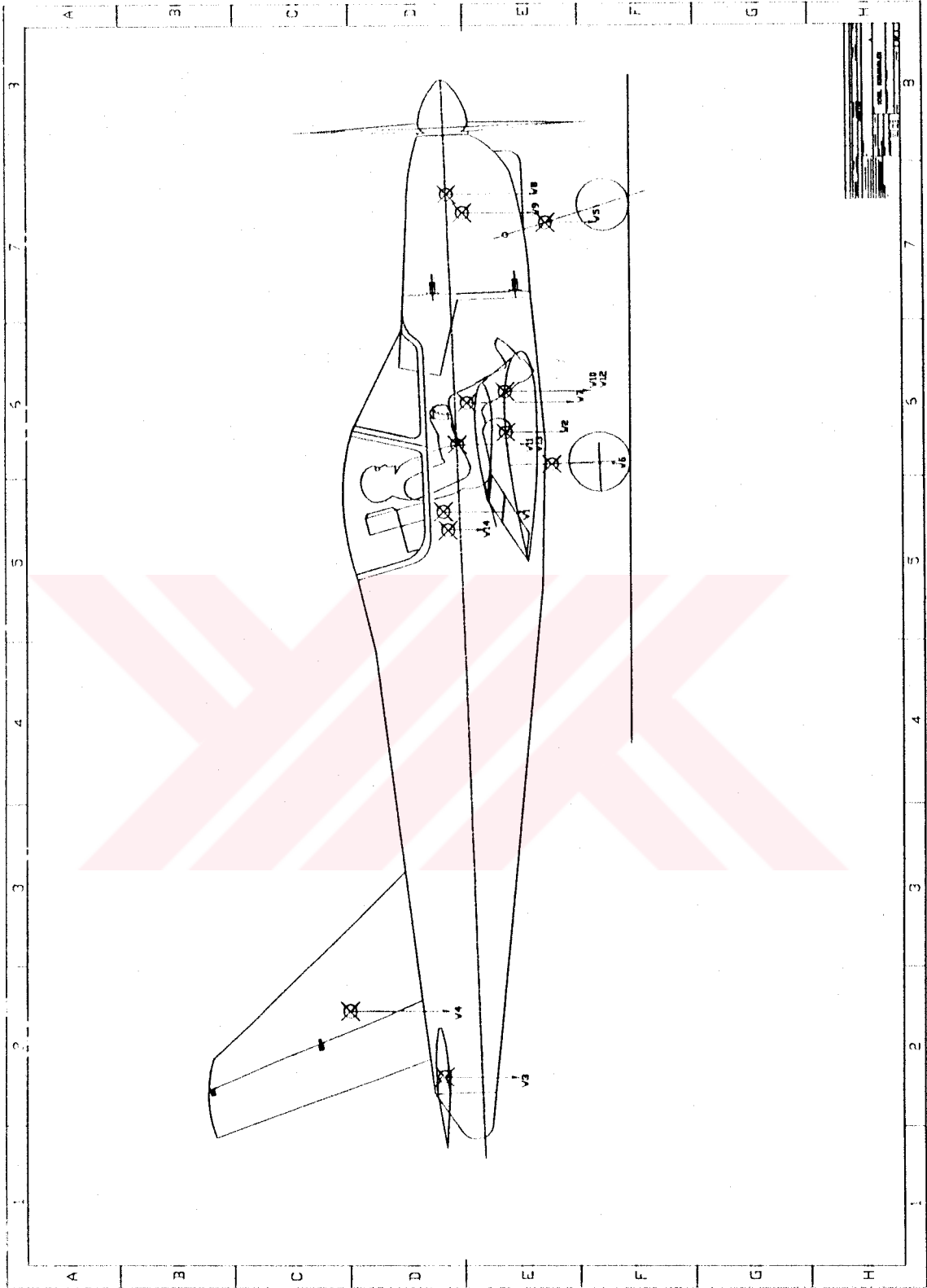
0,06.....0,27 olduğundan

Uygun birdeğerdir

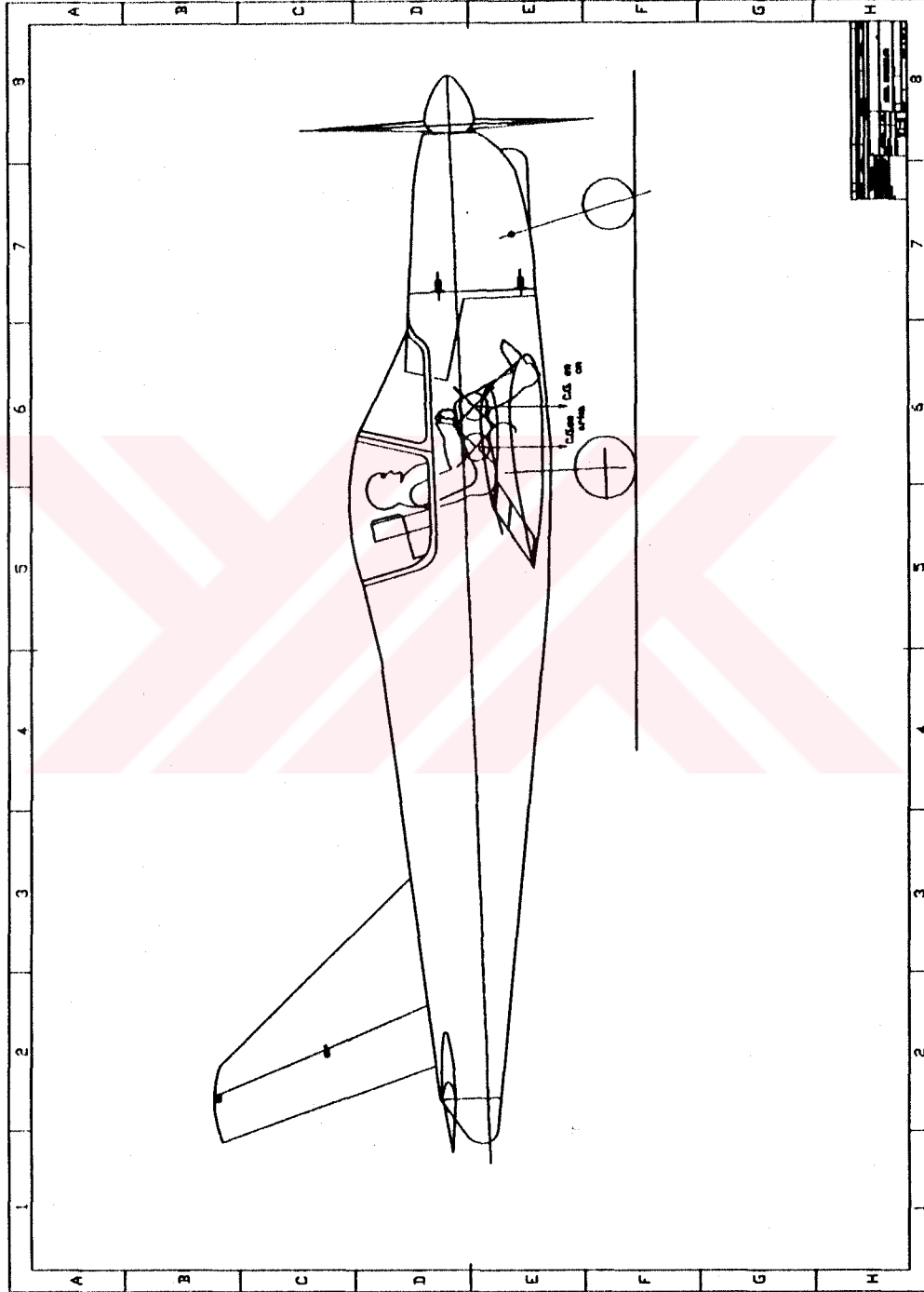


Xc.g.FR =	95,9	inç	244	cm
Xc.g.AFT =	103	inç	262	cm
X c.g RC =	7,1	inç	18	cm
%C" FR =	0,077			
%C" AFT =	0,223			

Şekil 1.1a: Sınıf I ağırlık merkezi gezinti alanı



Şekil 1.1b: Uçak ağırlık ve denge taşıtağı



Şekil 1.2: En ön ve en arka ağırlık merkezi yerleri

Adım 1.4: İniş takımı kirişinin ön yerleştirimine karar verilmesi ve hedeflenmiş kiriş yerleştirmesinin uçak ön taslak çiziminde belirlenmesi.

İniş takımları kirişlerinin yerleştirimine karar vermede düşünülmesi gereken iki geometrik kriter vardır.

1. Devrilme kriteri
2. Yer aralığı kriteri

1. Devrilme kriteri:

Devrilme kriterinde kendi içinde boylamasına devrilme kriteri ve yanal devrilme kriteri olarak ikiye ayrılır.

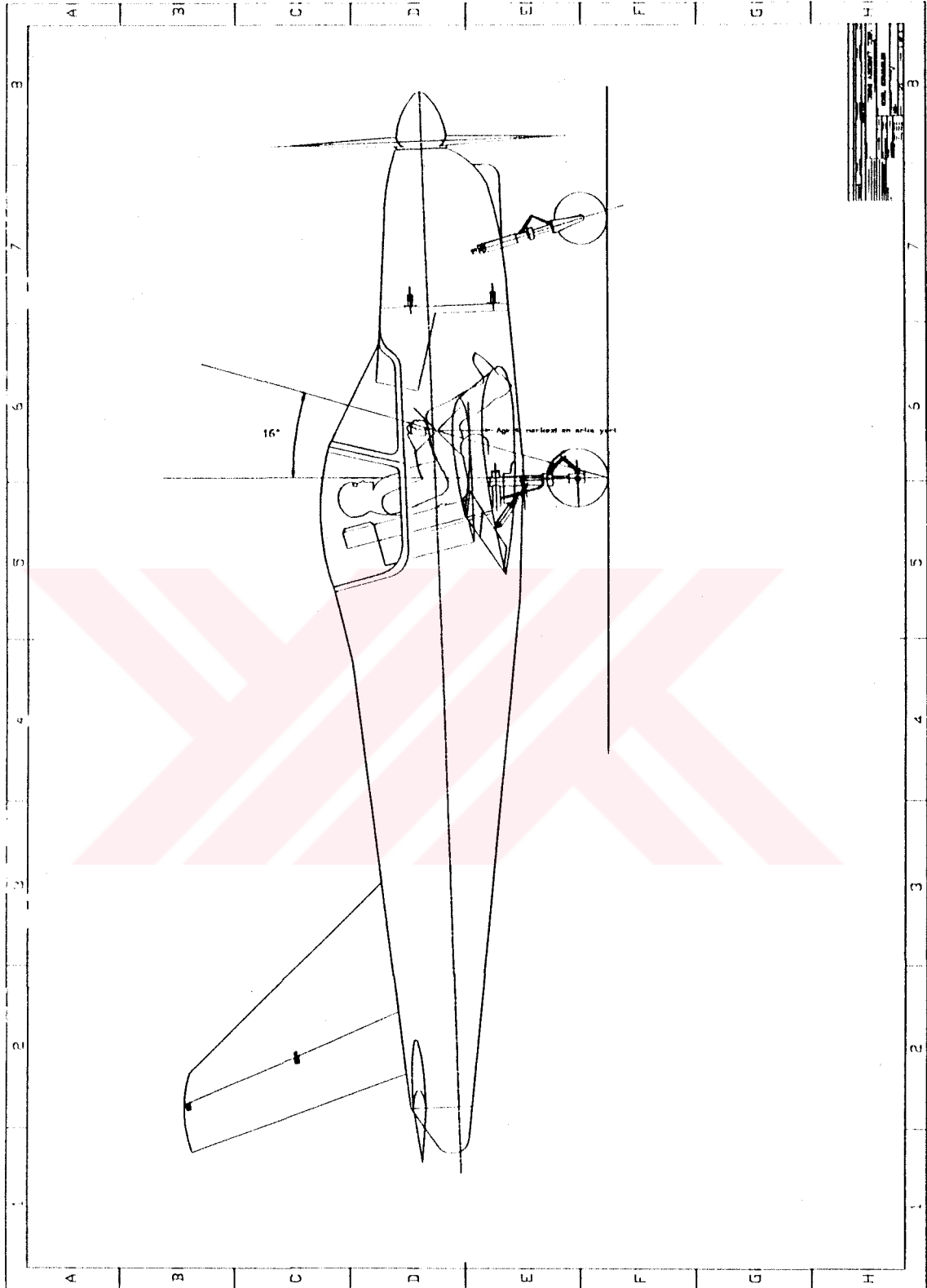
A - Boylamasına devrilme kriteri:

Üç tekerli (burun iniş takımlı) tip için: Ana iniş takımı arka ağırlık merkezi yerinden arkada olmalıdır. Figür 1.3 de gösterilen 15 derecelik açı, ana iniş takımı ve arka ağırlık merkezi arasında genel bir ilişki vermektedir.

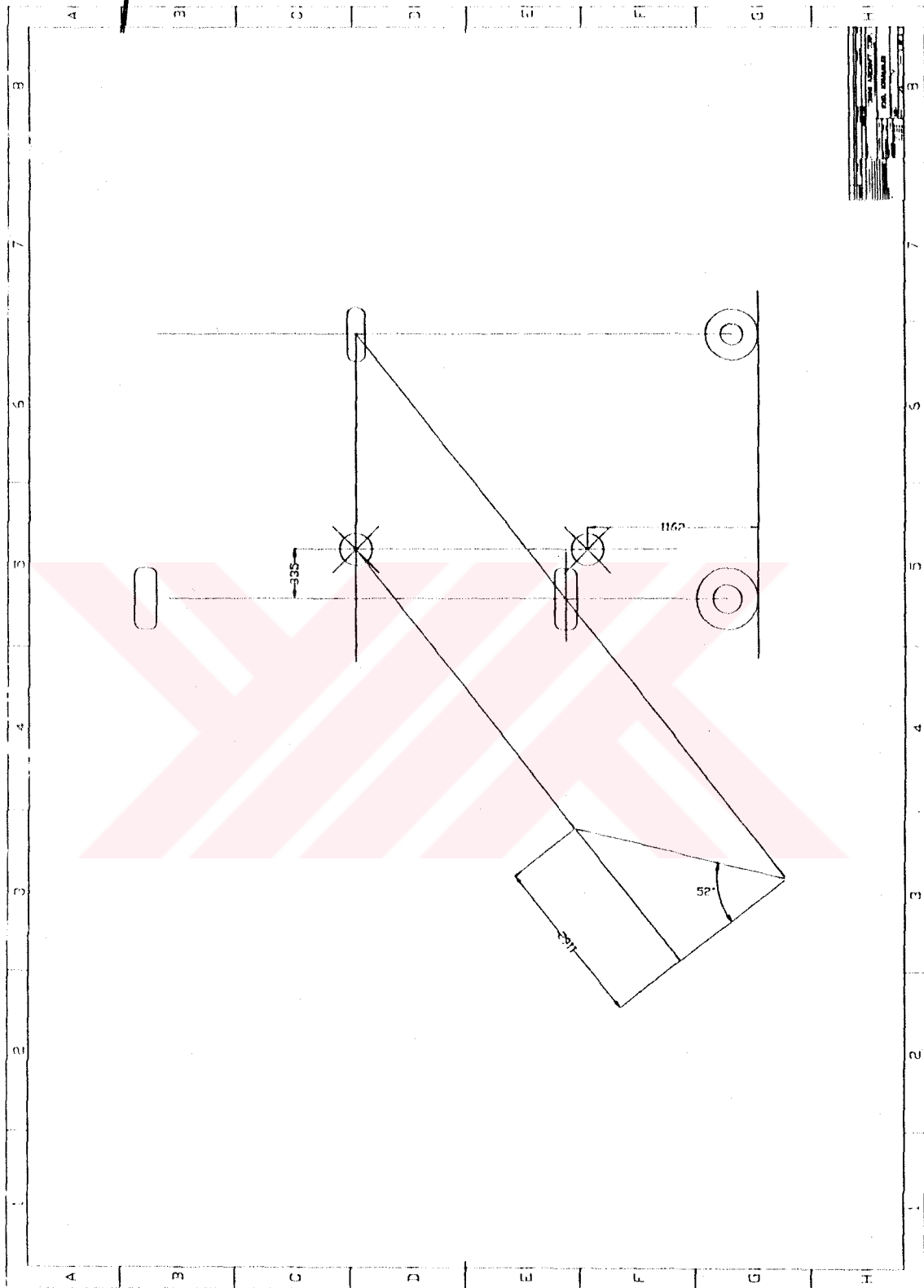
B - Yanal devrilme kriteri:

Yanal devrilme Figür 1.4 de Ψ açısı ile gösterilmiştir.

Ön ve arka ağırlık merkezinin yaklaşık yerleri daha önceki kısımlardan alınacaktır. Görüldüğü üzere uçağımıza ait Ψ açısı kriterde maksimum olarak önerilen 55 dereceden daha küçüktür dolayısıyla güvenilirdir.



Şekil 1.3: İniş takımı için boylamasına devrilme kriteri



Şekil 1.4: İniş takımı için yanal devrilme kriteri

2. Yer aralığı:

Figür 1.5’ de gerekli yer aralığı açıları özetlenmiştir. Yanal yer aralığı açısı hem burun tekerli hemde kuyruk tekerli tiplere uygulanır. Fakat boylamasına yer aralığı açısı yalnızca burun tekerlekli tipe uygulanır.

Geometri kriterinide akılda tutarak, şimdi aşağıdaki kararlar verilebilir.

1. Ana iniş takımı kirişlerinin sayısı yerleşimi ve boyu:

- a - Kanadın altında
- b - Gövdenin altında
- c - Her ikiside (747 ve DC 10 - 30’ da olduğu gibi)

İTÜ-E1 uçağı hafif tip bir uçak olduğu için gövde genişliği diğer büyük uçaklara nispeten dardır. Bu ise yanal devrilme kriterinin karşılanması açısından yetersiz kalacağından bu tip uçaklar için geleneksel bir özellik olan ana iniş takımlarının kanada yerleştirilmesi gerekecektir.

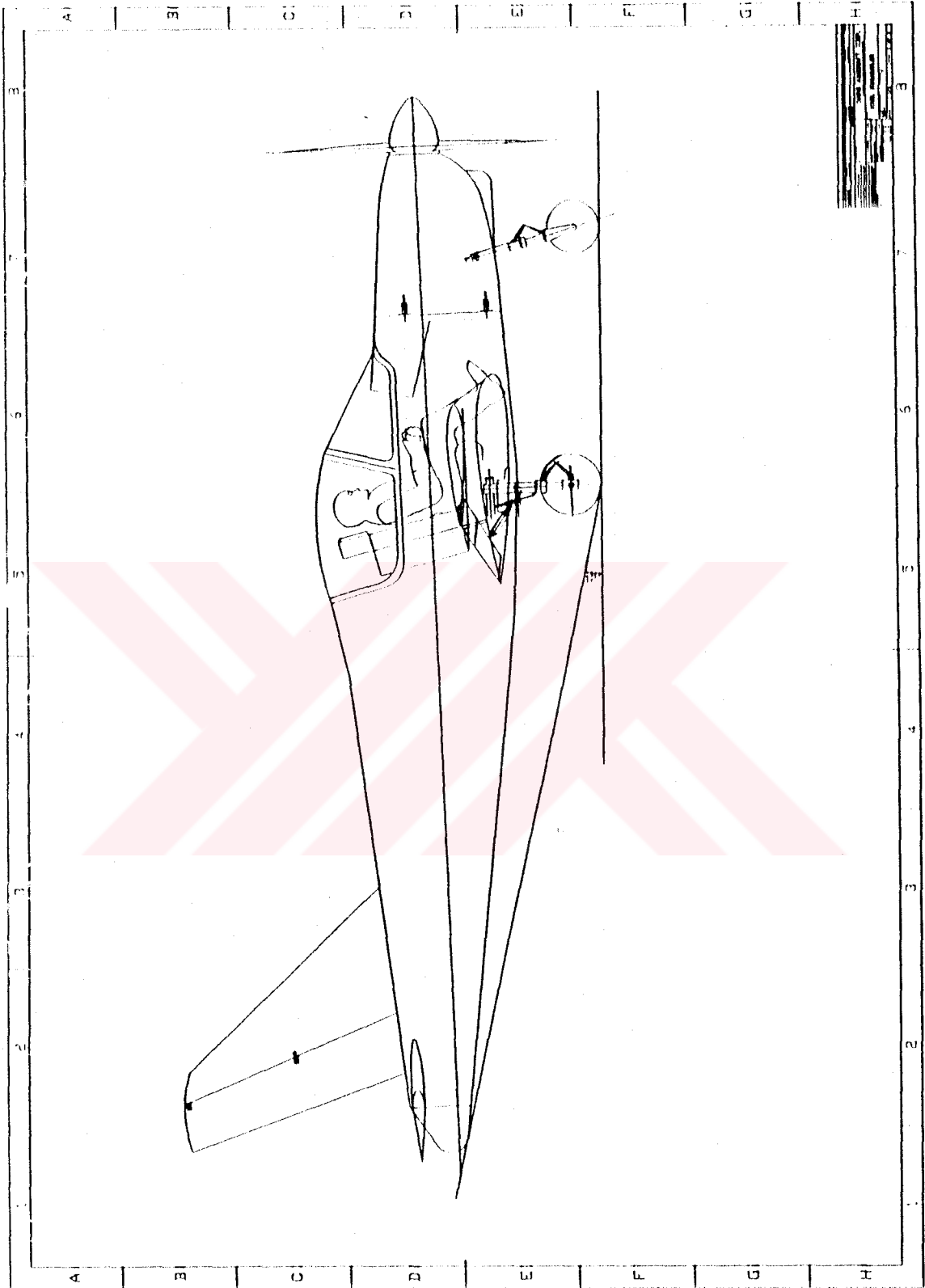
2. Burun iniş takımı kirişlerinin sayısı ve yerleştirimi ve boyu:

Genellikle yalnızca bir kiriş kullanılır ve gövdenin ön ucuna yerleştirilir.

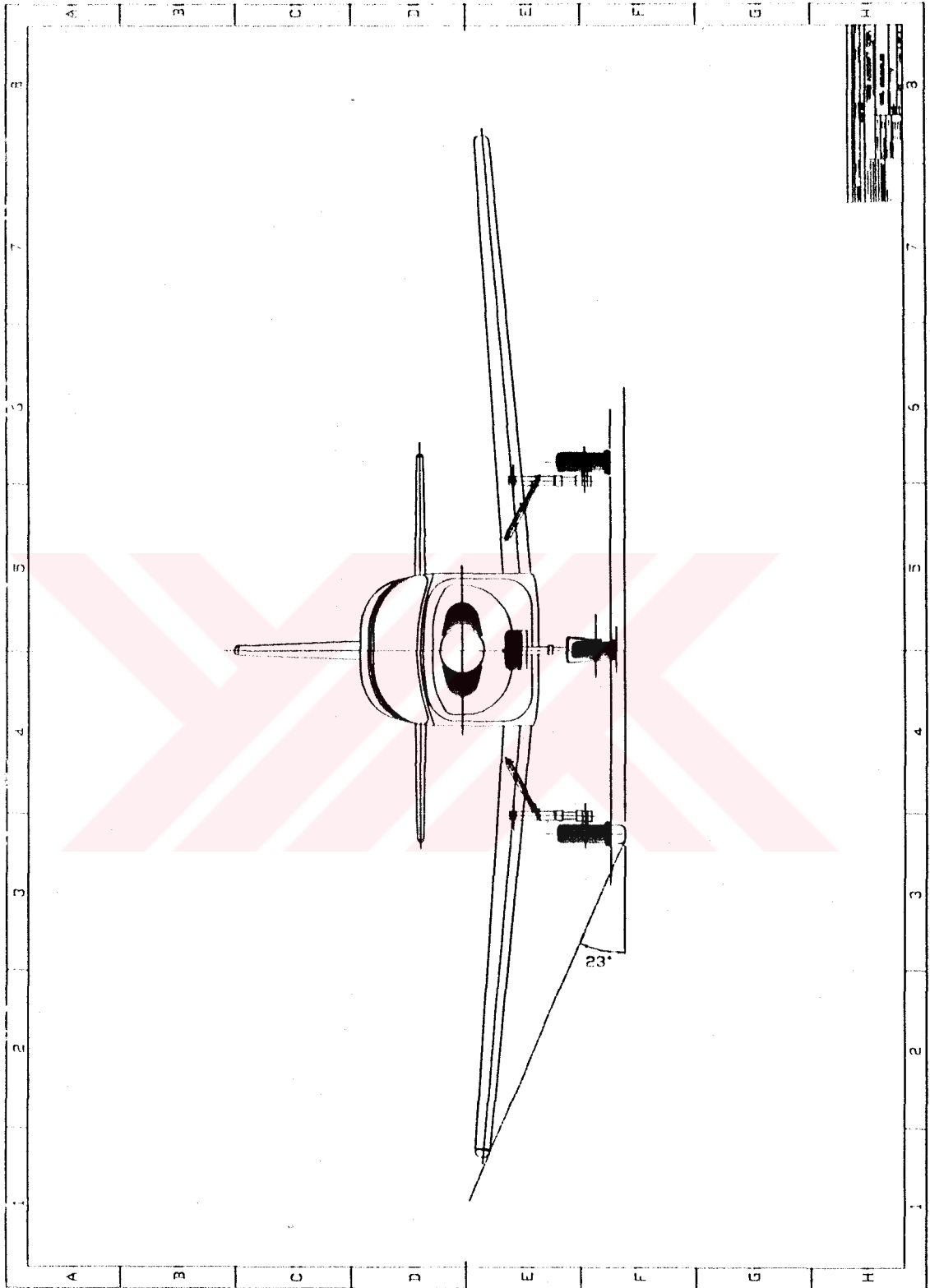
Bu kararlar öncelikle benzer uçaklara başvurarak yapılır.

Kiriş boyu seçiminin aşağıdaki seçenekler üzerinde önemli etkileri vardır.

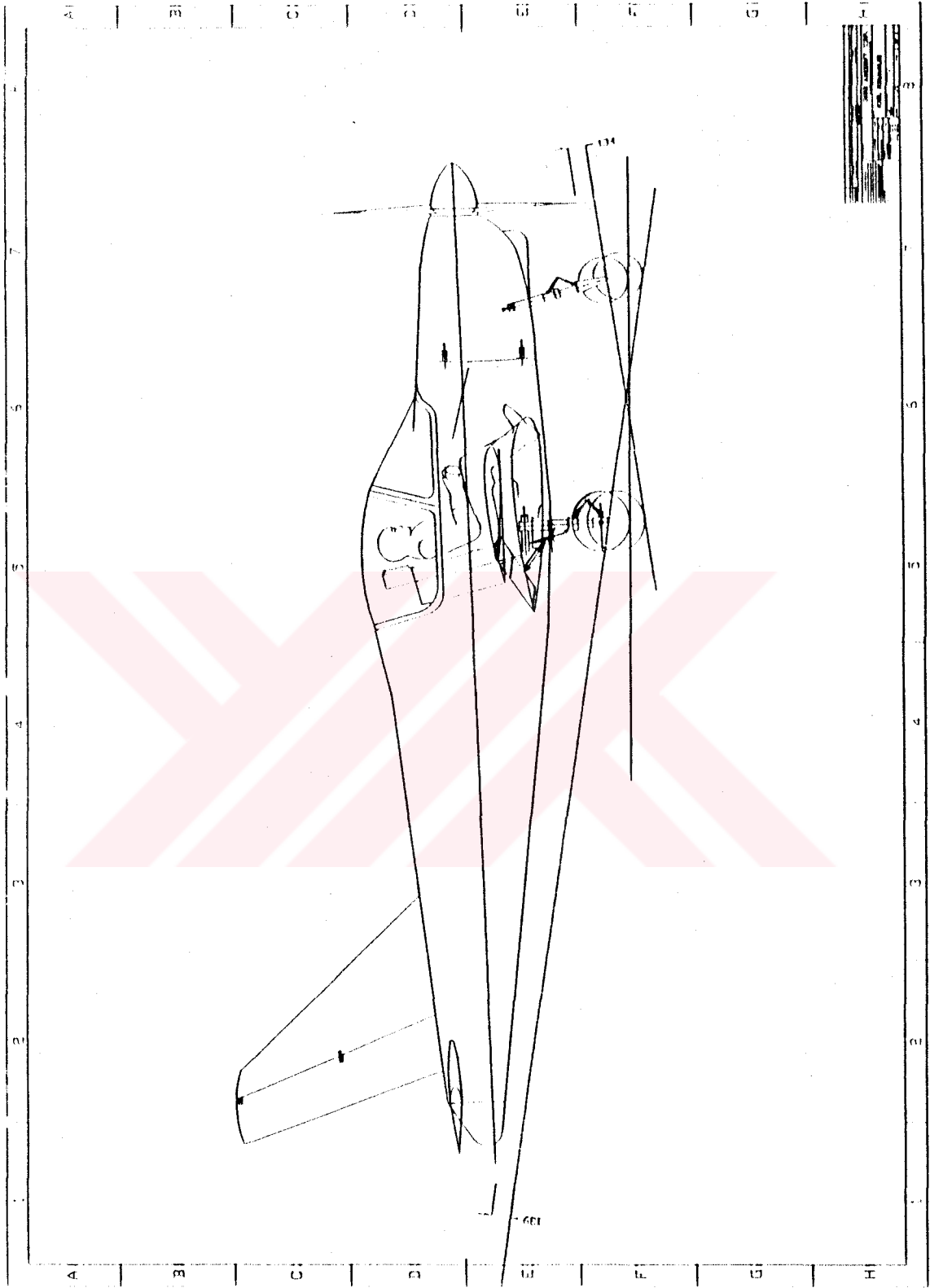
- İniş takımı ağırlığı
- Havası boşaltılmış lastikler ve kirişler halinde uçağın yer aralığı
- Devrilme karakteristikleri
- Yer operasyonu sırasında tüm uçağın stabilitesi



Şekil 1.5a: İniş takımı yerleştirimi için boylamasına yer aralığı kriteri



Şekil 1.5b: Işığ takımı yerleştirmesi için yanıl yer aralığı kriteri



Şekil 1.6: İniş takımı yerleştirimi için pervane, flap ve gövde yer aralığı kriteri

Adım 1.7: Her kirişe gelen maksimum statik yükün hesaplanması:

Her kirişe gelen maksimum statik yükün hesaplanması için aşağıdaki sınıf 1 metodları kullanılabilir.

1. Burun tekerlekli tip için;

Burun tekerlergi kirişi;

$$P_n = (W_{TO} L_m) / (L_m + L_n) \quad (1)$$

Ana iniş takımı kirişi;

$$P_m = (W_{TO} L_n) / n_s (L_m + L_n) \quad (2)$$

(2) ve (1) denklemlerinde kullanılan büyüklükler şekil 1.7' de belirlenmiştir.

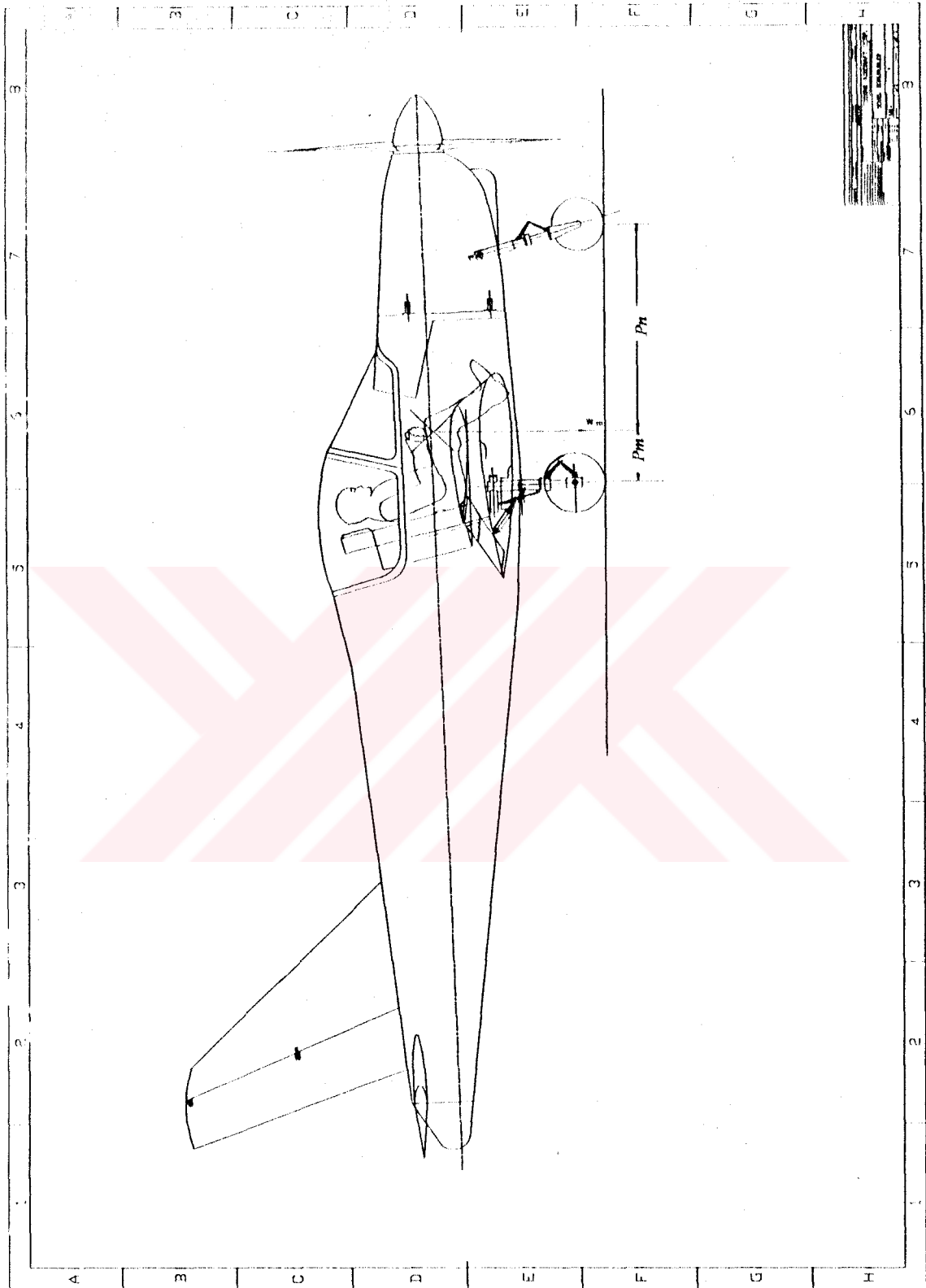
Uçağımız için maksimum statik yükler şu öndeğerler için hesaplanırsa; $L_m = 10.28$ in $L_n = 58.23$ in ise uçağa gelen ve $W = 2430$ lb alınırsa $P_n = 364.5$ lb ve $P_m = 516.4$ lb olarak bulunur.

Adım 1.6: Genelde kullanılan uçak tekerlek sayıları aşağıdaki gibidir.

- Kuyruk tekerleri için; 1
- Burun tekerleri için; 1 veya 2
- Ana iniş takımı tekerlek sayıları ise aşağıdaki kabullere bağlıdır.

1. Herlastiğe gelen küçük ve bileşik yüzey taşıma momenti
2. Lastiklerinin patlaması sonucu
3. Maliyet

1.2 ve 1.3 tabloları bu karar vermede bir derece yardım temin etmektedir.



Sekil 1.7: P_m ve P_n tanımı

Tablo 1.2: Tipik iniş takımı tekerlek verileri

Tipi	W _{TO}	Ana iniş takımı				Burun iniş takımı			
		D _t x b _t	2F _m /W _{TO}	PSI	n _{mt}	D _t x b _t	P _n /W _{TO}	PSI	n _{nt}
	lbs	in. x in.				in. x in.			
Yapıyı	600	13x5	0.80	25	1	9x3.4	0.17	25	1
	1,200	12x5	0.78	45	1	12x5	0.22	45	1
	3,500	16x6	0.87	45	1	16x6	0.13	45	1
Tek motorlu Pervane tahrikli	1,600	15x6	0.80	18	1	15x5	0.20	28	1
	2,400	17x6	0.84	19	1	12.5x5	0.16	22	1
	3,800	16.5x6	0.84	55	1	14x5	0.16	49	1
Çift motorlu Pervane tahrikli	5,000	16x6	0.83	55	1	16x6	0.17	40	1
	8,000	22x6.5	0.88	75	1	17x6	0.12	40	1
	12,000	26.6x7	0.84	82	1	19.3x6.6	0.16	82	1
Fırın	3,000	22x8	0.95	35	1	9x3.5*	0.05*	55*	1*
	7,000	24x8.5	0.92	35	1	12.4x4.5*	0.08*	50*	1*
	10,000	29x7.5	0.85	35	1	25x7	0.15	55	1
*Note: these are tailwheel data									
Bölgesel Turboprop Tahrikli	12,500	18x5.5	0.89	105	2	22x6.75	0.11	57	1
	21,000	24x7.25	0.90	85	2	18x5.5	0.10	65	2
	26,000	36x11	0.92	40	1	20x7.5	0.08	40	1
	44,000	30x9	0.93	107	2	23.4x6.5	0.07	77	2
İş Jetleri	12,000	22x6.3	0.93	90	1	18x5.7	0.07	120	1
	23,000	27.6x9.3	0.95	155	1	17x5.5	0.05	50	2
	39,000	26x6.6	0.92	208	2	14.5x5.5	0.08	130	2
	68,000	34x9.25	0.93	174	2	21x7.25	0.07	113	2

* üç ana iniş takımı dikmesi için n_s = 3

** dört ana iniş takımı dikmesi için n_s = 4

Tipi	W _{TO}	Ana iniş takımı				Burun iniş takımı			
		D _t x b _t	n _s P _m /W _{TO}	PSI	n _{mt}	D _t x b _t	P _n /W _{TO}	PSI	n _{nt}
	lbs	in. x in.				in. x in.			
Nakliye Jetleri	44,000	34x12	0.89	75	2	24x7.7	0.11	68	2
	73,000	40x14	0.92	77	2	29.5x6.75	0.08	68	2
	116,000	40x14	0.94	170	2	24x7.7	0.06	150	2
	220,000	40x14	0.94	180	4	29x7.7	0.06	180	2
	330,000	46x16	0.93	206	4	40x14	0.07	131	2
	572,000	52x20.5	0.93	200	4*	40x15.5	0.07	190	2
	775,000	49x17	0.94	205	4**	46x16	0.06	190	2
Savaş Uçakları	2,500	17x6	0.82	36	1	13.5x5	0.18	28	1
	5,500	20.3x6.5	0.91	60	1	14x5	0.09	40	1
	7,500	20.25x6	0.92	65	1	17.2x5.0	0.08	45	1
	11,000	23.3x6.5	0.90	143	1	17x4.4	0.10	120	1
Askeri Jetler	9,000	20x5.25	0.86	135	1	17x3.25	0.14	82	1
	14,000	18.5x7	0.87	110	1	18x6	0.13	37	1
	25,000	24x8	0.91	210	1	18x6.5	0.09	120	1
	35,000	24x8	0.90	85	2	21.5x9.8	0.10	57	1
	60,000	35.3x9.3	0.88	210	1	21.6x7.5	0.12	120	2
	92,000	42x13	0.93	150	1	20x6.5	0.07	120	2

Not: Diğer bütün uçaklar için n_s = 2

Uçağımızın ana iniş takımı kirişleri sayısı 1, burun tekerleği kiriş sayısı 1 ve tekerlek sayıları ise herbir kirişe birer tanedir.

Adım 1.7: P_n / W_{TO} ve $\eta_s P_m / W_{TO}$ oranlarının hesaplanması ve tablo 1.2' den yaklaşık lastik boyutlarının seçilmesi.

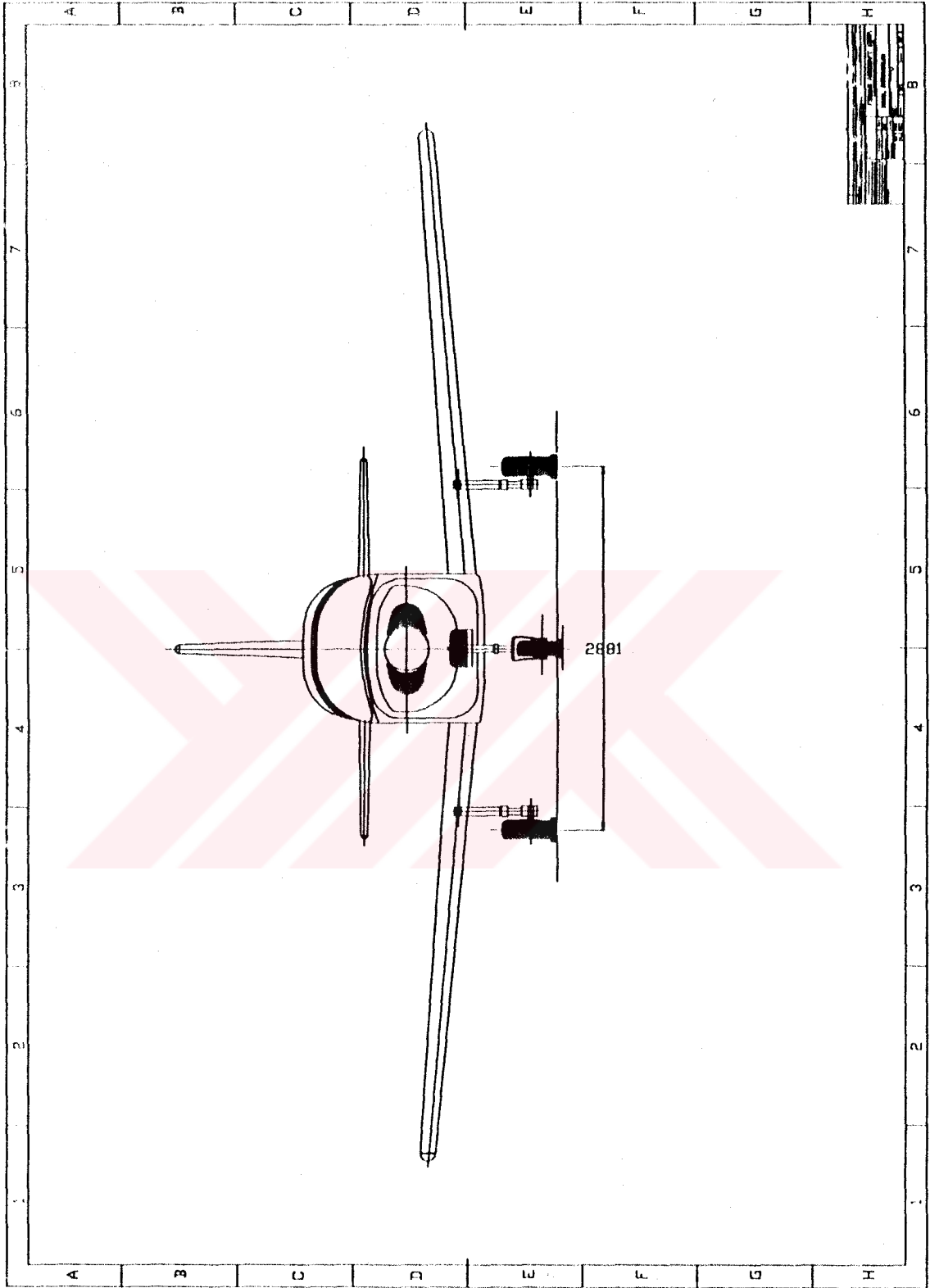
*Tablolardan askeri eğitim uçakları için lastik boyutları 17*6 inch (2500 lb ye karşılık olarak) olarak belirlenmiştir. P_n / W_{TO} ve $\eta_s P_m / W_{TO}$ değerleri ise sıra ile 0.18 ve 0.82 olarak belirlenir.*

Adım 1.8: Genel düzenlemeye göre lastikleri yerleştirilmesi. Lastiklerin uygun ölçekte çizilmesi önemlidir.

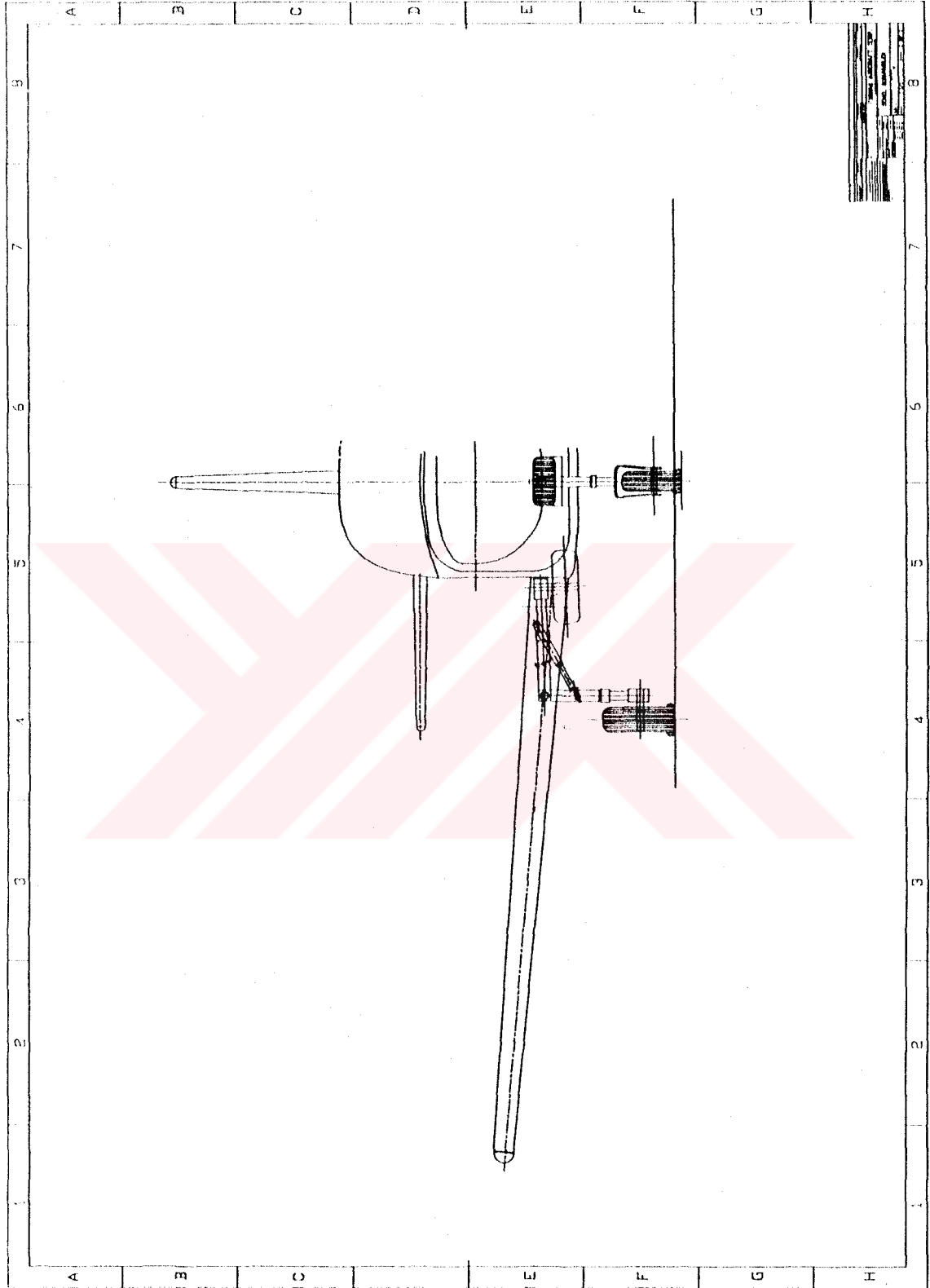
Adım 1.9: Konfigürasyonu yapılan iniş takımı, dizayn edilmiş geri çekilme hacmine (veya boşluğu) çekilebildiğinden emin olunması gerekir.

Ön dizayn işleminin, bu aşamasında geri çekilme kapasitesini çubuk diagramının yardımıyla kontrol etmek yararlı olacaktır. Bu çubuk diagramlarının örnekleri verilmiştir.

Ana iniş takımları iç tarafa burun iniş takımında geriye doğru çekilecektir. Çekilme sırasında ana iniş takımı için tabii olan engel seçilmiş olan kanat profili ve standart tekerlek boyutlarıdır. Burun iniş takımı için ise motor ve motor sehпасının kapladığı hacimlerdir. Çekme diagramı aşağıdaki gibidir.



Şekil 1.8: Lastik genel yerleştimi



Şekil 1.9: Gerçekleme diyagramı

Adım 1.10: İniş takımı tertibini belirleyerek sınıf I ağırlık ve denge analizi tatbik edilir. Gerektiği takdirde, iniş takımı yerleşimi bütün kriteri gerçekleştirmeye kadar adım 3'e geri dönerek iterasyon (tekrar) yapılır.

Sınıf I ağırlık ve denge analizi ise şöyledir:



11.2. SINIF I AĞIRLIK VE DENGİ ANALİZİ:

Bu bölümün amacı, hedeflenmiş uçak dizaynının ağırlık merkezinin, farklı yükleme halleri için, doğru yerde bulunup bulunmadığını belirlemek için hızlı bir metod sunmaktır.

11.2.1 SINIF I AĞIRLIK VE DENGİ METODU

Adım 2.1: Sınıf I parça ağırlığı tahmin metodların kullanarak uçağın ilk parça ağırlığı ayrışmasının belirlenmesi.

Tablo 1.3 'de, tipik olarak sınıf I ağırlık ayrışımı ile bulunan ağırlık parçalarının listesi gösterilmektedir.

Tablo 1.3: Tipik sınıf I parça ağırlık ayrışımı.

1. Gövde Grubu
2. Kanat Grubu
3. Kuyruk ünitesi Grubu
4. Motor grubu
5. İnıştakımı grubu
6. Sabit donanım grubu
Boş ağırlık $W_E = \Sigma(1-6)$
7. Kullanılmayan yağ yakıt
8. Mürettebat
Çalışma boş ağırlığı $W_{OL} = \Sigma(1-8)$
9. Yakıt
10. Yolcu
11. Bagaj
12. Kargo
13. Askeri yük
Kalkış ağırlığı $W_{TO} = \Sigma(1-13)$

Bu ağırlıkların elde edilmesi için istatistiksel sonuçları içeren tablolardan yararlanmanız gerekecektir. Öncelikle bunların elde için gerekli olan verileri sunalım.

Tablo 1.4: Sınıf I ağırlık analizi için gerekli ön değerler

Öndizayn Ağırlıkları		Birimi
Kalkış Ağırlığı	W _{TO} 2430	lb
Boş Ağırlık	W _E 1461	lb
Boş Ağırlık / Kalkış Ağırlığı	W _E / W _{TO}	0,601
Görav Yakıt Ağırlığı	W _F 450	lb
Kullanılmayan Yağ ve Yakıt ağırlığı	W _{tof} 19	lb
Mürettebat Ağırlığı	W _{crew} 200	lb
Yolcu Ağırlığı	W _{pl} 200	lb
Bağaj Ağırlığı	W _b 100	lb

Öndizayn Ağırlıkları		Birimi
Kanat Ayro dinamik veteri	C ^{'''} 48,81	inç
Kanat Ayro dinamik veteri Hücüm Kenarı kordinatı	XC ^{'''} 92,12	inç

Yatay Kuyruk Alanı	Sh 21,78	sqft
Düşey Kuyruk Alanı	Sv 15,15	sqft

Tablo 1.5a: Eyyapımı ve tekmotorlu uçaklar için parça ağırlık verileri

Evyanım	Tek Motor													
	G1							G2						
G0	ÇES	ÇES	ÇES	ÇES	ÇES	ÇES	ÇES	ÇES	ÇES	ÇES	ÇES	Saab	Rockwell	Cessna
Bede	150	172	175	180	182	L - 19 A"	J-35	210.1	210.1	210.1	210.1	210.1	210.1	210.1
BDSB	1051	1500	2200	2350	2650	2650	2650	2650	2650	2650	2650	2660	2954	3400
WG : Düzam Gros Ağırlığı														
Gövde gurubu / GW	0.085	0.154	0.16	0.149	0.152	0.151	0.103	0.109	0.109	0.109	0.109	0.145	0.121	0.12
Kanat gurubu / GW	0.083	0.144	0.103	0.097	0.089	0.089	0.113	0.09	0.09	0.09	0.131	0.104	0.113	0.099
Kuyruk ünitesi gurubu / GW	0.016	0.024	0.026	0.024	0.023	0.023	0.03	0.024	0.024	0.024	0.02	0.023	0.033	0.025
İnş takım gurubu / GW	0.03	0.069	0.05	0.047	0.042	0.05	0.064	0.071	0.071	0.071	0.071	0.045	0.055	0.056
Sabit donanım / GW	0.119	0.068	0.072	0.068	0.065	0.065	0.136	0.094	0.094	0.094	0.115	**	0.151	0.099
Güç ünitesi / GW	0.18	0.178	0.157	0.177	0.206	0.206	0.262	0.199	0.199	0.199	0.201	**	0.189	0.171
Motor kaportası gurubu / G	0	0.015	0.012	0.013	0.012	0.013	0.016	0.011	0.011	0.011	0.021	**	0.021	0.008
Boş ağırlık / GW	0.513	0.652	0.58	0.575	0.589	0.597	0.724	0.598	0.598	0.598	0.628	0.317	0.98	0.578
Boş ağırlık / GW	0.513	0.631	0.565	0.561	0.576	0.583	0.727	0.598	0.598	0.598	0.628	0.62	0.705	0.578
W IO : Kalkış Ağırlığı	1.051	1.690	2.200	2.350	2.650	2.650	2.100	2.900	2.900	2.900	2.9	2.66	2.954	3.4
Boş Ağırlık	539	946	1243	1319	1526	1545	1527	1735	1735	1735	1.821	1.65	2.084	1.964

Tablo 1.5b: Tarım ve askeri uçaklar için parça ağırlık verileri

	Tarım				Askeri			
	G3				G4			
PZ M18	PZL M21	PZL M15	Northrop	Lockwell NA	Cessna	Fougan-	Canada	
Dromader	omedar m1	Belphegor	T - 38A	T - 39A	T - 37A	agister	CL - 41	
WG : Dizayn Gros Ağırlığı	9259	7275	12456	11651	16316	6228	6280	11288
Gövde gurubu / GW	0,067	0,074	0,071	0,17	0,123	0,135	0,118	0,085
Kanat gurubu / GW	0,174	0,2	0,158	0,066	0,107	0,085	0,173	0,079
Kuyruk ünitesi gurubu / GW	0,02	0,025	0,026	0,026	0,018	0,021	0,026	0,018
İniş takımı gurubu / GW	0,045	0,044	0,041	0,039	0,045	0,053	0,073	0,028
Sabit donanım / GW	0,093	0,099	0,146	0,168	0,178	0,152	N.A	N.A
Güç ünitesi / GW	0,213	0,202	0,094	0,14	0,08	0,192	**	**
Motor kaportası gurubu / G	0,016	0,015	**	0,013	0,019	**	övde içind	0,004
Boş ağırlık / GW	0,028	0,059	0,536	0,622	0,57	0,638		
Boş ağırlık / GW	0,642-0,670	,677 - 0,70	,547 - 0,55	0,622	0,57	0,638	0,755	0,576
W TO : Kalkış Ağırlığı	11684	7937	12676	11,651	16701	6,436	6,28	11,288
Boş Ağırlık	5941 - 6208	4929 - 5157	6817 - 6911	7,247	9307	3,973	4,74	5,296

Tablo 1.6: Sınıf 1 ağırlık oranlarının tesbiti

WTO : Performan Hesaplamaları Sonunda Tesbit edilen Kalkış Ağırlığı

$$WTO = 2430 \text{ lb}$$

WE : Performan Hesaplamaları Sonunda Tesbit edilen Boş Ağırlık

$$WE = 1461 \text{ lb}$$

$$WE/WTO = 0,6012$$

<i>Bizim Uçğumuza Nisbeten Benzeyen Uçakların Bazılarının Ağırlık Oranı Listesi</i>						
Seçilen Uçakların Kısaltılmış İsmi	CESSNA 172	CESSNA 175	CESSNA 180	CESSNA 182	Ortalama değerler	Seçilen değerler
WG : Dizayn Gros Ağırlığı	2200	2350	2650	2650	2462,5	2430
Gövde gurubu / GW	0,16	0,149	0,152	0,151	0,153	0,152
Kanat gurubu / GW	0,103	0,097	0,089	0,089	0,0945	0,1
Kuyruk ünitesi gurubu / GW	0,026	0,024	0,023	0,023	0,024	0,026
İniş takımı gurubu / GW	0,05	0,017	0,042	0,05	0,04725	0,054
Sabit donanım / GW	0,072	0,068	0,065	0,065	0,0675	0,069
Güç ünitesi / GW	0,157	0,177	0,206	0,206	0,1865	0,187
Motor kaportası gurubu / GW	0,012	0,013	0,012	0,013	0,0125	0,013
Boş Ağırlık / GW	1	1	1	1	1	0,601

SINIF I Ağırlık Karşılaştırması (Alüminyum Kompozit malzemeler için)	Wcop/Wmc cilt 1 say 48 den	Alüminyum Malzeme	Kompozit Malzeme	FARK Ağırlık	FARK %
WG : Dizayn Gros Ağırlığı		2430	2214,8	215,2	8,9
Wf : Gövde Ağırlığı	0,85	369,36	314	55,4	15
Ww : Kanat Ağırlığı	0,75	213	182,3	60,7	25
Wemp : Kuyruk Ünitesi Ağırlığı	0,75	63,18	47,4	15,8	25
Wg : İniş Takımı Ağırlığı	0,88	131,22	115,5	15,7	12
Wfq : Sabit Donanım Ağırlığı	0,6	167,67	100,6	67,1	40
Wgüç : Güç Ünitesi Ağırlığı	1	454,41	454,41	0	0
W : Motor Kaportası Ağırlığı	1	31,59	31,59	0	0
Boş Ağırlık : WE		1460,4	1245,8	214,6	1b

Tablo 1.7a: Tesbit edilen parça ağırlıkları

Ağırlık Oranlarından Tahmin Edilen		W TO	2430	Ib
Değerlendirmede Elde Edilen		ORANLAR		Ağırlıklar
Kısımlar		Ortalama	Seçilen	Ib
Dizayn Gros Ağırlığı : GW		2462,5	2430	2430
1	Wf : Gövde Ağırlığı	0,153	0,152	369,4
2	Ww : Kanat Ağırlığı	0,0945	0,1	243
3	Wh : Yatay Kuyruk Ağırlığı	0,014154	0,015	36,5
4	Wv : Düşey Kuyruk Ağırlığı	0,009846	0,011	26,7
5	Wgb : Burun İniş Takımı Ağırlığı	0,014175	0,0162	39,4
6	Wga : Ana İniş Takımı Ağırlığı	0,04725	0,0378	91,9
7	Wfq : Sabit Donanım Ağırlığı	0,0675	0,069	167,7
8	Wgüç : Güç Ünitesi Ağırlığı	0,1865	0,187	454,4
9	W : Motor Kaportası Ağırlığı	0,0125	0,013	31,6
WE : BOŞ AĞIRLIK				1460,6

10	Woil + Wifo : Kullanılmayan Yağ ve Yakıt	19
11	Wcrew : Mürettebat Ağırlığı	200
Woe: OPERASYON BOŞ AĞIRLIĞI		1680

12	WF : Görev Yakıt Ağırlığı	450
13	Wp : Yolcu Ağırlığı	200
14	Wb : Bagaj Ağırlığı	100
Wto = WE + Woe : KALKIŞ AĞIRLIĞI (GROS)		2430

Tablo 1.7b: Sınıf 1 ağırlıkları

NO	AĞIRLIK KALEMLERİ	lb	kg
1	W_f : Gövde Ağırlığı	369,4	167,4
2	W_w : Kanat Ağırlığı	243	110,1
3	W_h : Yatay Kuyruk Ağırlığı	36,5	16,5
4	W_v : Düşey Kuyruk Ağırlığı	26,7	12,1
5	W_{gb} : Burun İniş Takımı Ağırlığı	39,4	17,9
6	W_{ga} : Ana İniş Takımı Ağırlığı	91,9	41,6
7	W_{fq} : Sabit Donanım Ağırlığı	167,7	76
8	$W_{güç}$: Güç Ünitesi Ağırlığı	454,4	205,9
9	W : Motor Kaportası Ağırlığı	31,6	14,3
	W_E : BOŞ AĞIRLIK	1460,6	661,8

10	$W_{oil} + W_{fo}$: Kullanılmayan Yağ ve Yakıt	19	8,6
11	W_{crew} : Mürettebat Ağırlığı	200	90,6
	W_{oc} : OPERASYON BOŞ AĞIRLIĞI	1679,6	761

12	W_F : Görev Yakıt Ağırlığı	450	203,9
13	W_p : Yolcu Ağırlığı	200	90,6
14	W_b : Bagaj Ağırlığı	100	45,3
	$W_{TO} - W_E + W_{oc}$: KALKIŞ AĞIRLIĞI (GROS)	2429,6	1100,9

Adım 2.2: Daha önce geliştirilmiş olan çizimleri kullanarak uçağın ön düzenleme çiziminin hazırlanması. Üç görünüş için sadece yan görünüş normalde yeterli olacaktır.

Adım 2.3: Tüm sınıf I ağırlık parçalarının ağırlık merkezinin Şekil 1.10 de yerleştirilmesi.

Not: Bazı uçakların ağırlık dağılımında birkaç asimetreleri vardır. Bu durumda, ilaveten, parçaların ağırlık merkezlerinin y ekseninde yerleştirilmesi gerekecektir.

Adım 2.4: Bir tabloya her bir parça ağırlık merkezlerinin uygun x,y,z kordinatlarının girilmesi.

Dikkat: Şekil 1.10 de gösterildiği gibi 'O' referans noktası öyle seçilmelidir ki bütün kordinatlar pozitif olsun. Gelecekte geliştirilecek versiyonlarda uygun olması için, 'O' referans noktasının uçağın soluna ve buradan aşağı yerleştirilmesi iyi olur.

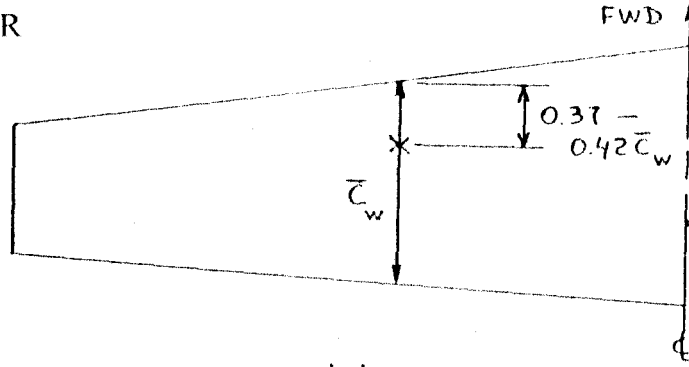
Aşağıdaki isimlendirme uçak mühendislerince oldukça geniş şekilde kullanılmaktadır.

Şekil 1.10' de gösterildiği gibi, X - kordinatları gövde istasyonları olarak alınır.

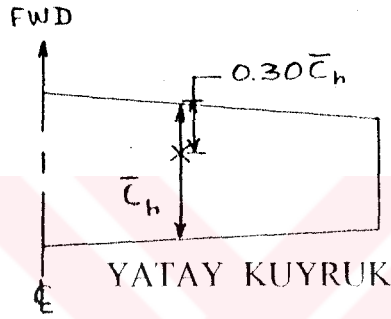
Şekil 1.10 de gösterildiği gibi olduğu gibi Y - kordinatları kanat kabahatları olarak alınır. (B.L veya W.B.L)

Tablo 1.8: Ara parçaların ağırlık merkezlerinin yeri.

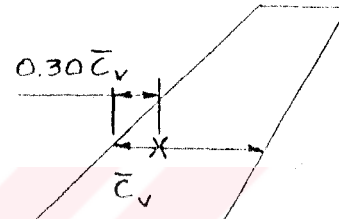
KANATLAR



STABİLİZERLER

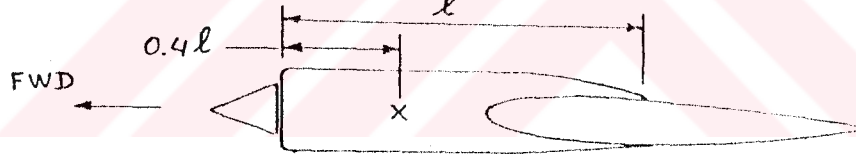


YATAY KUYRUK

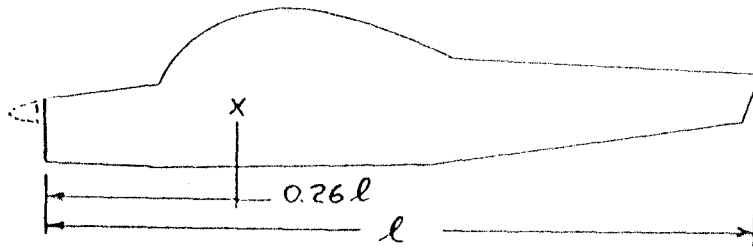


DİKEY KUYRUK

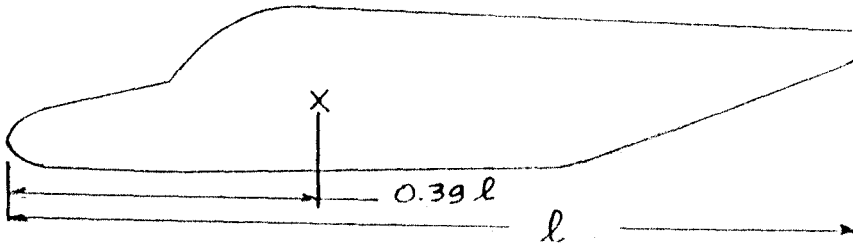
MOTOR KAPORTASI



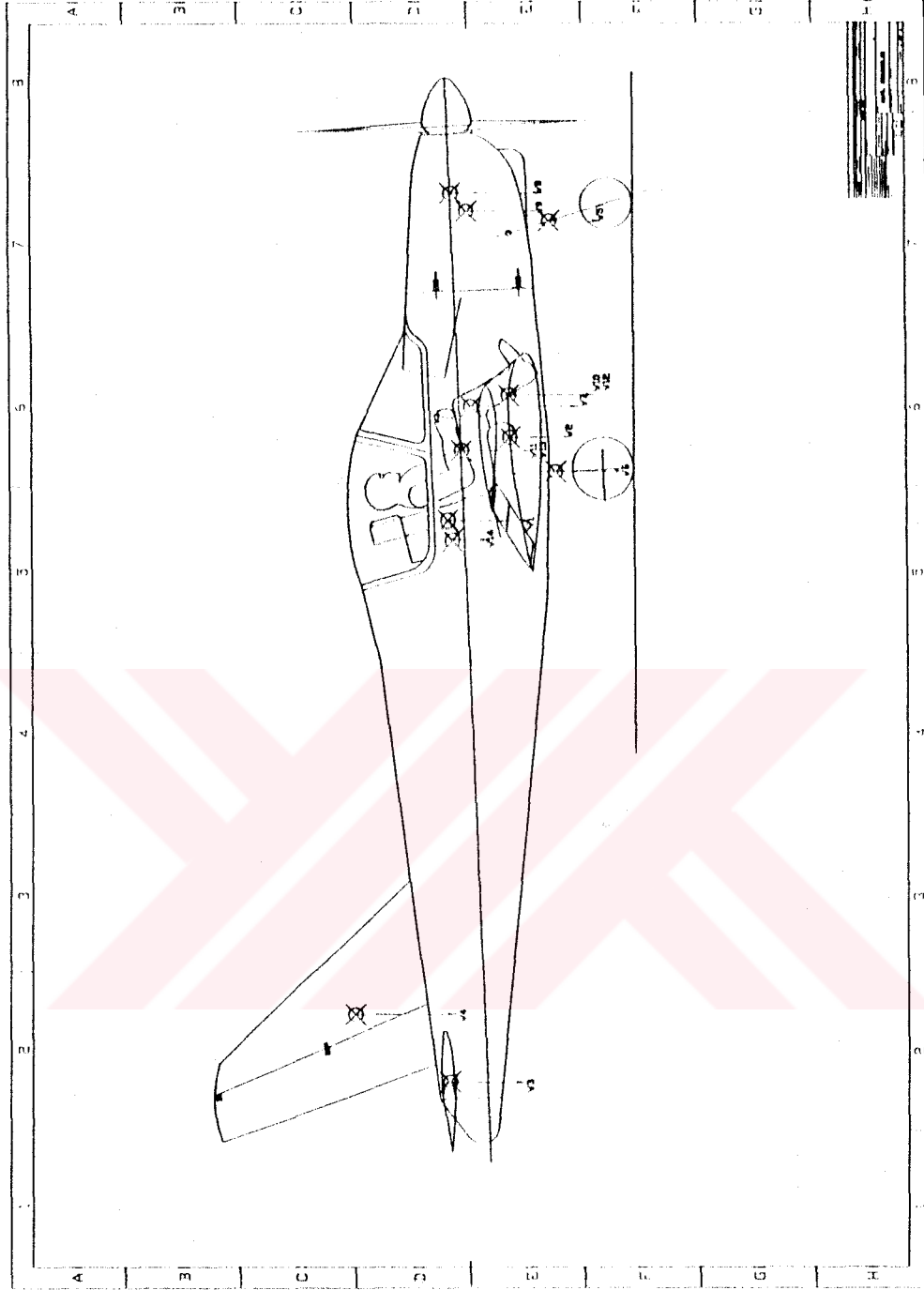
GÖVDE



KANOPI TİPİ



KABİN TİPİ



Şekil 1.10: Uçak ağırlık ve denge taslağı

Adım 2.5: Tablo 1.9 in yardımıyla x_{cg} , y_{cg} , z_{cg} yi hesaplanması.

Bu ağırlık merkezi yerleri bütün uygun yükleme durumları için hesaplanmalıdır. Bu yükleme durumları büyük miktarda uçağın görevine bağlıdır. Tipik yükleme konbinasyonları şöyledir.

1. Boş ağırlık
 2. Boş ağırlık + mürettebat
 3. Boş ağırlık + mürettebat + yakıt
 4. Boş ağırlık + mürettebat + yakıt + faydalı yük
- = Kalkış ağırlığı

Buradan şu anlaşılırki, bu 4 adet yükleme konbinasyonları aşağıdaki 6 yükleme durumu oluşacaktır.

1234 1324 1423

1243 1342 1432

Gerçekte ise daha çok şunlara çok şunlara bağlıdır;

1. Faydalı yük tipi ve bu yükün depolama yolu (örneğin boeing 747' deki yolcu yüklemesi)
2. Düzenlenen yakıt tankı girişi ve yakıt girişi ve çıkışının nasıl düzenleneceği.

Tablo 1.9a: Uçak parça ağırlıkları ve koordinatları

NO	PARÇA	W _i (lb)	X _i (inç)	Y _i (inç)	Z _i (inç)
1	W _f : Gövde Ağırlığı	369,4	106,4	0	39,4
2	W _w : Kanat Ağırlığı	243	111,9	0	28,4
3	W _h : Yatay Kuyruk Ağırlığı	36,5	285,3	0	67
4	W _v : Düşey Kuyruk Ağırlığı	26,7	258,5	0	90,6
5	W _{gb} : Burun İniş Takımı Ağırlığı	39,4	52,8	0	21,3
6	W _{ga} : Ana İniş Takımı Ağırlığı	91,9	121,4	0	22,1
7	W _{fq} : Sabit Donanım Ağırlığı	167,7	118,2	0	31,5
8	W _{güç} : Güç Ünitesi Ağırlığı	454,4	47,3	0	53,6
9	W : Motor Kaportası Ağırlığı	31,6	55,2	0	51,2
BOŞ AĞIRLIK : W_E =		1460,6 lb			

BOŞ AĞIRLIK MERKEZİNİN YERİ :	X _{cgW_E} =	95,9	inç
	Y _{cgW_E} =	0	inç
	Z _{cgW_E} =	41	inç

NO	PARÇA	W _i (lb)	X _i (inç)	Y _i (inç)	Z _i (inç)
10	W _{oil} + W _{fo} : Kullanılmayan Yağ ve Yakıt	19	145,8	0	43,3
11	W _{crew} : Mürettebat Ağırlığı	200	114,3	7,1	43,3
W_{oe}: OPERASYON BOŞ AĞIRLIĞI		1679,6 lb			

OPERASYON BOŞ AĞIR. MERKEZİ YERİ	X _{cgW_{oe}} =	98,7	inç
	Y _{cgW_{oe}} =	0,8	inç
	Z _{cgW_{oe}} =	41,6	inç

Tablo 1.9b: Uçak parça ağırlıkları ve koordinatları

NO	PARÇA	W _i (lb)	X _i (inç)	Y _i (inç)	Z _i (inç)
12	WF : Görev Yakıt Ağırlığı	450	102,4	0	36,2
13	Wp : Yolcu Ağırlığı	200	111,3	-7,1	43,3
14	Wb : Bagaj Ağırlığı	100	153,7	0	67,8
W _{TO} : KALKIŞ AĞIRLIĞI =		2429,6 lb			

KALKIŞ AĞIRLIK MERKEZİNİN YERİ

X _{cg} W _{to} =	102,9 inç
Y _{cg} W _{to} =	0 inç
Z _{cg} W _{to} =	41,9 inç

NO	PARÇA	W _i (lb)	X _i (inç)	Y _i (inç)	Z _i (inç)
	W _{oe} : OPERATION BOŞ AĞIRLIĞI	1679,6	102,9	0	41,9
12	WF : Görev Yakıt Ağırlığı	450	102,4	0	41,9
15	(W _{oe} + WF) =	2129,6 lb			

X _{cg} (W _{oe} +WF) =	99,5 inç
Y _{cg} (W _{oe} +WF) =	0 inç
Z _{cg} (W _{oe} +WF) =	40,7 inç

NO	PARÇA	PARÇA	W _i (lb)	X _i (inç)	Y _i (inç)	Z _i (inç)
	W _{to} : Kalkış Ağırlığı		2429,6	102,9	0	41,9
12	WF : Görev Yakıt Ağırlığı		-450	102,4	0	36,2
16	(W _{to} - WF) =		1979,6 lb			

X _{cg} (W _{to} -WF) =	103 inç
Y _{cg} (W _{to} -WF) =	0 inç
Z _{cg} (W _{to} -WF) =	43,2 inç

Adım 2.6: Hedeflenen uçak için, ağırlık merkezinin gezinmesi diagramının oluşturulması.

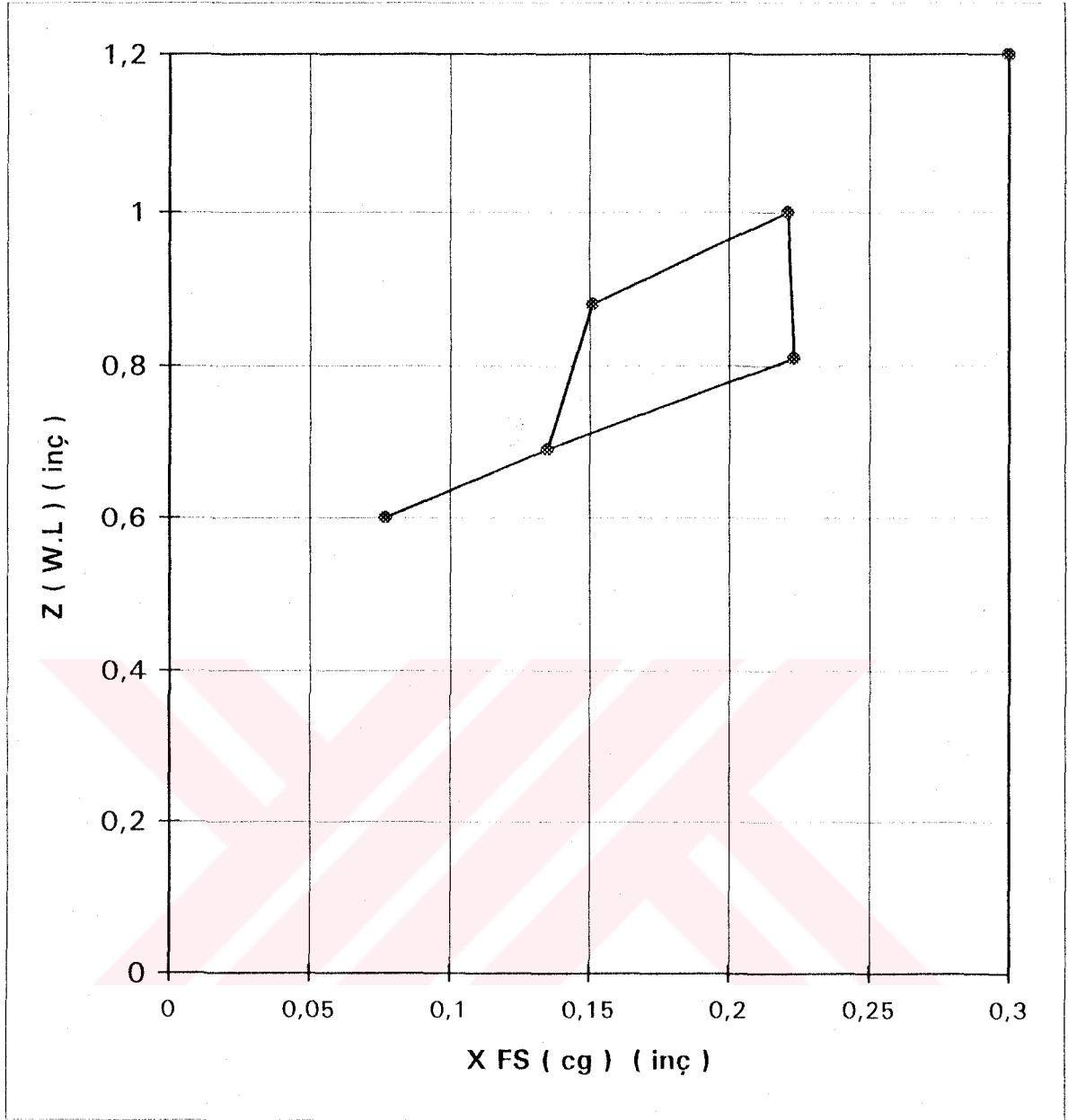
Şekil 1.11 de ağırlık merkezi gezinmesi diagramı sunulmuştur. Bu diagramda, ϵ ve τ_0 gibi kritik ağırlıklarda olduğu gibi yükleme sonuçlarını belirlemek önemlidir. Şekil 1.11 de ayrıca, ağırlık merkezi yerleri aşağıdaki gibi grafik halinde geliştirilmiştir.

1. Gövde istasyonu (F.S) terimleri halinde ve

2. Kanat ana geometri veteri C kesiti halinde

Şekil 1.11' de ayrıca ana iniş takımı yeri belirlenmiştir. Eğer boylamasına devrilme problemi var ise bunu belirlemek önemlidir.

Bazı uçaklar için, ve dikey ağırlık merkezi durumlarını yansıtan ağırlık merkezi gezinmesi diagramlarının çizilmesi önemli olabilir. Yanal devrilme potansiyeli olduğundan dolayı, bu ağırlık merkezi durumlarının iniş takımı yerleştirilmesinde etkiye sahip olabilir.



SINIF 1 Ağırlık Merkezinin Gezinti Alanı .

Xc.g.FR =	95,9	inç	244	cm
Xc.g.AFT =	103	inç	262	cm
X c.g RC =	7,1	inç	18	cm
%C" FR =	0,077			
%C" AFT =	0,223			

Şekil 1.11: Ağırlık merkezi gezinti diyagramı

	<i>Ağırlık merkezi menzili</i>	
	<i>inch</i>	<i>c_w kesri</i>
Ev yapımı	5	0,10
Tek motor per.	7 - 8	0,06 - 0,27
Tarım uçakları	5	0,10

Tablo 1.10: Ağırlık merkezi menzillerinin örnekleri.

Adım 2.7: Uçağın en ön ve en arka ağırlık merkezleri yerlerini belirlenmesi gerekir. Elde edilen ağırlık merkezi menzili ile, aynı kategorideki diğer uçakların ağırlık merkezi menzilleri kıyaslanır.

Şekil 1.11 en ön ve en arka ağırlık merkezlerinin nerede olduğunu belirlemede kullanılır. Okuyucu, niçin uçağın görevine uygunluk gösteren çoğu ters yükleme durumlarının ihmal edilmesinin hayati öneme sahip olduğunu şimdi anlayacaktır.

Tablo 1.10 sonuç ağırlık merkezi menzilinin, diğer uçakların ağırlık merkezi menzilleriyle kıyaslama verileri sunmaktır.

Hedeflenen uçak düzenlemesinin uygunluğu hakkında karar vermede şu prensipler akılda tutulmalıdır.

1. Prensip: Münkün olduğu durumda, ideal ağırlık merkezi düzenlemesi şöyledir; çalışma boş ağırlığı ağırlık merkezi ve faydalı yük ağırlık merkezi aynı dikey doğrultuda bulunması tavsiye edilir.

Hernekadar bu durumu elde edebilmek çok nadir olsada mümkün olduğu kadar yaklaşılmaya çalışılacaktır.

2.Prensip: İniş takımı öyle yerleştirmeye çalışılmalı ki; geri çekildiğinde hiçbir ana yapısal kesit çıkarma işlemine gerek kalmasın. Ayrıca, iniş takımları içeriye çekilirken, yeterli miktarda uygun hacim (boşluk) olduğundan emin olmak gerekir.

3.Prensip: Uçağın belirli temel stabilite ve kontrol gereklerini karşılaması gerekliliği akılda tutulmalıdır. Daha önce bu konu ile ilgili bir adımın yapılması gerekir. Bu noktai nazardan, iki tip uçak vardır;

1. Tabii boylamasına statik ve tabii doğrultusal statik stabiliteye sahip olması gereken uçaklar. Daha önceki dizayn adımlarında elde edilmesi gereken X - grafiği metodu ile sınıf I ağırlık ve denge analizinin müştereken kullanılması

ile tabii statik stabilite temin eder. Şu unutulmamalıdır ki, minimum statik stabilite seviyeleri olmaksızın, hedeflenmiş uçak dizaynı geçersiz olur.

2. Tabii boylamasına stabiliteye sahip ve/veya doğrultusal statik stabilitesizliğe (dengesizlik) sahip olabilen uçaklar. Bu uçaklar içinde geri beslemeli takla sinyal kontrolü yüzey hareket ettiricilerine (uçuş kontrol yüzeylerini sırayla hareket ettirerek, 'defacto' stabilitesi gibi statik stabilite temin etmek amacıyla) sahip olmalıdır. Bundan, tabii dengesizlik (stabilitesizlik), kontrol gücü, geri besleme kazançları ve hareket ettirici hız şartları arasındaki bağıntı kastedilmektedir. Bu aşamanın daha sonra incelenmesi gerekir.

4. **Prensip:** Eğer uçak dizaynında büyük denge problemleri ortaya çıkarsa, bu problemleri gidermek için genellikle kanadın yeri değiştirilir. Eğer iniş takımlarının kanada bağlanması gerekiyorsa, bu takdirde tüm bu kanat iniş takımı kombinasyonu yer değiştirilmelidir.

2. İNİŞ TAKIMLARININ SINIF II METODU İLE DİZAYNI

2.1 İNİŞ TAKIMI PARÇALARININ FONKSİYONLARI

Uçaklara iniş takımlarının yerleştirilmesinin 5 sebebi vardır.

1. İniş ve taksi şok yüklerini sönmölemek.
2. Yer manevrası yapabilmeyi temin etmek: taksi, kalkış - dönuşü, iniş - dönuşü ve yönelme.
3. Frenleme kabiliyeti temin etmek.
4. Uçak çekmeye müsait olmak.
5. Yerin yüzeyinden korunmak.

Tekerlekli iniş takımları açıkça taşıtın yerdeki operasyonlarının çözümüdür. İniş takımı uçağın uçuş kabiliyetine yardımcı olmaz. Çeşitli dönemlerde onu kaldırmak gibi başarısız girişimlerde oldu. Bazı özel uygulamalarda hava yastıklı vasıtalar, elle itilen araba kullanılarak uçurmak, kızaklar kullanmak gibi çözümlerde kullanılmıştı.

Hafif uçakların çoğunluğu üç tekerlekliedir. İki ana tekerlek ağırlık merkezine yakındır. Diğeri ise ya kuyruk kısmında, yada burun kısmındadır. Bu son tasarım “üç tekerlekli” diye bilinir. Bazı uçaklarda bir ana tekerlek ve birde kuyruk tekerleğı kullanılır. Motorlu veya motorsuz planörlerde ağırlık merkezinin önünde bir tekerlek, bir tekerlek de kuyruk kısmında bulunur. Şekil 2.5’ te de ana tekerleğı ağırlık merkezinin arkasında ve burun kısmında ise kızığı olan diğeri tiplerde mevcuttur. Her iki örnekte de ya kanat ucu kızakları yada kanat ucu destek iniş takımlarına ihtiyaç vardır.

2.2 İNİŞ TAKIM TIPLERİNİN İNCELENMESİ

Bu bölümde tüm iniş takımları konfigrasyonunun bazı temel yaklaşımları incelenecektir.

İniş takımı tertip işleminden önce iki önemli karar verilmelidir. Bunlar:

1. Sabit veya geri çekilebilir iniş takımına karar verme.
2. Üç tekerlekli, iki tekerlekli, kuyruk tekerlekli veyahut geleneksel olmayan herhangi bir tipin kullanımına karar vermek. Bazı durumlarda outrigger iniş takımının kullanılmasına ihtiyaç duyulabilir.

Bu kararların kar ve zararları şimdi incelenecektir.

1. Karar: İniş takımının indüklediği aerodinamik sürüklenme, ağırlık ve komplekslik (maliyet) arasında yapılan kar zarar dengesiyle buna karar verilir. Tercübeler şunu göstermektedir ki, seyahat hızları 150 kts nin üstünde olan uçaklar geriçekilebilir iniş takımı kullanmaya yönelmişlerdir. Çünkü iniş takım sürüklemesi bu hızlardan sonra rahatsızlık vermektedir. Tablo 2.1’de sabit ve geriçekilebilir iniş takımları arasındaki kar zarar durumları belirtilmiştir.

2. Karar: Uçağın görevine oldukça bağlıdır. Aşağıdaki şekillerde her bir iniş takımına örnek gösterilmiştir. Her bir tipin iyi ve kötü yanları vardır. Bu durumlar şimdi incelenecektir.

Üç tekerlekli (burun tekerlekli) iniş takımı konfigrasyonu (bakınız şekil 2.1) ençok kullanılan iniş takım tertibidir. Bunun başlıca sebepleri şunlardır.

1. Yer operasyonu sırasında burun üzerinden iyi bir görüş kapasitesi sunar.
2. Yer taklalarına karşı stabilitelidir.
3. İyi yönlendirme özelliklerine sahiptir.
4. Yerde iki zemin seviyesi düzgündür. Bu özellik kargo ve yolcu uçakları için önemlidir.

Tablo 2.1: Çekilebilir iniş takımına karşı sabit iniş takımlarının avantaj ve dezavantajlarının özeti.

<i>İniş takımı tipi</i>	<i>Sabit</i>	<i>Gerçekilebilir</i>
<i>Karakteristikler</i>		
<i>Aerodinamik sürüklenme</i>	yüksek	minimum.
<i>Ağırlık</i>	düşük	yüksek
<i>Karmaşıklık ve fiyat</i>	düşük	yüksek.
<i>Bakım fiyatı</i>	önemsiz	önemli

Tablo 2.2: Üç iniş takımı tipi için avantaj ve dezavantajların özeti.

<i>İniş takımı tipi</i>	<i>Üç tekerlekli</i>	<i>Bisiklet tipi</i>	<i>Kuyruk tekerlekli</i>
<i>Karakteristikler</i>			
Yertaklası davranışı	kararlı	kararlılık ağırlık	kararsız
Burun üzerinden görüş	iyi	iyi	kötü
Yerde zemin durumu	seviye	seviyede olabilir	seviyede değil
Ağırlık	orta	yüksek	düşük
Yere değdikten sonra	iyi	iyiye yakın	kötü
Taksi sırasında	iyi	iyi	kötü
Kalkış dönüşü	iyi	imkansız yakın	iyi
Kalkış prosedürü	kolay	kolay	maharet gerekli

Bisiklet iniş takım konfirasyonu hayati öneme haiz elemanların yerleştirmesinin üç tekerlekli veya kuyruk tekerlekli konfigrasyon kullanımına mani olduğu durumlarda kullanılır. Bunlara misal olarak B52 bombardıman uçağı ve AV8B Harrier V/STOL savaş uçağı verilebilir.

B52 bombardıman uçağında bölünmemiş büyük bir bomba bölümü arzu edildi. Bu ona iniş takımının gövdenin ortasına çekilmesini imkansız hale getirdi. Üsten kanat konfigrasyonu ise iniş takımının kanat içersine çekilmesini engelledi. Sonuç olarak geri kalan seçenek olarak bisiklet iniş takımı kullanıldı.

Harrier'de ise gövdenin merkez alanı tümü ile Pegasus 'four poster' motor ve dönel lüle tarafından işgal edilmiştir. Kanadın ince olması sebebiyle bu ana iniş takımının gövdeye çekilmesi imkansız olmuştur. Iniş takımının kanat içine çekilmesi' de mümkün değildir. Bu sebeble geriye sadece bisiklet konfigrasyon kalmıştır.

Bisiklet tipi iniş takımı kullanan uçaklar yer hareketi esnasında yanal stabilite için outrigger adlandırılan destek iniş takımlarına ihtiyaç duyar. Bu outrigger iniş takımları normal olarak kanat içersine (B52) veya kanat ucundaki bölümlere (Harrier) çekilir.

Bisiklet iniş takımı konfigrasyonunun çok önemli bir sonucu, bu düzenlemenin kalkış rotasyonunu imkansız kılmasa bile çok zorlaştırmasıdır. Bu sebeple kanat, seyahat sürüklenme mütalaaları yerine kalkış mütalaaları tarafından belirlenen tesbit açısında yerleştirilmelidir. B52 buna iyi bir misaldir.

Kuyruk tekerlekli konfigrasyon esas olarak ev yapımı uçaklarda ve çok pürüzlü yüzeylerde hareket etmek mecburiyetinde olan uçaklarda kullanılır. Şayet burun tekerlekli konfigrasyonu, pürüzlü alanlardaki operasyon sonucu olarak meydana gelen büyük gerilmelere engel olacak şekilde dizayn edilmemişse bu konfigrasyon çok ağır olmaya meyillidir.

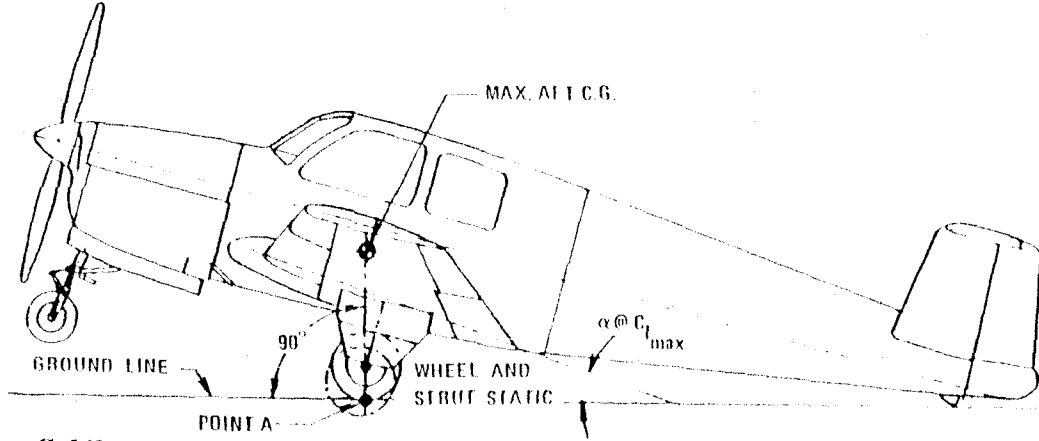
Kuyruk tekerlekli iniş takımları genellikle diğer iniş takımı konfigrasyonlarından daha hafiftir. Aşağıdaki dezavantajlar çoğu uçaklarda kuyruk tekerlekli konfigrasyonun kullanılmamasının sebepleridir.

1. Devrilmeye karşı büyük meyilli olması
2. Yer hareketi sırasında burun üzerinden görünürlük kötüdür. Bu taksi hareketi sırasında zig-zag yapma ihtiyacını doğurur.

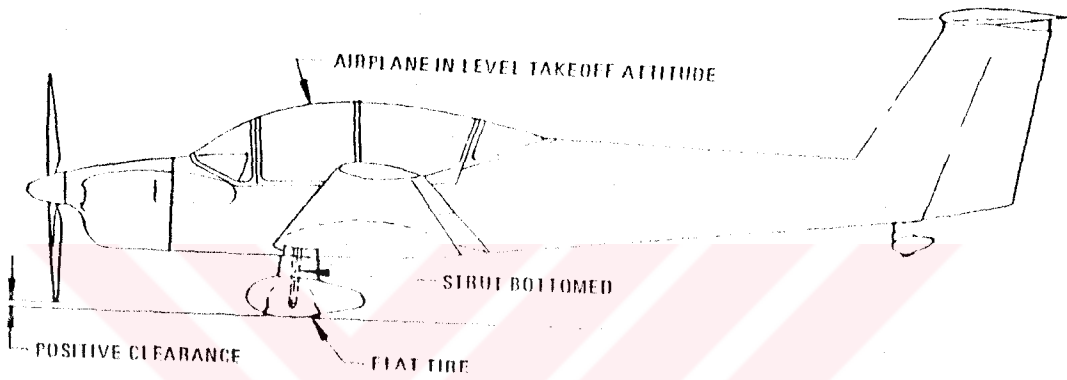
3. Taksi esnasındaki direksiyon kabiliyeti iyi değildir.

Tablo 2.2’de üç tekerlekli, bisiklet ve kuyruk tekerlekli (tipi iniş takımlarının avantaj ve dezavantajları özetlenmiştir. Şayet bu konfigrasyonların hiç biride uygun değilse alışılmamış (unconventional) konfigrasyonlar kullanılabilir.

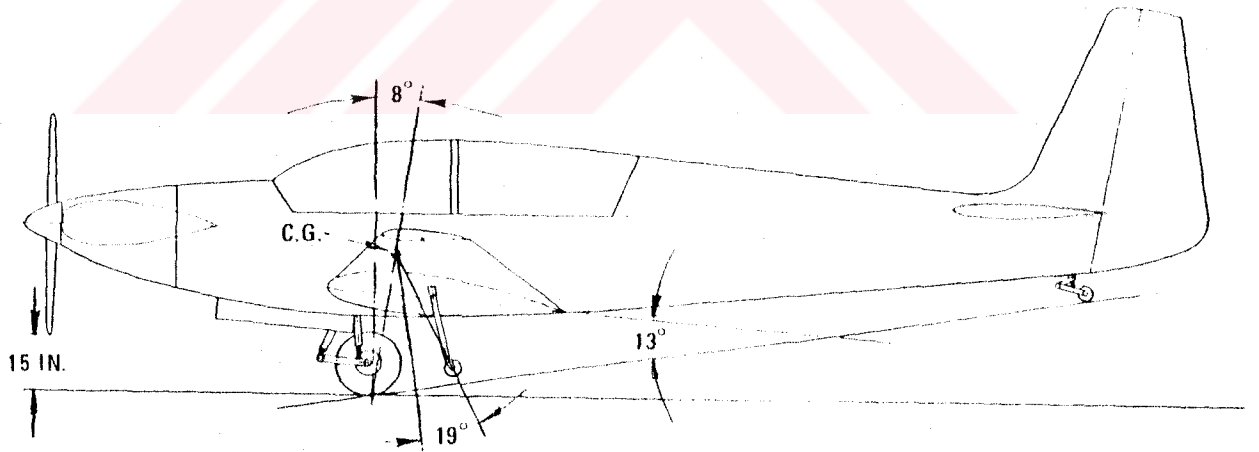




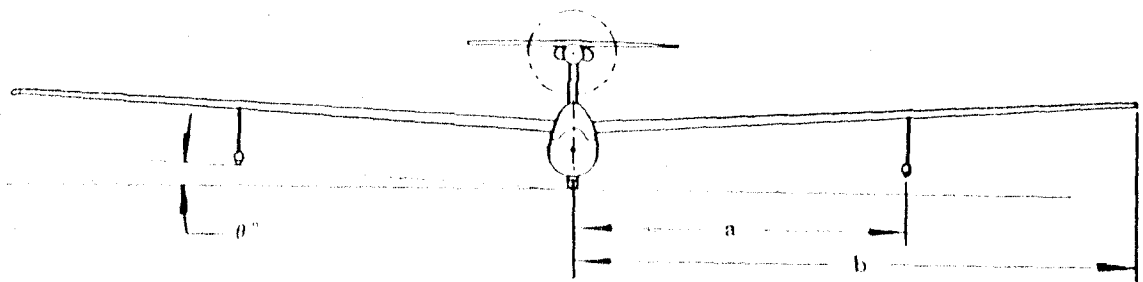
Şekil 2.1: Burun tekerlekli iniş takımı konfigrasyonu



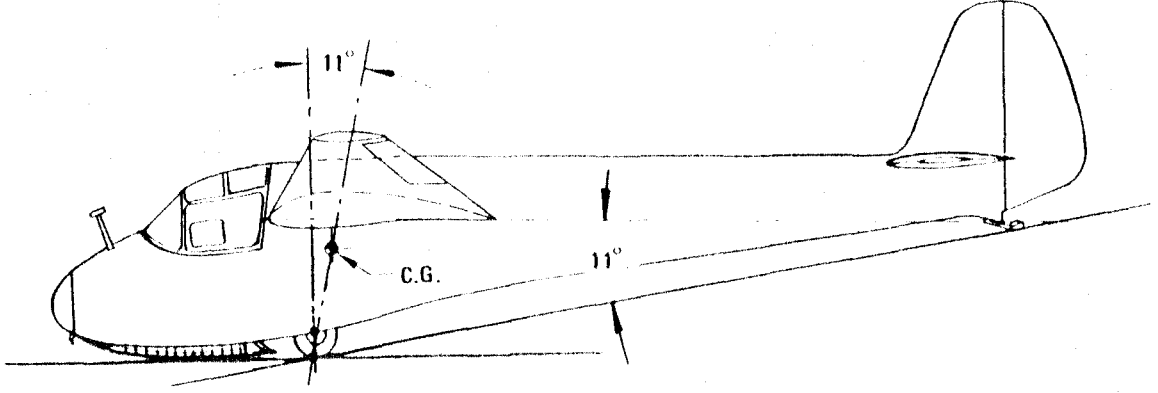
Şekil 2.2: Kuyruk tekerlekli iniş takımı konfigrasyonu



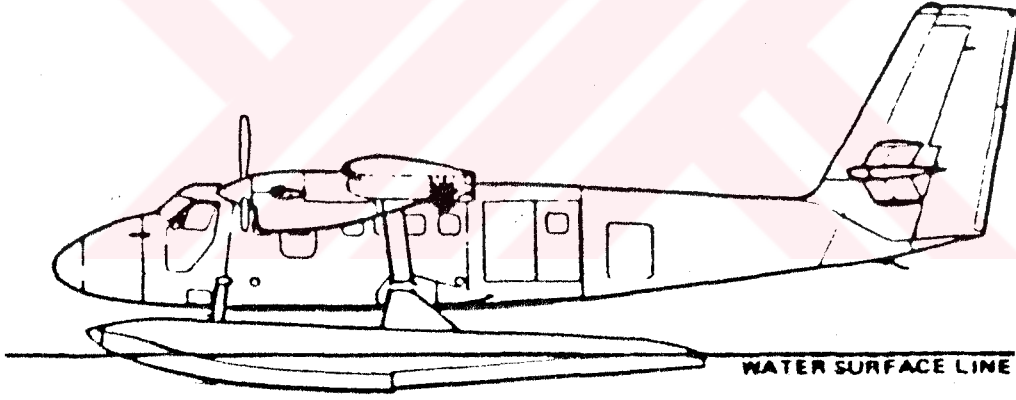
Şekil 2.3: Tek tekerlekli konfigrasyon,



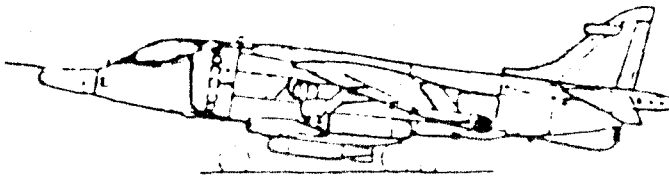
Şekil 2.4: Outtriggerin mevcut bulunduğu iniş takımı konfigrasyonu



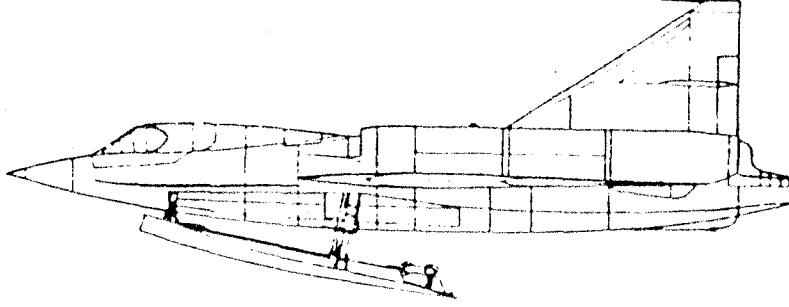
Şekil 2.5: Burun kızaklı iniş takımı konfigrasyonu



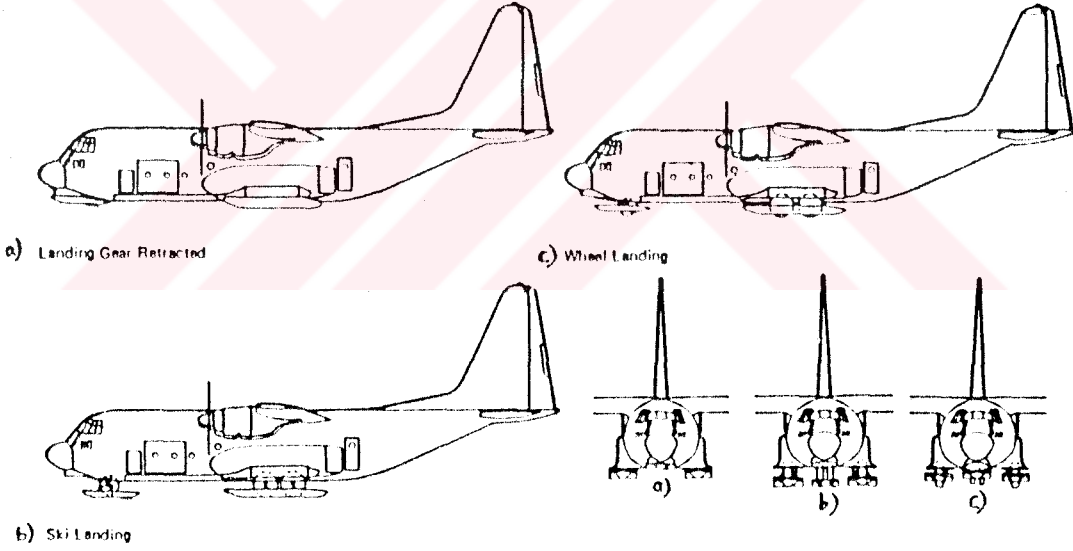
Şekil 2.6: Yüzen iniş takım konfigrasyonu



Şekil 2.7: Bisiklet tipi iniş takımı konfigrasyonu



Şekil 2.8: Su üzerinde kullanım için kayak iniş takımı



Şekil 2.9: Karada kullanım için kayak iniş takımı

2.3 İNİŞ TAKIMI VE PİSTİN BİRBİRİNE UYGUNLUĞU: İZİNVERİLEBİLİR TEKERLEK YÜKÜNÜN TESBİTİ

Her bir iniş takımı bacağında (strut) veya her bir lastikteki yük:

1. Uçakta veya iniş takımında yapısal hasara sebep olmamalıdır.
2. Lastiğe hasar vermemelidir.
3. Pistte hasar meydana getirmemeli veya aşırı deformasyona sebep olmamalı.

Bu incelemede yapı dizaynının detayları göz önüne alınmayacaktır.

Bu bölüm izin verilebilir iniş takımı ve pist açısından tekerleklerle gelen yüklerle ilgilidir.

İzin verilebilir lastik yükleri konusunu daha sonraki konularda inceleyeceğiz.

2.3.1 Burun İniş Takımı Yönlendirme Yükleri

Yeterli miktarda burun iniş takımı yönlendirmeni sağlamak için burun tekerleğine etki eden minimum normal kuvvet kumanda için gerekli uygun miktar sürtünme kuvveti üretebilmelidir.

Önemli not: Burun tekerleğindeki normal kuvvet yeterli kumandanın sağlanması için $0.08W_{TO}$ dan daha küçük olmamalıdır.

2.3.2 Yüzey (İniş - Kalkış Alanı Yüzeyi) Açısından İniş Takımı Yükleri

Üç tip pist yüzeyi göz önünde bulundurulacaktır.

1. Tip yüzey: Hazırlanmamış veya basitçe düzeltilmiş yüzeylerdeki koşu yolları: Çimenli ve çakıllı yüzeyler bunlara örneklerdir. Normal olarak aşırı lastik yüklerinin sebep olduğu keskin yerel çukurlar sebebiyle yüzey hasarları meydana gelir.

2. Tip yüzeyler: Esnek kaldırımlı koşu yolları: Asfalt veya tarmacadam. Bunlar normal olarak çok aşırı lastik yükünün sebep olduğu keskin yerel

çukurlar sebebiyle yüzey hasarları meydana gelir. Bundan dolayı keskin yüzey dalgalanmaları oluşabilir.

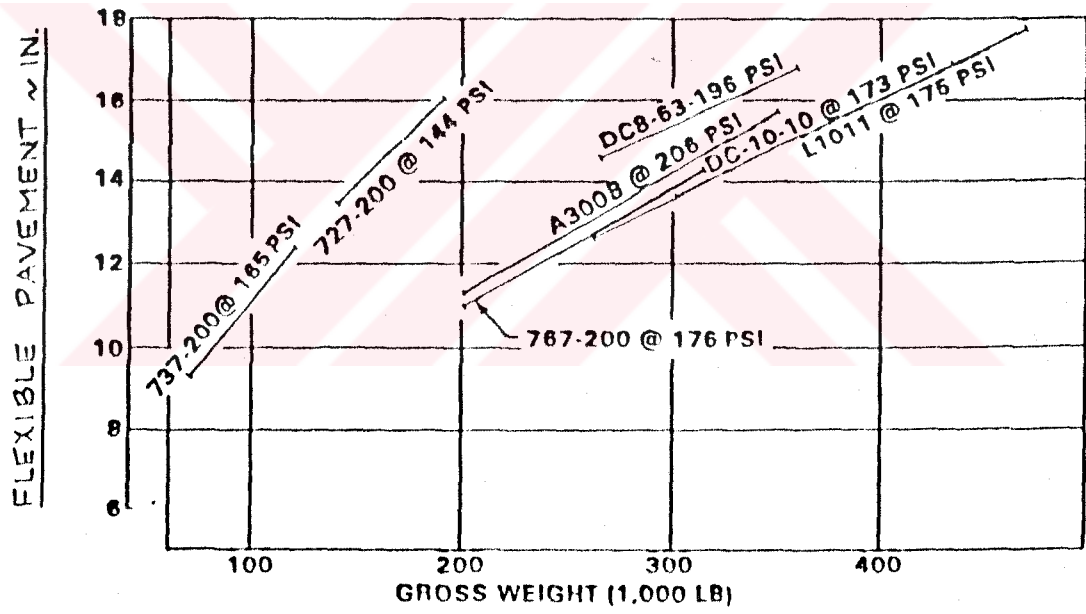
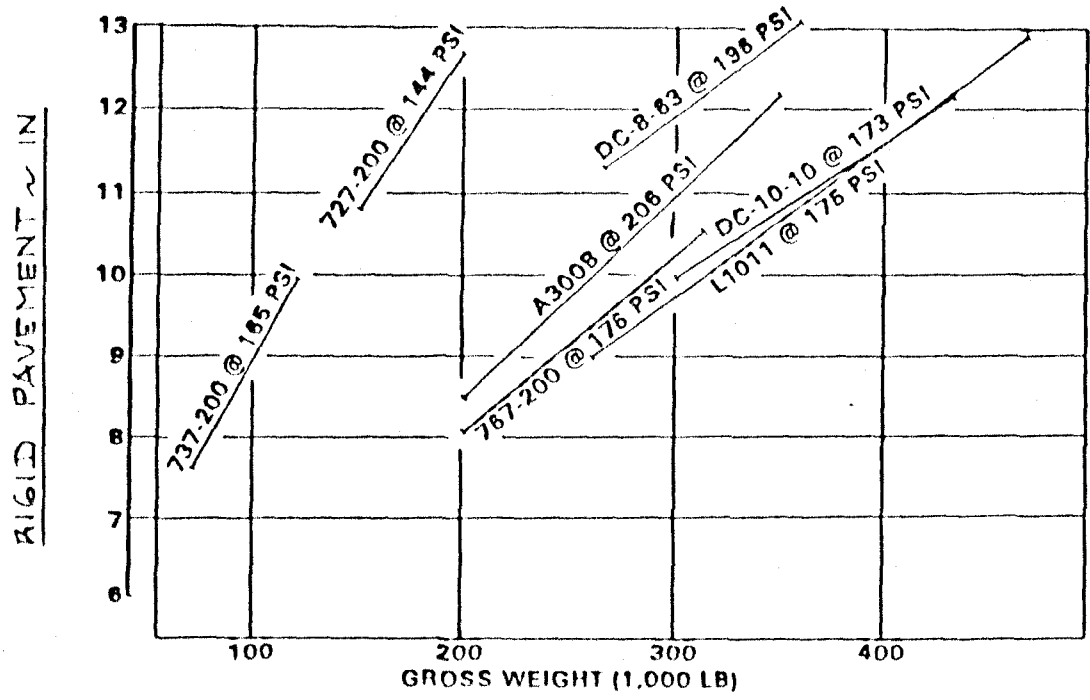
3. Tip yüzeyler: Rijit kaldırımlı koşu yolları: Beton. Bu yüzeyler normalde yaklaşık olarak esnek kaldırımların yarısı kalınlıkta (pürüzlülükte) dir. Hasar sık sık aşırı lastik yükü sebebiyle beton dilimlerinin köşelerinin çatlamasından dolayı meydana gelir. Şekil 2.10 modern jet uçaklarına tahsis edilen çok ağır kaldırım ihtiyaçlarını göstermektedir.

2.3.2.1 1. Tip Yüzeyler İçin Müsade Edilebilir İniş Takımı Yükleri

1. Tip yüzeylerde iniş takımlarının sebep olduğu yüzey hasarlarından kaçınmak için lastik basınçları Tablo 2.3’de verilen değerleri aşmamalıdır. Bu tablo her bir iniş takımı dikmesine gelen yük 10.000 libreyi geçtiği zaman kullanılmamalıdır. Her bir dikme ye gelen yük 10.000 lb’ den daha fazla ise 2 ve 3 nolu yüzey tipleri kullanılmalıdır.

2.3.2.2 2. Ve 3. Tip Yüzeyler İçin Müsade Edilebilir İniş Takımı Yükleri

2. ve 3. tip yüzeylerde iniş takımlarının sebep olduğu yüzey tahribatından kaçınmak için LCN (yük sınıflandırma numarası) metodu önerilir. Bu metot ICAO (uluslararası sivil havacılık organizasyonu) tarafından geliştirilmiştir. Dünyadaki bütün koşu yollarına bir LCN verilmiştir. İniş takımı öyle dizayn edilmelidirki iniş takımlarının LCN numarası uçağın kullanacağı koşu yollarının en düşük LCN numarasını geçmemelidir.



Şekil 2.10: Jet nakliye uçakları için gerekli olan döşeme kalınlıkları.

Tablo 2.3’ de nakliye uçakları ile bağlantılı olarak tipik LCN numaraları verilmiştir.

Her dikmede tek bir tane tekerlek bulunan iniş takımları için LCN, her bir tekerlekteki yük ve tekerleğin lastik basıncı arasındaki ilişki şekil 2.11’ de gösterilmiştir. Verilen LCN değeri ile pistte hareket ederken, her bir tekerlekteki yük ve lastik basıncının izin verilebilir kombinasyonunu bulmak için şekil 2.11 kullanılabilir. Her dikmede birden fazla tekerlek bulunan iniş takımları için şekil 2.11 kullanılmadan önce ilk olarak ESWL (eşdeğer tekil tekerlek türü) tesbit edilmelidir. ESWL tarifi aşağıda verilmiştir.

Tarif: İki veya daha fazla tekerlek grubunun ESWL si, aynı basınç ve aynı kaldırım gerilmesine (pavement stress) sebep olan tekil bir tekerleğin yüküne eşittir.

Ön dizayn için aşağıdaki eşitlikler kabul edilebilir sonuçlar verir:

ÇİFTLİ tekerlek yerleştirimi için (bakınız şekil 2.12)

$$ESWL = P_n/1.33 \text{ veya } P_m/1.33 \quad (2.1)$$

ARKA ARKAYA ikili yerleştirme için (bakınız şekil 2.12)

$$ESWL = P_n/2 \text{ veya } P_m/2 \quad (2.2)$$

P_m ve P_n ’nin tarifi şekil 2.13’de verilmiştir.

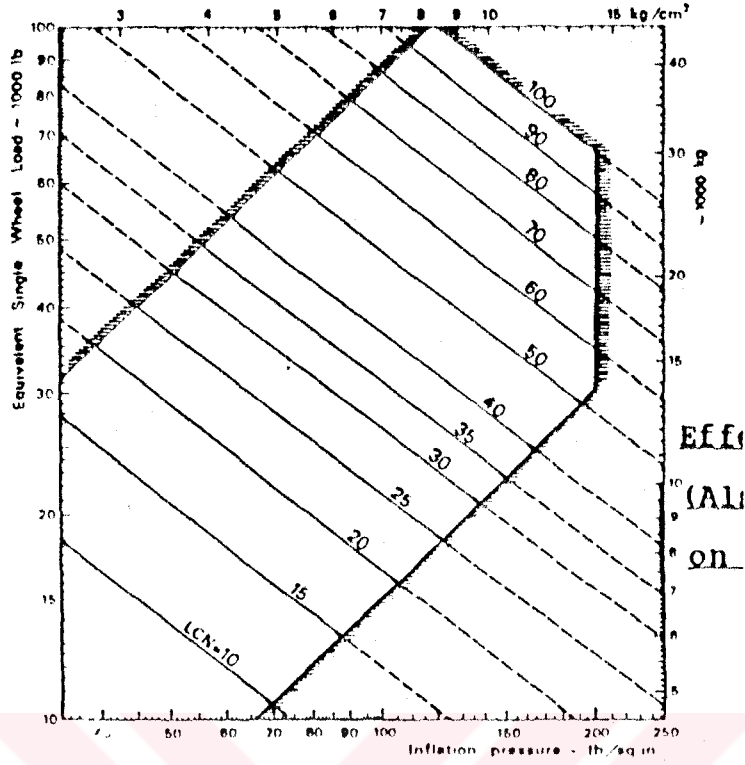
Kiriş başına 4 tekerlektan fazla tekerleğe sahip iniş takımları için ESWL şu kaynaklardan hesaplanabilir: N. S. Landing Gear Design Handbook, Currey Lockheed; Torenbeek Syththesis of Subsonic Ariplane Design.

Tablo 2.3: Değişik yüzeyler için tavsiye edilen lastik basıncı

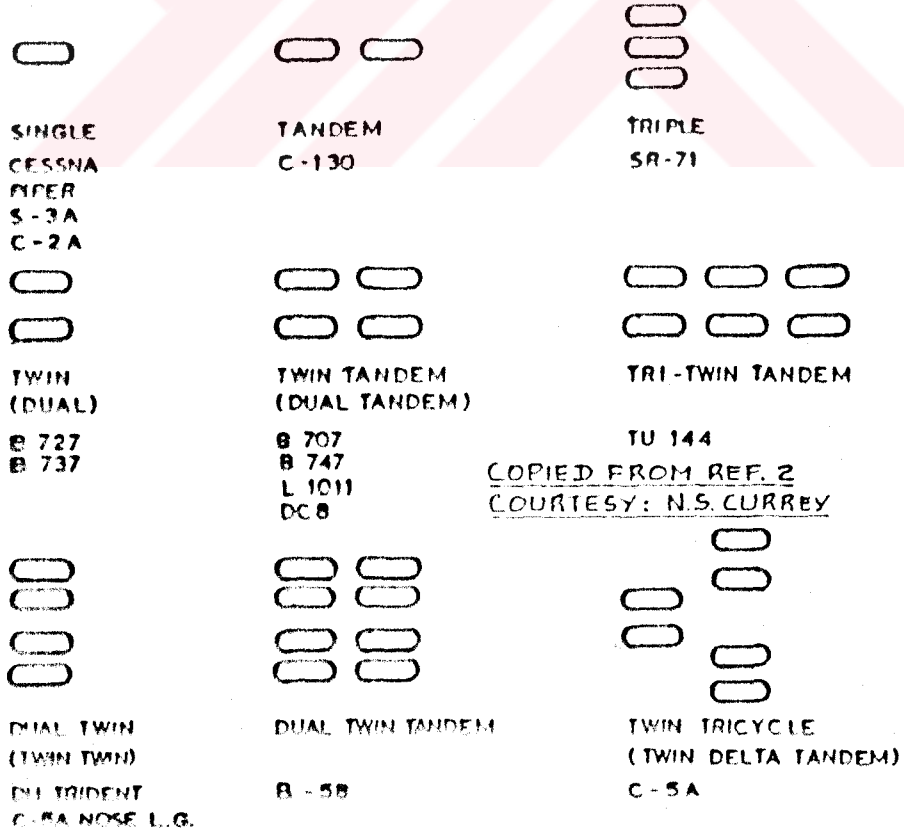
Yüzeyin tanımı	Maksimum İzin verilebilir lastik basıncı	
	kg/cm ²	psi
Yumuşak gevşek çöl kumu	1.8 - 2.5	25 - 35
Islak boggy çimi	2.1 - 3.2	30 - 45
Sert çöl kumu	2.8 - 4.2	45 - 60
Altındaki toprağın tipine bağlı olarak sert olan çim	3.2 - 4.2	45 - 60
Temeli iyi olmayan küçük çakıllı pist	3.5 - 5.0	50 - 70
Temeli iyi olan küçük çakıllı pist	5.0 - 6.3	70 - 90
Büyük iyi dayanımlı beton pistler	8.5 - 14	120 - 200

Tablo 2.4: Nakliye Uçakları için Lastik basıncı ve LCN verileri.

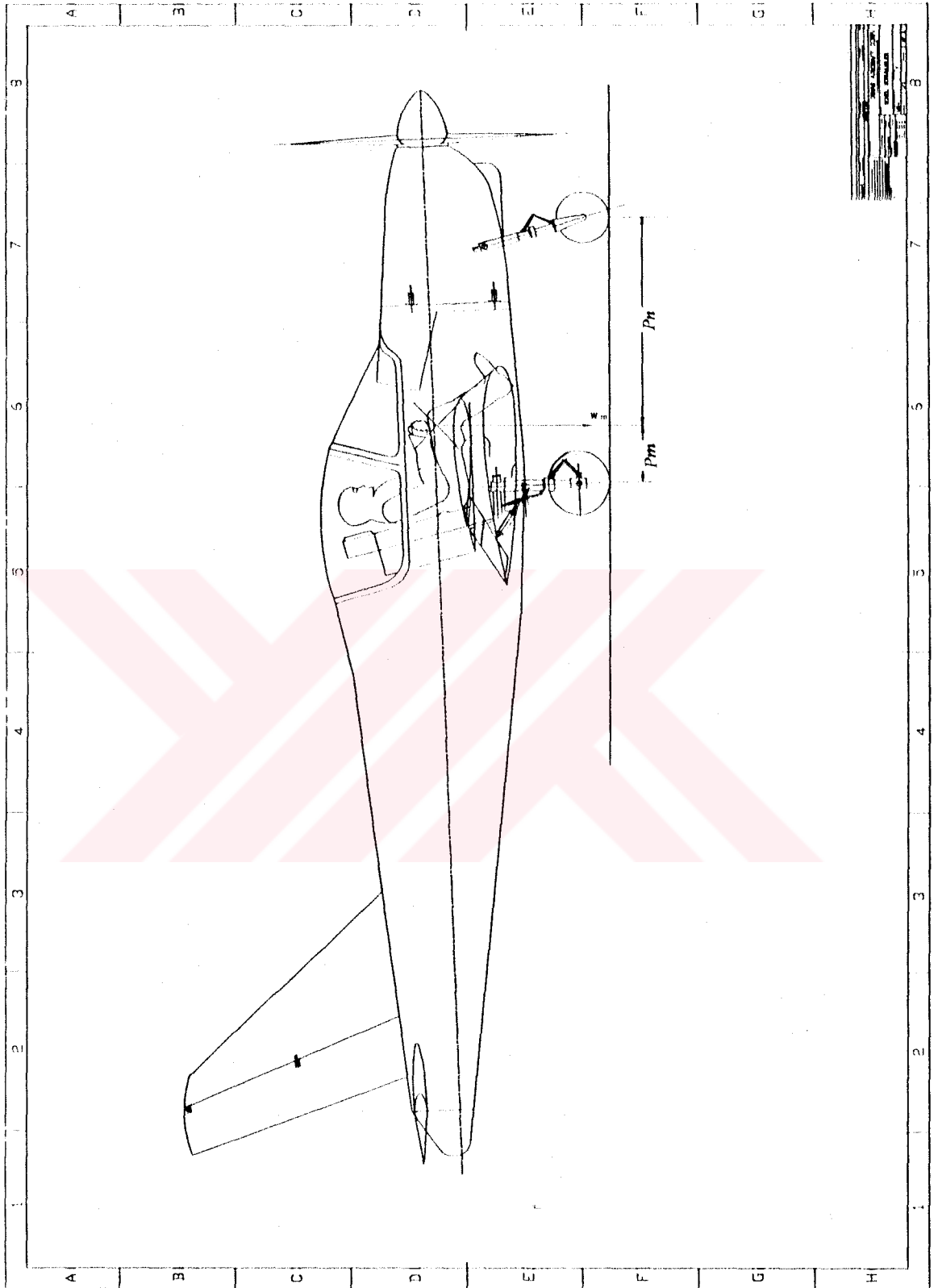
Uçak Tipi	W_{TO}	Lastik basıncı	LCN
Fokker F-27 Mk 500	45.000	80	19
Fokker F-28 Mk 2000	65.000	100	27
McDD DC -9/10	90.700	129	39
Boeing 737-200	110.110	162	49
Boeing 727-200	190.000	160	80
Boeing 757-200	210.000	157	50
Boeing 707-320 C	300.000	180	80
McDD DC-10/10	410.000	175	88



Şekil 2.11: Lastik basıncının ve lastik yükünün (ayrıca: Eşdeğer tek lastik yükü) LCN (yük sınıfı numarası) üzerindeki etkisi.



Şekil 2.12: İniş takımı tekerlek tertiplerinin örnekleri.



Şekil 2.13: P_m ve P_n nin tanımlanması.

2.4.1. Lastik Tipleri ve Lastik Tanımlamaları

Aşağıdaki şekilde uçaklarda sık olarak kullanılan yedi lastik tipi gösterilmiştir. Herbir tip için tanımlar herbir lastiğin hemen arkasında sunulmuştur.

Lastik imalatçıları lastikleri şu terimler halinde derecelendirmektedirler:

1. Kat sınıflandırması (ply rating)
2. Maksimum izin verilebilir statik yükleme
3. Tavsiye edilen (yüklenmemiş) artış basıncı
4. Maksimum izin verilebilir pist hızı

Lastiğin kat sınıflandırması, sınıflandırması belirlenmiş bir operasyon için lastiğin tavsiye edilen maksimum statik yük ve uygun şişirme basıncını tanımlar.

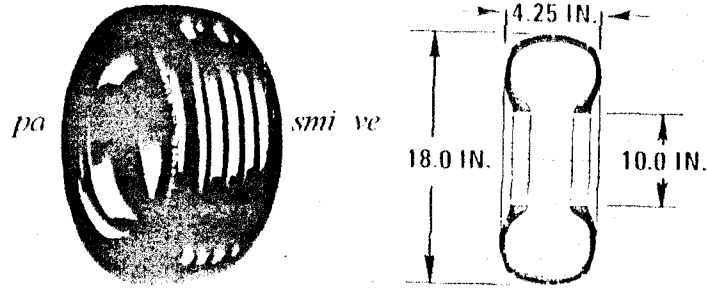
Kat sınıflandırması lastiğin mukavemet indeksidir ve doku çekirdeği katlarının hakiki sayısını GÖSTERMEZ.

Verilen herhangi bir lastik uygulaması için maksimum izin verilebilir statik yükleme ve yük gelmemiş haldeki şişirme basıncı, pist yüzeyi bakış açısından hesaplanan değerlere uygun olmalıdır.

Mevcut standart lastik tiplerini şöylece sıralayabiliriz:

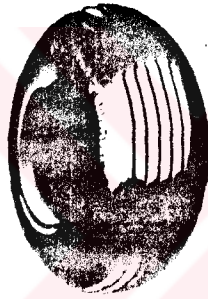
Yeni dizayn: Bu yeni oluşturulmuş bir dizayndır. Dış lastik boyutları tip dizaynı olarak gösterilmiştir: $Do * W$. Bütün yeni lastikler bu sistem ile dizayn edilmektedir. Tip III dizaynı hariç bütün yeni olarak dizayn edilen lastikler yeni dizayn olarak sınıflandırılmaktadır. Bunun üç parçalı gösterimi vardır. Bu dizaynlar yüksek hız ve/veya yüzme özelliklerinin temin edilmesi amacıyla geliştirilmişlerdir. Bunlar yakın zamanlarda çıkmış bütün özel ticari uçaklar ve askeri uçaklarda kullanılmak üzere üretilmektedir. Yeni dizayn lastiklerde daha dar bir flanş mevcut olup bu sayede gövdeye daha iyi gerilme dağılımı temin etmekte ve diğer lastiklere göre hem daha uzun ömürlü olmakta hemde yüksek performans durumları için daha iyi özellik göstermektedir. Tipik gösterimi şöyledir:

$$18*4.25-10 = (\text{dış çap}) * (\text{kesit genişliği}) - (\text{jant çapı}) \text{ (inch cinsinden)}$$



Şekil 2.14a: 'Yeni dizayn' sınıfı lastik

Tip I: Pürüzsüz konturludur (dış çizgilidir). Bu tip geri çekilemez iniş takımlarına sahip uçaklar için dizayn edilmiştir. Bu tip bugün hala kullanılsada, yeni dizayn edilen uçaklar için bu tipi kullanmak dizayncıları çekingen bırakmıştır. Çünkü bu tipin modası geçtiği düşünülmektedir.

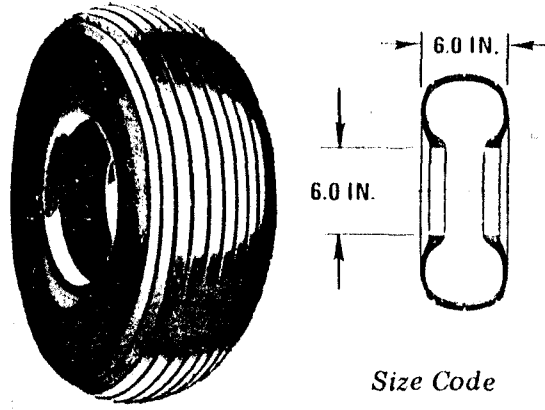


Şekil 2.14b: 'Tip I' sınıfı lastik

Tip II: Yüksek basınçlıdır. Hala kullanılsa bile modasının geçtiği düşünülmektedir. Geri çekilebilir iniş takımlı uçaklar için dizayn edilmiştir. Bunun yerine oldukça büyük yük taşıma kaysayısı olan Tip VII geçmiştir.

Tip III: Düşük basınçlıdır. Bu tip I ile kıyaslanırsa bile lastik cant çapı daha küçüktür. Ayrıca daha büyük hacmi ve daha düşük basıncı vardır. Bu tipin diğer yeni boyutları 'yeni dizayn' tertibi altında listelenmiştir. Bugünün çoğu piston tahrikli uçaklarında kullanılır. Bu düşük basınç ve geniş hacmi ona iyileştirilmiş sönümleme özelliği ve piste hasar vermeme özelliği temin eder. Tipik olarak boyutlandırılış gösterimi şöyledir.

6.00 - 6 gösteriminde ilk terim kesit maksimum genişliğini, ikinci terim ise cantın çapını göstermektedir (inch olarak)

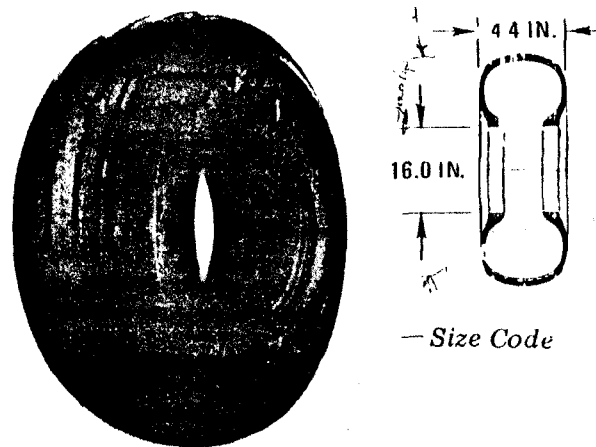


Şekil 2.14c: 'Tip III' sınıfı lastik

Tip VI: Düşük profilidir (etkin olmayan). Bu tip yalnızca burun tekerleği uygulamaları için dizayn edilmiştir. Bu, lastiğin tam inmesini (havasının boşalması) takiben tekerlek alçamasını azaltmak için dizayn edilmiştir.

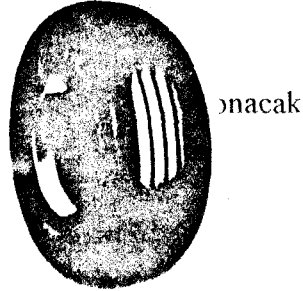
Tip VII: Aşırı yüksek basınçlıdır. Bu tip askeri ve sivil jet ve turboprop uçaklar için hemen hemen dünya markası olmuştur. Bunun oldukça yüksek yük kapasitesi olup genişliği dardır. Bu tipin diğer yeni boyutları 'yeni dizayn' tertibi altında listelenmiştir. Boyutlandırma gösterimi şöyledir:

16*4.4 ' de ilk terim dış çapı göstermekte, 4.4 ise kesit genişliğini göstermektedir (inch cinsinden)



Şekil 2.14d: 'Tip VII' sınıfı lastik

Tip VIII: Düşük profil, yüksek basınçlıdır. Bu, çok yüksek kalkış hızları için dizayn edilmiştir. Bu tipin diğer yeni boyutları 'yeni dizayn' tertibi altında listelenmiştir.

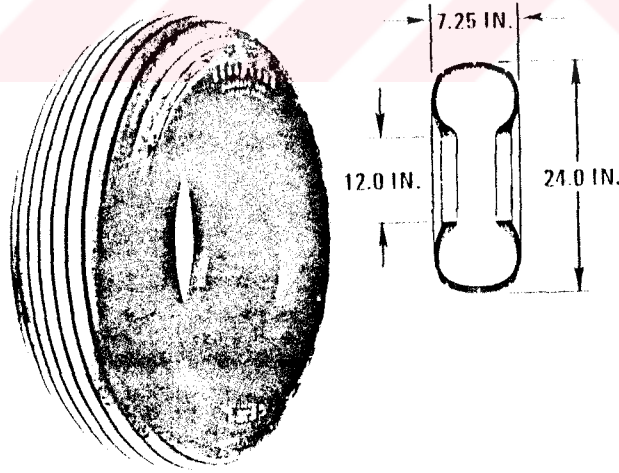


Şekil 2.14e: 'Tip VIII' sınıfı lastik

Bunlara ilaveten nispeten önemsizde olsa şu tipleri kısaca belirtebiliriz.

İngiliz tipi: (aşırı yüksek basınçlı): hem jet hemde pervane tahrikli uçaklarda kullanılabilen ve tip III ve tip VII' ye şişirme basıncına bağlı olarak benzeyen bu lastik tipi şu gösterime sahiptir:

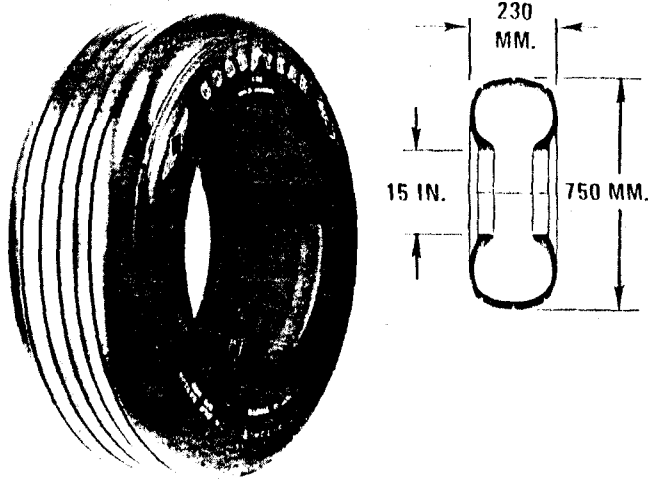
$$24 \times 7.25 - 12 = (\text{dış çap}) * (\text{kesit genişliği}) - (\text{cant çapı})$$



Şekil 2.14f: 'İngiliz' sınıfı lastik

Metrik tipi: bu tip boyut ve açıklık oranı olarak tip III, VII ve yeni dizayn lastiklere benzemektedir. Sayısal gösterimi ise hem mm ve hemde inch kullanılır. Örnek:

750*230-15 = (dış çap mm)*(kesit genişliği mm) - (cant çapı inch)



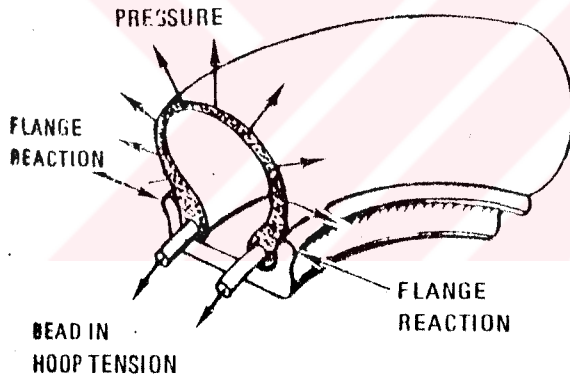
Şekil 2.14g: 'Metrik' tipi lastik

2.4.2 Lastiklerin Yapısı

Bir uçak tekerlek lastiği özellikleri aşağıda sıralanmıştır.

1. Kızaklamaya göre daha düşük yuvarlanma sürtünmesi
2. Yerle veya yolla düşük temas basıncı
3. Frenleme ve yana savrulma boyunca iyi yapışma
4. Hafif ağırlıklı yapı

Bir uçak tekerleği lastiği temel olarak hava basıncıyla şişirilmiş bir sağlam kaplamadan oluşur (tübsüz lastik). Bazen ayrı bir iç tüp kullanılır. Eğilmelerde lastik esnektir. Fakat hemen hemen uzamaz. Katmanlar (ply) hava basınç yükünü radyal kuvvetler halinde taşıyan kablo halatlarına (beads) iletir ve lastiği tekerleğe yapışık bir durumda tutar. Kalkık kenar çerçevesini etkileyen kenar kuvvetler şekil 2.15’de gösterilmiştir.



Şekil 2.15: Bir lastikte kuvvetler

Lastik yere temas ettiği, temas alanıyla iç basınç çarpımının lastik yüküne yaklaşık eşit olana kadar deforme olur. Temas alanı fazla yada az eliptiktir.

Normalde uçak lastikleri statik yük altında %32 yada %35 oranında saptmaya göre dizayn edilmişlerdir. Bundan dolayı lastiğin yere yapışması statik yükün yaklaşık 3 katı bir yük altında gerçekleşir. Bu sebepten dolayı amortisörler genellikle, yük faktörünün $n = 3$ yada daha az olduğu durumda maksimum saptmaya ulaşacak biçimde dizayn edilir. Başka bir deyişle lastik, amortisörden daha önce en alt düzey konumuna gelir.

Statik yük altındaki lastik esnemesi daha sonra verilecek olan tablolarındaki bilgilerle aşağıdaki gibi hesaplanır.

Örnek:

Lastik tipi III-6.00-6-6PR

Şişirme basıncı = 42 psi (1740' lbs lik yük oranında)

Max. dışçap = 17.50

Min. dışçap = 16.80

Avg. O. D. = (17.50 + 16.80)

= 17.15 in.

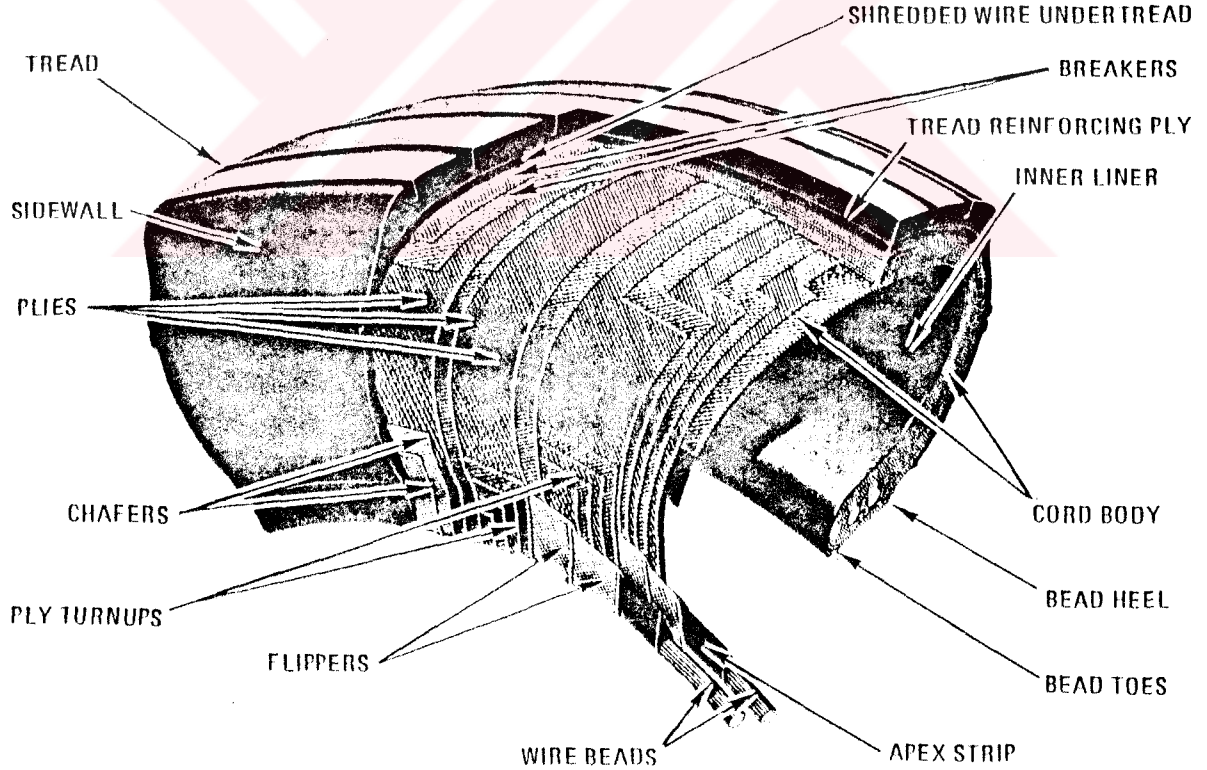
Yüklenmiş yarıçap = 6.9

Yüksüz yarıçap = 17.15/2 = 8.57 in.

Statik sapma = 8.57 - 6.90 = 1.67

in.(yaklaşık)

Daha sonraki bölümlerde verilmiş olan lastik yük - esneme figürlerinde 42 psi' lik çemberde, 1.750 lb yükte , biz sapmayı =1.62 in. (test sonucu verisi) olarak okuyabiliriz. Uçak lastiğinin temel parçaları şekil 2.16' da gösterilmiştir.



Şekil 2.16: Uçak lastiğinin parçaları.

TREAD (lastiğin yere temas eden tırtıl dış açılmış kauçuk) lastiğin dış çerçevesindeki kauçuk katman olup, aşınma yüzeyi olarak vazife görür. Yan cidarların yardımıyla lastik gövdesini kesici aletlerden, sivri cisimlerden,

berelenmelerden ve nemden korurlar. Tread üzerinde ribler (oluk yapılar) genelde açılmaktadır. Bu ribler geniş bir aralıkta değişebilen pist koşullarına uygunlu sağlamak için avantajlıdır (yağmur, çamur, sıcak...).

TREAD GÜÇLENDİRME DOKUSU lastiğin kıvrılmasını azaltmak ve yüksek hızlı operasyonlarda stabiliteyi arttırmak için eklenmiş olan katmanlardan ibarettir.

TREAD ALTI treadın lifli yapıya bağlantısını temin eden ve lastiğe ikinci olarak tread ilavesi olan özel bir kauçuktan yapılmış tabakadır.

LİFLİ YAPI kauçuk kaplanmış naylon liflerden oluşan katmanlardan (PLY) oluşmaktadır. Liflerden oluşan bu katmanların mukavemeti yalnızca bir yönde olduğundan peş peşe olan katmanlar birbirine çapraz olarak yerleştirilir ve böylece dengelenmiş bir mukavemet elde edilir. Bu katmanlar tel kordonların etrafından sarılarak katman dönüşlerini (PLY TURNIPS) oluştururlar.

KORDONLAR kauçuk içine gömülü bir şekilde yerleştirilmiş (sabitlenmiş) ve sonrada lifli yapı ile sarılmış olan çelik tel demetidir. Bunlar katmanların tutunmasını ve tekerleğe sıkıca bağlanmasını temin ederler.

YAN CİDAR lifli yapıyı herhangi bir zarardan vede bu yapının açıkta kalmasından korur.

AŞINMA ŞERİTLERİ lastiğin sökölüp takılması sırasında oluşacak aşınmaları önler. Ayrıca tekerlek ile lastik arasındaki temasın oluşturduğu aşınmalarıda önler.

ASTAR, tüpsüz lastiklerde havanın difzyonunu önlemek için özel olarak oluşturulmuş kauçuk tabakadır. Bir kordondan diğer bir kordon arasında gerilmiş olarak lastiğin içinde vulkanize edilmiştir (kükürt ile işleme tabi tutulmuştur). Tüplü lastiklerde ince bir astar aşınmayı önler.

2.4.3 Lastik Mühendislik Verileri

2.5 ve 2.9 tablolarında gösterilen veriler *Federal Aviation Agency Technical Standards Order TSO -C62* tarafından tavsiye edilen *Tire & Rim Association Standart*'larına uygundur.

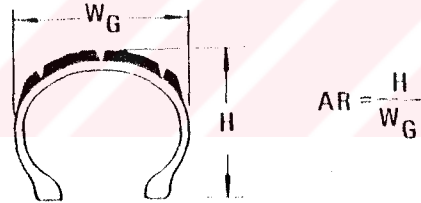
Verilen ağırlıklar hesaplanan yada bulunan ortalama ağırlıklardır.

Verilen yükler, belirtilen şişirmeler için max. olarak kabul edilenlerdir.

Lastik seçimi yaparken, uçak dizaynlarının revizyonları sırasında hedeflenen uçak ağırlığında genelde artma olduğundan bu durum göz önüne alınır ve seçim ona göre yapılır. %25' lik yük artımı tahmini uygundur

2.4.3.1 Açıklık oranı

Bu ortalama lastik kesit yüksekliğinin, ortalama lastik kesit genişliğine oranıdır. Bu oran lastiğin ana şekli hakkında bir fikir verir.



Şekil 2.17: Lastik kesiti açıklık oranı

Tipi	Açıklık Oranı	Hız aralığı
III	0.85 - 1.00	160 mph ye kadar
VII	0.77 - 0.90	160 - 225 mph
VIII	0.65 - 0.77	225 ve yukarısı
Yeni dizayn	0.73 - 0.92	210 - 235 mph

Düşük oranlı kabul edilen lastikler yüksek hızda kullanımlar içindir ve genelde lastik dişleri düşük derinliklidir. Yüksek hızdan dolayı oluşan bükülme ve değişme oranını düşüren yapıyı sertleştiren lastik dişler içindeki şeritler için bu dizaynlar istenir ve kesme direncini artırır. Daha iyi pist performansının

Tablo 2.5: Tip III lastikleri mühendislik verileri

Size	Construction PLY or Rating	Service Rating				Bott Load lbs	Tread Design	Inflated Dimensions (in.)										Flat Tire Rad.	Wheel (in.)					
		Speed (mph)	Load lbs	Inf. psi	Max Braking lbs			Outside Dia	Section Width	Shoulder Dia	Loaded Rad	Aspect Ratio	1 = Width Between Flanges	2 = Flange Diameter	3 = Flange Height	4 = Min Flange Width								
3.50-6	4 TT	40	750	45	1,120	2,100	Rib	12.50	12.40	3.70	3.45	5.3	4.4	2.43	6.040	3.63	3.50-6	2.43	6.040	3.63	3.50-6	2.43	6.040	3.63
3.50-6	6 TT	40	1,200	70	1,740	3,200	Rib	12.80	12.40	3.70	3.45	5.3	4.4	2.43	6.040	3.63	3.50-6	2.43	6.040	3.63	3.50-6	2.43	6.040	3.63
5.00-4	4 TT	120	750	25	1,020	1,900	Rib	13.25	12.70	5.05	4.75	11.60	4.30	3.6	4.000	7.50	5.00-4	3.50	4.000	7.50	5.00-4	3.50	4.000	7.50
5.00-4	6 TT	120	1,200	55	1,740	3,240	Rib	13.25	12.70	5.05	4.75	11.60	4.30	3.6	4.000	7.50	5.00-4	3.50	4.000	7.50	5.00-4	3.50	4.000	7.50
5.00-5	4 TT	120	800	31	1,160	2,200	Rib	14.20	13.65	4.95	4.65	12.55	4.20	5.7	4.1	4.94	5.00-5	3.50	5.000	7.50	5.00-5	3.50	5.000	7.50
5.00-5	6 TT	120	1,200	50	1,830	3,400	Rib	14.20	13.65	4.95	4.65	12.55	4.20	5.7	4.1	4.94	5.00-5	3.50	5.000	7.50	5.00-5	3.50	5.000	7.50
5.00-6	4 TT	120	1,250	50	1,865	3,500	Rib	14.20	13.65	4.95	4.65	12.55	4.20	5.7	4.1	4.94	5.00-6	3.50	5.000	7.50	5.00-6	3.50	5.000	7.50
5.00-6	6 TT	120	1,850	29	1,870	3,100	Rib	17.50	16.80	6.30	5.99	15.45	5.35	6.9	4.6	4.13	6.00-6	5.00	6.000	7.50	6.00-6	5.00	6.000	7.50
5.00-6	8 TT	120	2,350	55	3,410	6,300	Rib	17.50	16.80	6.30	5.99	15.45	5.35	6.9	4.6	4.13	6.00-6	5.00	6.000	7.50	6.00-6	5.00	6.000	7.50
6.50-8	4 TT	120	1,500	30	2,180	4,000	Rib	19.85	19.15	6.90	6.50	17.70	6.85	8.0	5.6	3.85	6.50-8	5.25	8.000	8.12	6.50-8	5.25	8.000	8.12
6.50-8	6 TT	120	2,000	51	3,240	6,200	Rib	19.85	19.15	6.90	6.50	17.70	6.85	8.0	5.6	3.85	6.50-8	5.25	8.000	8.12	6.50-8	5.25	8.000	8.12
6.50-8	8 TT	120	2,150	75	4,570	8,500	Rib	19.85	19.15	6.90	6.50	17.70	6.85	8.0	5.6	3.85	6.50-8	5.25	8.000	8.12	6.50-8	5.25	8.000	8.12
6.50-10	6 TT	120	2,170	60	4,020	7,500	Rib	22.10	21.35	6.65	6.25	19.90	6.65	9.1	6.7	3.95	6.50-10	4.75	10.000	8.12	6.50-10	4.75	10.000	8.12
6.50-10	8 TT	120	2,750	80	5,440	10,100	Rib	22.10	21.35	6.65	6.25	19.90	6.65	9.1	6.7	3.95	6.50-10	4.75	10.000	8.12	6.50-10	4.75	10.000	8.12
6.50-10	10 TT	120	4,750	100	6,890	12,400	Rib	22.10	21.35	6.65	6.25	19.90	6.65	9.1	6.7	3.95	6.50-10	4.75	10.000	8.12	6.50-10	4.75	10.000	8.12
7.00-8	4 TT	120	1,250	23	1,810	3,400	Rib	18.75	18.00	7.00	6.60	16.45	6.95	7.2	4.6	3.94	7.00-8	5.00	8.000	7.50	7.00-8	5.00	8.000	7.50
7.00-8	6 TT	120	1,900	35	2,760	5,100	Rib	18.75	18.00	7.00	6.60	16.45	6.95	7.2	4.6	3.94	7.00-8	5.00	8.000	7.50	7.00-8	5.00	8.000	7.50
7.00-8	8 TT	120	2,350	54	3,700	6,800	Rib	18.75	18.00	7.00	6.60	16.45	6.95	7.2	4.6	3.94	7.00-8	5.00	8.000	7.50	7.00-8	5.00	8.000	7.50
7.00-8	4 TT	120	1,600	30	2,320	4,300	Raw	20.85	20.10	7.30	6.85	18.35	6.20	8.3	5.6	3.91	7.00-8	5.50	8.000	8.12	7.00-8	5.50	8.000	8.12
7.00-8	6 TT	120	2,400	46	3,480	6,500	Raw	20.85	20.10	7.30	6.85	18.35	6.20	8.3	5.7	3.91	7.00-8	5.50	8.000	8.12	7.00-8	5.50	8.000	8.12
7.00-8	14 TT	139K	5,800	110	8,410	15,700	Rib	20.85	20.10	7.30	6.85	18.35	6.20	8.3	6.2	3.91	7.00-8	5.50	8.000	8.12	7.00-8	5.50	8.000	8.12
7.50-10	4 TT	120	3,000	46	4,350	8,100	Rib	24.15	23.30	7.65	7.20	21.80	6.50	9.7	6.7	3.94	7.50-10	6.25	10.000	8.12	7.50-10	6.25	10.000	8.12
8.00-4	4 TT	120	1,100	24	1,600	3,000	Rib	15.00	17.15	8.30	7.80	15.50	7.05	6.7	3.5	4.13	8.00-4	5.50	4.000	6.90	8.00-4	5.50	4.000	6.90
8.00-6	4 TT	120	1,350	23	1,960	3,600	Rib	19.50	18.75	7.95	7.50	17.05	6.75	7.5	4.6	3.84	8.00-6	5.00	6.000	7.50	8.00-6	5.00	6.000	7.50
8.00-6	6 TT	120	2,050	35	2,970	5,500	Rib	19.50	18.75	7.95	7.50	17.05	6.75	7.5	4.7	3.84	8.00-6	5.00	6.000	7.50	8.00-6	5.00	6.000	7.50
8.50-6	4 TT	120	1,600	30	2,320	4,300	Rib	22.10	21.15	8.85	8.30	19.20	7.50	8.4	4.7	3.91	8.50-6	6.00	8.000	8.12	8.50-6	6.00	8.000	8.12
8.50-6	6 TT	120	2,275	50	3,300	6,100	Rib	22.10	21.15	8.85	8.30	19.20	7.50	8.4	4.8	3.91	8.50-6	6.00	8.000	8.12	8.50-6	6.00	8.000	8.12
8.50-10	8 TT	120	4,400	55	6,380	11,900	Rib	25.65	24.70	8.70	8.20	22.80	7.40	10.2	6.8	3.97	8.50-10	6.25	10.000	8.12	8.50-10	6.25	10.000	8.12
8.50-10	10 TT	120	5,500	70	7,980	14,800	Rib	25.65	24.70	8.70	8.20	22.80	7.40	10.2	7.0	3.97	8.50-10	6.25	10.000	8.12	8.50-10	6.25	10.000	8.12

Tablo 2.6: Üç parçalı isim boyut lastikleri mühendislik verileri

Size	Construction		Service Rating				Tread Design	Weight (lbs)	Inflated Dimensions (in.)						Loaded		Flat Type	Wheel (in.)					
	Ply Rating	TT or TL	Speed (mph)	Load (lbs)	Inf. (lbs)	Max. Breaking (lbs)			Bottom Load (lbs)	Outside Dia. Max	Max	Min	Section Width Max	Shoulder Dia Max	Width Max	Rad (in.)		Aspect Ratio	1	2	3	4	
13x4.25-10	6	TL	210	2,300	100	3,450	6,900	R-6	7.2	15.25	17.75	4.70	4.45	16.75	4.15	7.9	6.3	87.1	13x4.25-10	3.63	10.000	6.00	8.50
13x5.0-4	14	TL	180	3,100	143	4,650	10,200	DT	9.8	13.25	12.75	5.25	4.95	11.80	4.60	5.4	4.2	88.0	13x5.0-4	4.25	4.000	7.50	8.00
14x5.0-5.6	14	TL	180	3,500	153	5,250	10,500	DT		14.50	14.20	5.30	5.15	13.00	4.4	6.1	5.3	88.0	14x5.0-5.6	4.25	6.000	8.75	13.00
17x5.0-5.6	12	TL	210	3,000	180	7,500	15,000	R-6		17.50	16.95	5.75	5.40	16.80	5.10	7.4	5.2	80.0	17x5.0-5.6	4.25	8.000	8.75	12.50
18x5.0-5.6	8	TL	180	3,000	105	4,500	9,000	DUDT		18.00	17.40	5.75	5.40	16.20	5.10	7.6	5.5	87.0	18x5.0-5.6	4.25	8.000	8.75	14.00
22x5.0-5.6	8	TL	180	4,350	135	6,225	12,000	R-6		22.00	21.40	5.75	5.40	20.20	5.05	9.6	7.9	87.0	22x5.0-5.6	4.25	12.000	8.75	12.50
22x5.0-5.6	16	TL	180	5,700	180	8,550	17,100	R-6	20.1	22.00	21.40	5.75	5.40	20.20	5.05	9.6	8.1	87.0	22x5.0-5.6	4.25	12.000	8.75	13.50
12x6.0-6	7	TL	180	1,250	43	1,810	3,400	R-6	7.6	15.20	14.55	6.30	5.90	13.35	5.55	6.7	4.5	82.0	12x6.0-6	5.00	6.000	7.50	8.50
16x6.0-6	6	TL	160	1,500	65	2,250	5,300	R-6	7.6	15.20	14.55	6.30	5.90	13.35	5.55	6.7	4.7	82.0	16x6.0-6	5.00	6.000	7.50	8.50
17x6.0-5.6	8	TL	145	2,600	70	3,900	7,800	DUDT		17.50	16.85	6.25	5.90	15.45	5.50	7.0	4.8	92.0	17x6.0-5.6	5.00	6.000	7.50	9.00
17x6.0-5.6	8	TL	120	3,600	127	5,400	10,800	SNO	11.1	17.70	17.30	6.10	5.70	16.50	5.45	8.0	7.3	88.1	17x6.0-5.6	5.25	11.000	8.13	12.50
18x6.0-5.6	12	TL	210K	5,000	190	7,500	15,000	R-6	11.9	18.00	17.45	6.50	6.20	15.95	5.75	7.6	6.2	76.0	18x6.0-5.6	5.25	5.000	8.75	13.00
21x7.5-10	8	TL	150	3,750	80	5,440	10,100	R-6	16.5	22.00	21.35	6.75	6.35	19.45	5.95	9.1	6.8	84.0	21x7.5-10	4.75	10.000	8.12	13.50
21x7.5-10	8	TL	205	4,375	95	6,560	12,900	G102-DT	19.4	21.25	20.60	7.20	6.80	19.25	6.35	9.6	7.0	86.1	21x7.5-10	5.50	10.000	1.000	12.50
22x8.00-10	10	TL	190	5,525	160	8,280	15,700	R3-700	21.0	22.00	21.45	8.00	7.55	19.45	7.05	9.0	6.7	75.1	22x8.00-10	5.00	10.000	5.00	14.00
23x11.00-10	8	TT	139K	5,000	45	7,500	13,500	R-6	26.7	29.00	28.10	11.00	10.40	25.60	9.35	11.4	7.0	86.7	23x11.00-10	8.50	10.000	1.000	12.50
23x11.00-10	8	TL	139K	5,000	45	7,500	13,500	R-6	26.7	29.00	28.10	11.00	10.40	25.60	9.35	11.4	7.0	86.7	23x11.00-10	8.50	10.000	1.000	12.50

Size	Construction		Service Rating		Tread Design	Weight (lbs)		Inflated Dimensions (in.)						Flat Tire Rad (in.)	Aspect Ratio	Wheel (in.)			
	Ply Rating	TT or TL	Load (lbs)	Inf. (psi)	Max Braking (psi)	Bolt Load (lbs)	TT or TL	Outside Dia	Section Width	Shoulder Dia	Width	Max	Loaded Rad (in.)			1 = Width Between Flanges	2 = Ledge Diameter	3 = Flange Height	4 = Min Ledge Width
16x4.4	4	TL	200	11.00	55	1,550	2,300	Rib	6.7	15.00	15.50	4.45	4.15	14.55	3.90	5.8	16x4.4	3.50	8.000
16x4.4	6	TL	139K	17.00	85	3,550	5,100	Rib	5.2	16.00	16.50	4.45	4.15	14.55	3.90	6.7	16x4.4	3.50	8.000
18x4.4	6	TL	160	21.00	100	2,150	6,300	Rib	7.8	17.90	17.40	4.45	4.15	16.50	3.90	7.9	18x4.4	3.50	10.000
18x4.4	6	TL	174K	21.00	100	2,150	6,300	Rib	7.7	17.90	17.40	4.45	4.15	16.50	3.90	7.9	18x4.4	3.50	10.000
18x4.4	6	TL	174K	21.00	100	2,150	6,300	Rib	7.7	17.90	17.40	4.45	4.15	16.50	3.90	7.9	18x4.4	3.50	10.000
18x4.4	10	TL	200	20.00	105	5,000	6,000	DT/DT	12.3	17.90	17.40	4.45	4.15	16.50	3.90	7.9	18x4.4	3.50	10.000
18x4.4	10	TL	200	20.00	105	5,000	6,000	DT	10.5	17.90	17.40	4.45	4.15	16.50	3.90	7.9	18x4.4	3.50	10.000
18x4.4	12	TL	200	20.00	105	5,000	6,000	DT	11.5	17.90	17.40	4.45	4.15	16.50	3.90	7.9	18x4.4	3.50	10.000
18x4.4	12	TL	217K	4.350	225	6,525	13,000	Rib	11.7	17.90	17.40	4.45	4.15	16.50	3.90	7.9	18x4.4	3.50	10.000
20x4.4	10	TL	160	12.50	150	6,350	12,500	Rib	10.6	20.00	19.50	4.45	4.15	19.45	3.95	8.9	20x4.4	3.50	12.000
20x4.4	10	TL	160	12.50	150	6,350	12,500	Rib	10.7	20.00	19.50	4.45	4.15	19.45	3.95	8.9	20x4.4	3.50	12.000
20x4.4	MM	TL	160	12.50	150	6,350	12,500	Rib	16.4	20.00	19.50	4.45	4.15	19.45	3.95	8.9	20x4.4	3.50	12.000
18x5.5	8	TL	104K	3.050	105	4,575	9,200	Rib	17.9	17.90	17.30	5.75	5.35	16.20	5.00	7.5	18x5.5	4.25	8.000
18x5.5	8	TL	180	3.050	105	4,575	9,200	Rib	10.2	17.90	17.30	5.75	5.35	16.20	5.00	7.5	18x5.5	4.25	8.000
18x5.5	10	TL	180	4.000	140	6,000	12,000	Rib	13.3	17.90	17.30	5.75	5.35	16.20	5.00	7.5	18x5.5	4.25	8.000
18x5.5	10	TL	210	4.000	140	6,000	12,000	Rib	17.90	17.30	17.30	5.75	5.35	16.20	5.00	7.5	18x5.5	4.25	8.000
18x5.5	12	TL	104K	5.050	170	7,575	15,200	Rib	14.2	17.90	17.30	5.75	5.35	16.20	5.00	7.5	18x5.5	4.25	8.000
26x6.6	8	TL	200	5.300	120	7,950	13,200	DT	30.5	25.75	25.05	6.65	6.25	23.55	5.85	11.2	26x6.6	5.00	14.000
26x6.6	8	TL	200	5.300	120	7,950	13,200	Rib	27.1	25.75	25.05	6.65	6.25	23.55	5.85	11.2	26x6.6	5.00	14.000
26x6.6	8	TL	225	5.300	120	7,950	13,200	DT	31.5	25.75	25.05	6.65	6.25	23.55	5.85	11.2	26x6.6	5.00	14.000
26x6.6	8	TL	225	5.300	120	7,950	13,200	Rib	27.6	25.75	25.05	6.65	6.25	23.55	5.85	11.2	26x6.6	5.00	14.000

Tablo 2.8: Kuyruk tekerleği lastikleri (uçak için tasdik edilmiş)
mühendislik verileri

Tire Size	Ply Rating	Max Static Load (lb)	Tire O.D. (in.)	Type of Tire	Loaded Radius (in.)	Flat Tire Radius (in.)	Inflat. Press. (psi)	Axle Dia (in.)	Section Width (in.)	Tire Weights (lb)	Manufacturer	Model
6x2 $\frac{1}{2}$	—	900	6.10	Solid	—	—	—	1.00	—	4.47	B.F. Goodrich	D-3-646
6x2 $\frac{1}{2}$	—	1,200	6.10	Solid	—	—	—	1.25	—	3.82	B.F. Goodrich	D-3-730-A
6x3 $\frac{1}{2}$	—	1,500	6.10	Solid	—	—	—	.625	—	5.20	B.F. Goodrich	D-3-640
8.00	6	450	8.10	Pneum.-Type I	3.20	2.50	55	—	3.00	1.30	—	
10.00	8	650	9.90	Pneum.-Type I	3.90	2.70	45	—	4.10	2.70	—	
10 $\frac{1}{2}$ x4	8	1,200	10.90	Pneum.-Type VII	4.40	3.20	85	—	4.10	3.00	—	B.F. Goodrich & Goodyear
5.00-4	6	1,200	13.10	Pneum.-Type III	5.20	3.50	55	—	4.90	4.20	—	
6 $\frac{1}{2}$ x8 $\frac{1}{2}$	—	—	—	Solid	—	—	—	—	—	—	—	
8	4	485	8.00	Pneum.	6.50	—	—	—	—	—	Maule General	SPS
6	—	—	6.00	Solid	3.54	2.20	50	.50	—	1.67	1.53	Jumbo jr.

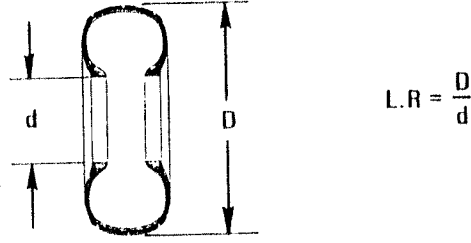
Tablo 2.9: Yeni dizayn lastikleri mühendislik verileri

Tire Description	Ply Rating	Tire Dimensions (in.)							Max. Loading (lb.)	Unloaded Inflation Pressure (psi)	Approx. Bottoming Load (lb.)	Aspect Ratio	Loaded Radi		Rim Dimensions (in.)		
		D _o		W		D _s		W _s					Static (in.)	Flat Tire (in.)	A	D	FH
		Max.	Min.	Max.	Min.	Max.	Max.										
17.5 X 5.75 - 8	12	17.5	16.95	5.75	5.40	15.80	5.10	5,000	180	15000	.83	7.4	4.3	4.25	8.00	.875	
17.5 X 6.25 - 6	10	17.5	16.85	6.25	5.90	15.45	5.50	3,750	90	11250	.92	6.9	6.3	5.00	6.00	.750	
18 X 4.25 - 10	6	18.25	17.75	4.70	4.45	16.75	4.15	2,300	100	6900	.87	8.0	6.6	3.62	10.00	.600	
18 X 5.7 - 8	14	17.8	17.25	5.60	5.25	16.20	5.00	6,200	215	18600	.87	7.64	6.1	4.25	8.00	.875	
18 X 5.7 - 8	18	17.80	17.25	5.60	5.25	16.20	5.00	8,600	300	25800	.87	7.64	6.1	4.25	8.00	.875	
18 X 6.5 - 8	12	18.00	17.45	6.50	6.20	15.95	5.70	5,000	150	15000	.77	7.6	6.0	5.25	8.00	.875	
19.5 X 6.75 - 8	10	19.50	18.90	6.75	6.35	17.45	5.95	4,270	110	12810	.85	8.1	5.5	5.25	8.00	.812	
21 X 7.25 - 10	8	21.25	20.60	7.20	6.80	19.25	6.35	4,000	95	12000	.78	9.1	7.1	5.50	10.00	1.000	
21 X 7.25 - 10	10	21.25	20.60	7.20	6.80	19.25	6.35	5,150	135	15450	.78	9.0	6.8	5.50	10.00	1.000	
22 X 5.75 - 12	8	22.00	21.40	5.75	5.40	20.20	5.05	4,350	135	13050	.87	9.6	8.0	4.25	12.00	.875	
22 X 5.75 - 12	10	22.00	21.40	5.75	5.40	20.20	5.05	5,700	180	17100	.97	9.5	8.0	4.25	12.00	.875	
22 X 6.75 - 10	8	22.00	21.30	6.75	6.35	19.85	5.95	4,450	95	13350	.89	9.1	6.9	4.75	10.00	.812	
22 X 7.25 - 11.50	8	22.34	21.75	7.43	7.00	22.18	7.37	4,600	80	13800	.73	9.2	7.8	4.63	11.50	1.222	
22 X 7.75 - 10	8	22.00	21.30	7.75	7.30	19.85	6.80	4,700	90	14100	.77	9.1	6.8	4.75	10.00	.812	
22 X 7.75 - 10	10	22.00	21.30	7.75	7.30	19.85	6.80	5,500	110	16500	.77	9.1	7.1	4.75	10.00	.812	
22 X 8.00 - 10	10	22.00	21.35	8.00	7.55	19.85	7.04	6,500	110	19500	.75	9.0	6.9	5.00	10.00	.625	
23 X 7.00 - 12	10	23.20	22.60	7.20	6.80	21.15	6.30	6,500	135	19500	.78	9.9	7.8	6.25	12.00	.650	
24 X 7.25 - 12	10	24.50	23.80	7.50	7.00	22.75	6.50	6,600	120	19800	.77	10.4	8.0	6.25	12.00	.700	
27.50 X 8.90 - 12.50	6	27.70	27.30	9.00	8.67	24.95	7.65	4,300	50	12900	.84	12.0	8.1	6.75	12.50	.875	
29 X 11.00 - 10	8	29.06	28.10	11.00	10.40	25.60	9.35	5,000	45	15000	.87	11.4	7.2	8.50	10.00	1.000	
30 X 11.0 - 14	4	30.00	29.20	11.00	10.40	27.10	9.70	3,500	35	10500	.73	12.6	8.2	9.00	14.00	.750	

gerekli olduğu pürüzlü yüzeylerdeki operasyonlarda (iniş veya havalanış) yüksek oranlı lastikler tercih edilir.

2.4.3.2 Taşıma Oranı

Bu ortalama dış çapın, lastik kordonu kenarı çapına oranıdır.



Şekil 2.18: Lastik kesit taşıma oranı

Taşıma oranının 2.5 ten 3.5 e yükseltildikçe lastiğin inşası gittikçe zorlaşır. 1.5 ile 2 arası oran düşük 2 ile 2.5 arası oran ise arzu edilen bir arandır.

2.4.3.3 Şişirme Basıncı Aralıkları

40 psi altında - Bu basınçtaki lastikler düşük mukavemetli iyileştirilmemiş toprak zeminler ve pürüzlü yüzeylerdeki operasyonlarda tercih edilir. Dizayn süresince seçilen düşük şişirme basıncı ve yüksek açıklık oranları, ani çarpışmaları hafifletmeyi (yastıklama), toprak yüzeyine tekerlek izini en aza indirmeyi sağlar. Lastik dişinin ömrünü uzatır ve lastiğe gelen darbe ve kesmelere karşı hassasiyetini düşürür.

40 -75 psi - Bu oranlara sahip lastikler yukarıda tanımlanan benzer düşük basınç etkileri için fakat düzenlenmiş alanlar için uygundur.

75-125 psi - Bu oranlara sahip lastikler, asfalt ve betonlanmış yollarda sınırsız operasyonlar için uygundur. Bu lastikler, yüksek performanslı uçaklar için uygundur. Aerodinamik çekme miktarı, ağırlık ve lastik yerleştirme hacmi (tire stowage volume), yüzey dalgalanması ve nem miktarı gibi bazı

sınırlamalar kullanılmaksızın, yukarıda tanımlanan yüzeylerdeki sınırlandırılmamış operasyonlardan daha önemlidir.

125 psi üzeri - Bu basınçlar, sınırlandırılmamış operasyonlar süresince, yüzey bozukluklarına bağlı olan, hafif uçak dizaynları için uygun olmayan bir durum oluşturur. Lastik ömrü, kesme hassasiyeti ve basınç artması personel güvenliği bakımından tehlikeyi arttırmak gibi uygunsuzluklara sebep olur.

2.4.3.4 Lastik Ölçme Prosedürü

Ölçümden önce lastikler, lastiklerin kendi jantalarına yerleştirilir, arttırılması istenen basınçlarda şişirilir ve normal oda sıcaklığında enaz 12 saat bırakılır ve daha sonra istenen değerdeki basıncına getirilir. Tekerleğin dış çapı çevrenin ölçülmesiyle bulunabilir.

$$OD \text{ (dış çap)} = \text{Çevre} / 3.1416 \quad (2.3)$$

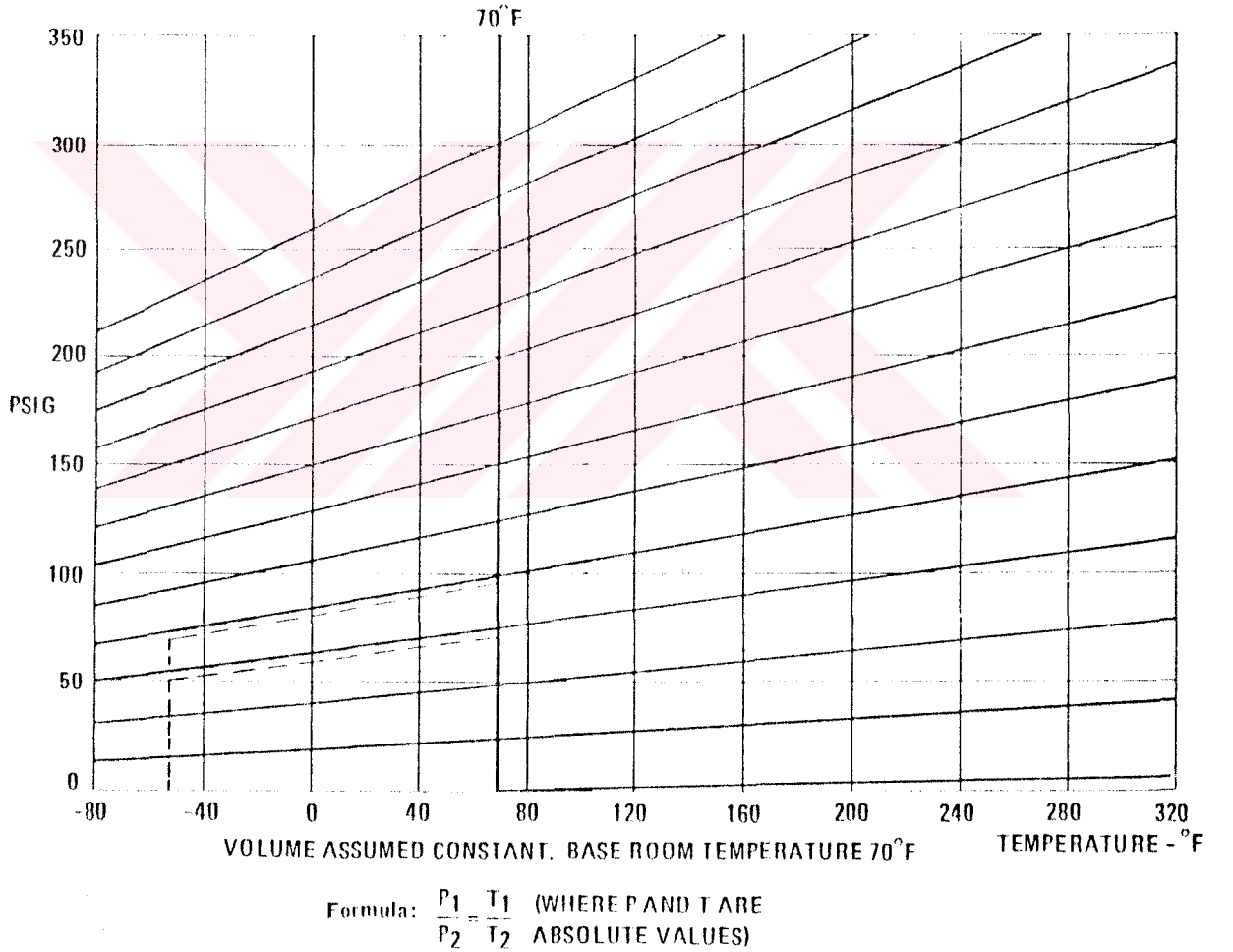
2.4.3.5 İşlem Sıcaklıkları

Uçak lastikleri, lastik yüzey ısısının 225° F (107° C)' yi aştığı zamanlarda veya tekerlek yüzeyinin lastiğe veya tübe yakın yerinde fren ısısının 300°F (149°C)'i aştığı yerde kullanıma elverişli değildir.

2.4.3.6 Basınç Değişimi Ve Sıcaklık Değişimi

Şekil 2.19, değişken hava sıcaklıklarında tekerleklerin basınç ayarının hesaplanmasında kullanılabilir. Askeri ve ticari uçakların her ikisinde, her özel duruma göre ayarlanma yapılmazsa, dış hava sıcaklık değişimi tekerlek performansını ciddi şekilde etkiler. Grafik oda sıcaklığı farzedilen 70° F den başlar ve dış sıcaklık değişimlerinden geyc basıncının nasıl etkilendiğini gösterir. Bu grafik elbette diğer sıcaklıklar için de kullanılır. Bu, iletimden dolayı oluşan sıcaklık değişimleri için kullanılmayabilir. Fakat sadece dış hava sıcaklığına ulaşmış havanın bulunduğu kapatılmış "ısı havuzu" için kullanılabilir. Bu grafiğin nasıl kullanılacağını gösteren örnek olarak, - 50°F dış hava sıcaklığında uçan

burun tekerleği lastiğini ele alalım. Lastik 70°F dış hava sıcaklığında yerde 70 psi kadar şişirilmiş olsun. Grafikte dik 70°F çizgisi üzerinde 70 psi noktası işaretlenir. Bu noktadan sola doğru grafikte gösterilen basınç değişimi çizgilerine paralel çizilir. Bu yeni çizgi - 50° F dik çizgisine 51 psi noktasından kesişir. Bu - 50° F koşullarında tamamen dış havada şişirme basıncının ne olduğudur. Bu basınç kaybını karşılamak için prosedürün tersinden, orijinal yerde şişmenin ne olduğu bulunur. - 50° F dik çizgisi üzerinde, 70 psi noktası işaretlenir sağa doğru 70°F yer sıcaklığı dik çizgisiyle kesişecek biçimde basınç değişim çizgilerine paralel bir çizgi çizilir. Bu başlangıç yer şişirmesi için kullanılan tam manometre basıncı olan 95 psi' yi verir.



şekil 2.19: Lastik basınç ve sıcaklığ değişimleri

2.4.3.7 Dönme Yarıçapı ve Atalet Momenti

Tekerlek ve lastiklerin dönme yarıçaplarını bulmak için değişik formüller kullanılabilir. En basiti bir çok ticari kataloglarda gösterilenidir.

Lastik Montesi

Dönme Yarıçapı $k_T = (O. D_{max} + O. D_{min}) / 5.12$ (O. D. = Dış Çap)

Tekerlek Montesi (dönen fren parçaları dahil : ve doğruluk $\pm 20\%$)

Dönme yarıçapı $k_w = .40 \times$ Düz çıkıntıdan (ledge) jant çapı

Diğer formül Dunlop Rudder Co. Ltd (İngiltere) şirketi tarafından geliştirildi ve lastikle iç tüp için birleşik bir formüldür.

$$k_{TW} = \frac{1}{2} \sqrt{D^2 - 2DW + 2.5W^2} \quad (2.4)$$

Burada

D = Lastiğin dış çapıdır.

W = Lastik genişliği

Dönme Yarıçapının Hesaplanması Örneği;

Lastik 5.00 - 5 (6 kat) : O. D_{max} = 14.20 in., O. D_{min} = 13.65 in.;

W_{ORT} = 4.8 in.

$k_T = (14.20 + 13.65) / 5.12 = 5.44$ in. , $k_w = .40 \times 5.0 = 2.0$ in.

$$k_{TW} = \frac{1}{2} \sqrt{13.9^2 - (2 * 13.9 * 4.8) + 2.5 * 4.8^2}$$

= 5.42 in.

Tekerleğin, tüpün ve tekerlek montajının eylemsizlik momenti aşağıdaki formülle hesaplanabilir:

$$I = (M_W \times .6R_W^2) + M_T (R_I^2 + 1.5 r^2) \quad (2.5)$$

Burada :

M_W = Tekerlek kütlesi

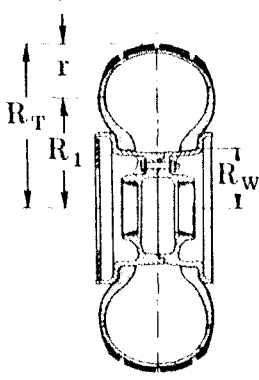
M_T = Lastik ve tüp kütlesi

R_W = tekerlek çapı

R_I = (R_T + R_W) / 2

R_T = lastik çapı

$$r = (R_T - R_W)/2$$



Şekil 2.20: Lastik / tekerlek atalet momenti

Örnek :

5.00 - 5 lastiği (6 kat) ve tekerleği için:

Tekerlek ağırlığı = 2.60 lb

Fren diski = 1.42 lb

toplam = 4.02 lb

$$M_W = 4.02 / 386.4 = .0104 \text{ lb xsec}^2 / \text{in.}$$

Lastik ağırlığı = 4.90 lb

Tüb ağırlığı = 1.20 lb

toplam = 6.10 lb

$$M_T = 6.10 / 386.4 = .0158 \text{ lbx sec}^2 / \text{in.}$$

$$R_w = \frac{5.00}{2} = 2.50 \text{ in.}$$

$$R_1 = \frac{7.10 + 2.50}{2} = 4.8 \text{ in.}$$

$$R_T = \frac{14.20}{2} = 7.10 \text{ in}$$

$$r = \frac{7.10 - 2.50}{2} = 2.3 \text{ in}$$

$$I = (0.0104 \times 0.6 \times 2.5^2) + 0.0158 \times (4.8^2 + 1.5 \times 2.3^2)$$

$$= 0.039 + 0.489 = 0.528 \text{ in.} \times \text{lb.} \times \text{sec}^2$$

Atalet momentleri aşağıdaki şekilde hesaplanır:

$$I_w = M_w \times k_w^2 = 0.104 \times 2.0^2 = 0.0416$$

$$I_T = M_T \times k_T^2 = 0.158 \times 5.44 = 0.4676 \text{ in.} \times \text{lb.} \times \text{sec}^2$$

2.4.3.8 Standart büyüme (genişleme) kabulü:

Tablolarda gösterilen maksimum lastik ölçüleri üstündeki ölçü kabulü, servis süresince lastik dokusunun genişlemesine veya gerilmesine karşılık gelmeli. Aşağıdaki kurallar önemlidir.

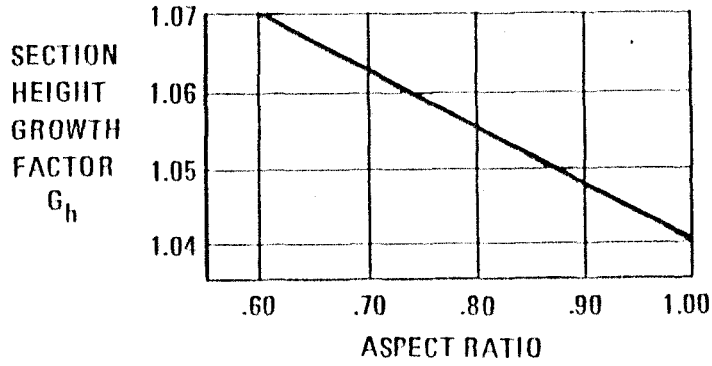
$$a) D_G = D + 2 \times G_h \times H$$

$$D_{SG} = D + 2 \times G_h \times H_g$$

$$W_G = G_w \times W$$

$$W_{SG} = G_w \times W_g$$

(2.6)



Şekil 2.21: Lastik genişleme faktörü

b) Genişleme Faktörleri

$$G_w = 1.04$$

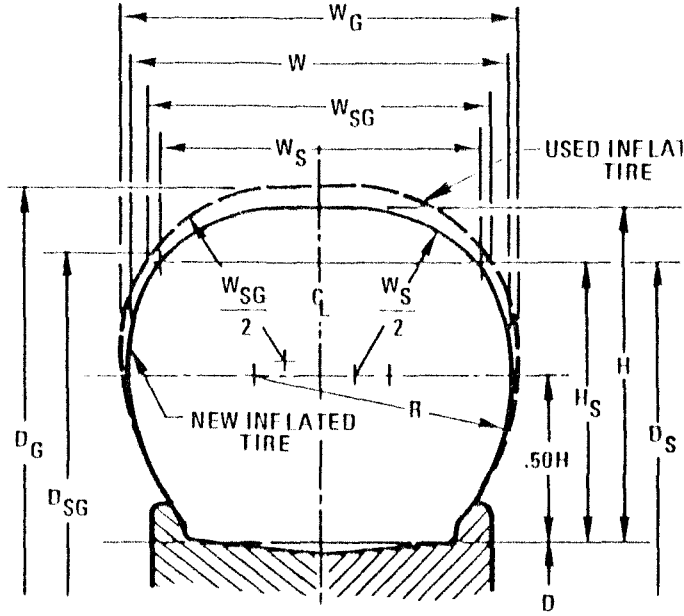
G_h grafikten alınır yada aşağıdaki eşitlikle hesaplanabilir

Kesit yüksekliği genişleme faktörü:

$$G_h = 1.115 - (.075 \text{ açıklık oranı}) \quad (2.7)$$

Not 1: $W_s / 2$ ve $W_{SG} / 2$ yarıçapları D_o ve D_w 'ye uygun olarak kendi omuz noktalarına teğettir.

Not 2: Omuz noktalarının altındaki yarıçaplar omuz noktalarından geçerler ve W ve W_G 'ye teğet geçerler.



Şekil 2.22: Lastik boyutları

2.4.3.9 Lastik ağırlığının hesaplanmasına bir örnek:

6.00-6 tipinde bir lastik için:

$$H = \frac{D_{0_{\max}} - D}{2} = \frac{17.50 - 6.00}{2} = 5.75 \text{ in}$$

Tablo 2.5' den:

$$D_{0_{\max}} = 17.50 \text{ in}$$

$$D_{S_{\max}} = 15.45 \text{ in}$$

$$W_{\max} = 6.30 \text{ in}$$

$$W_{S_{\max}} = 5.35 \text{ in}$$

$$D = 6.00 \text{ in}$$

$$\text{Açıklık oranı : } AR = \frac{H}{W_G} = \frac{5.75}{6.30} = 0.9$$

$$\text{Şekil 2.21' den } \rightarrow G_h = 1.047$$

$$D_G = D + 2G_h H = 6.00 + (2 \times 1.047 \times 5.75) = 18.04$$

$$H_s = \frac{D_{s_{max}} - D}{2} = \frac{15.45 - 6.00}{2} = 4.72 \text{ in}$$

$$D_{SG} = D + 2G_h H_s = 6.00 + (2 \times 1.047 \times 4.72) = 15.88 \text{ in}$$

$$W_G = G_w W = 1.04 \times 6.30 = 6.55$$

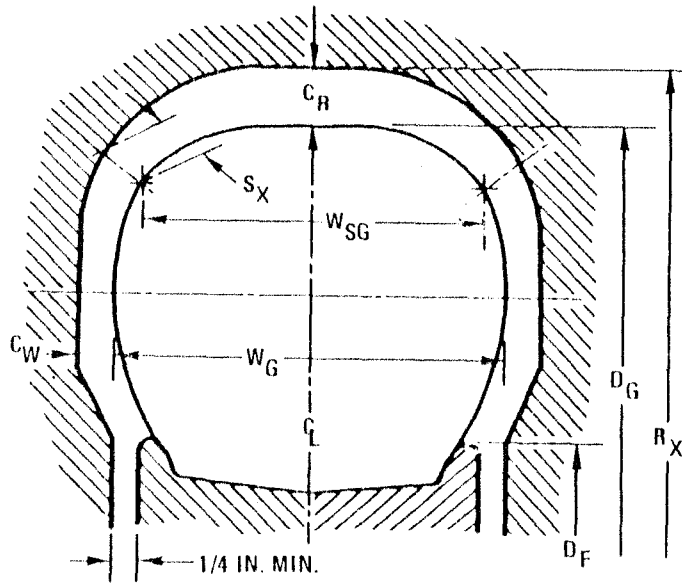
$$W_{SG} = G_w W_s = 1.04 \times 5.35 = 5.57 \text{ in}$$

2.4.3.10 Lastik Aralığı:

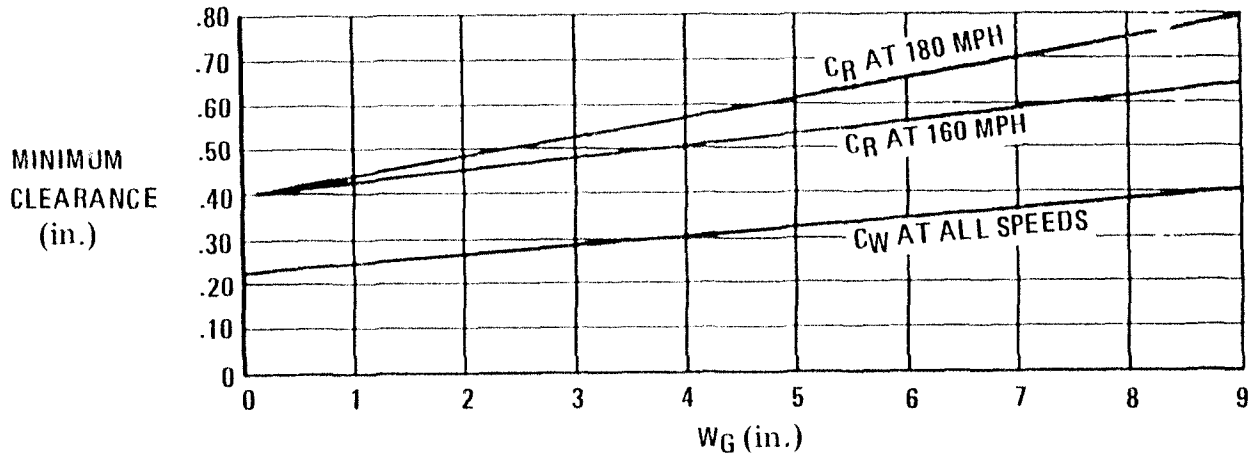
Uçak lastik aralıkları hesaplarında iki yol belirteceğiz. Birincisi Pazmany' in yaklaşımı ve diğeri de Roskam' ın ifade yaklaşımıdır. Öncelikle Pazmany' nin yaklaşımını görelim.

Pazmany yaklaşımı;

Uçağın lastik ile yakın kısımlar arasındaki minimum aralık gerekleri hesaplanırken lastik boyutlarındaki genişleme ve buna ilaveten merkezkaç kuvvetinin lastik çapında oluşturduğu artış gözönüne alınmalıdır. Yarıçap doğrultusundaki (radyal) aralık CR ve yanıl aralık CW figür 2.24 dan okunabilir.



Şekil 2.23: Lastik aralıkları



Şekil 2.24: Lastik yer sürüklemesinden dolayı oluşan merkezkaç kuvvet

Aralıkları bulmak için aşağıdaki formüller kullanılır.

$$R_x(\text{min.}) = \text{Dingil merkez çizgisinden komşu kısımlara olan radyal mesafe}$$

$$= D_G/2 + C_R \quad (2.8)$$

$$W_x(\text{min.}) = \text{Lastik merkez çizgisinden komşu kısma olan yan mesafedir.}$$

$$= W_G/2 + C_W \quad (2.9)$$

$$S_x(\text{min.}) = \text{Lastik omuzuyla komşu kısım arasındaki açıklık}$$

$$= (C_W + C_R)/2 \quad (2.10)$$

Roskam yaklaşımı;

Aşağıdaki lastik aralık gerekleri göz önünde bulundurulmalıdır:

1. Tekerlek haznesi (yuvası) aralığı (geri çekmeden sonra)
2. Lastik- lastik çatallı ve/veya lastik / giriş aralıkları
3. Çok tekerli düzenlemelerde lastik / lastik aralıkları

Şekil 2.25 bu aralık gereklerinden ne kastedildiğini belirtmektedir. Bu lastik aralık gereklerinin fiziksel sebepleri şunlardır:

a) Lastikler servis ömürleri boyunca genişlikte %4, çapta ise %10 miktarlarında genişler.

b) Lastikler santrifuj kuvvetinden dolayı genişler. Bu genişleme tipi yerdeki maksimum lastik operasyon hızına bağlıdır.

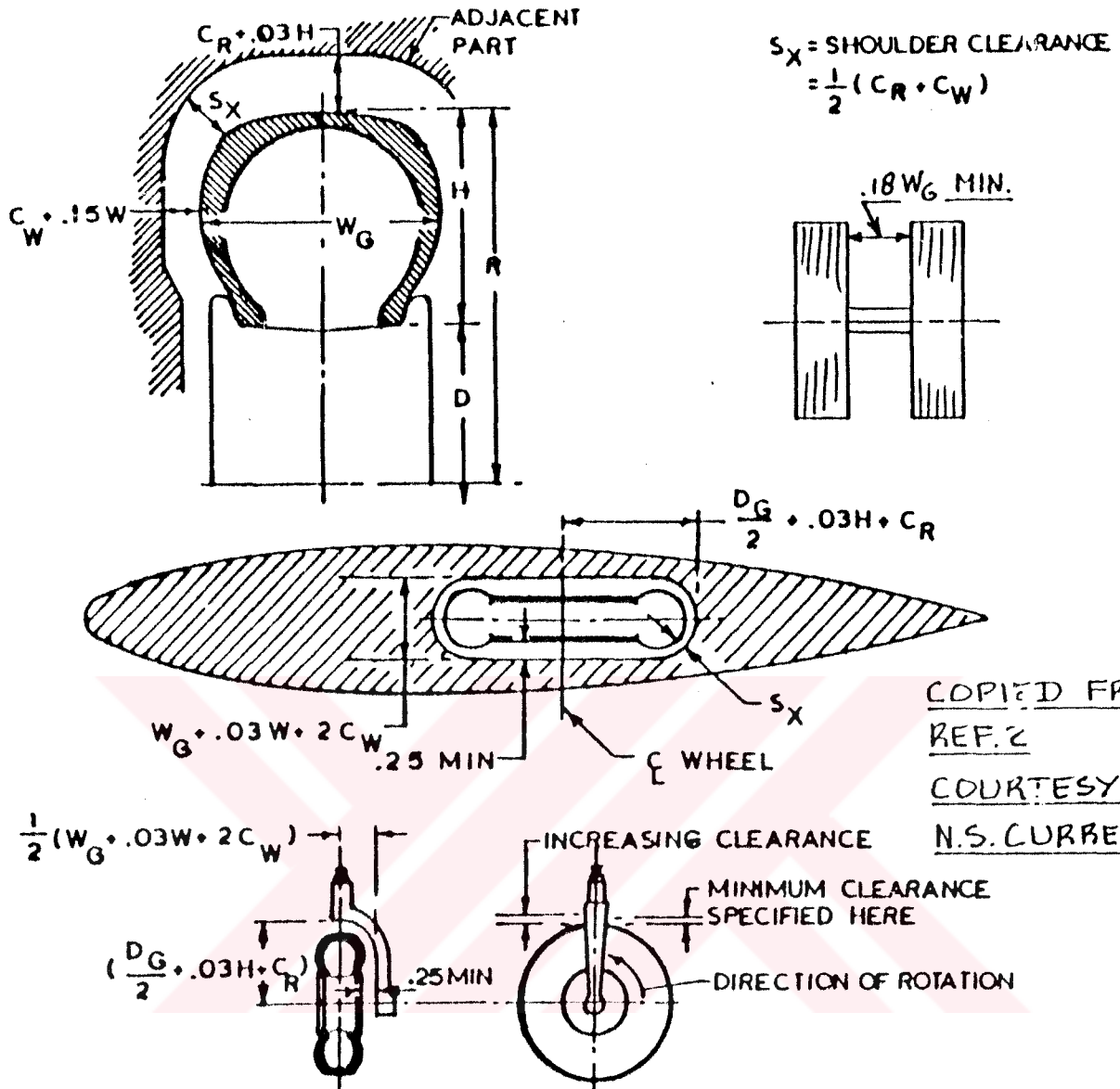
Şekil 2.26 santrifuj kuvvetlerinden dolayı gereken radyal ve yanal (genişliğine) aralık gereklerini 'lastik genişlemesi' nin fonksiyonu olarak sunmaktadır. Şekil 2.26'deki 'lastik genişlemesi' 1,04 olarak alınabilir.

Ön dizayn hedefleri için aşağıdaki lastik aralıklarını hesaba katmak uygundur.

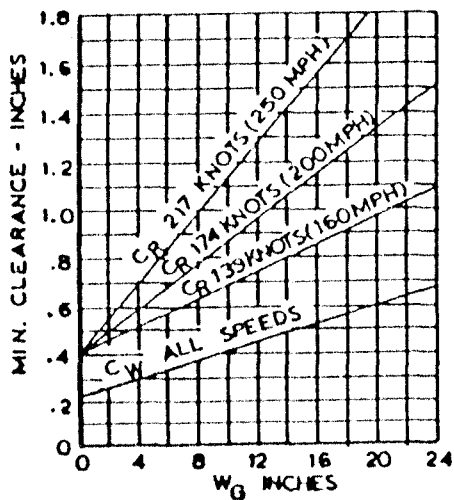
Enlemesine: $0.04W + \text{santrifuj kuvvetlerinin oluşturduğu yanal aralık} + 1 \text{ inch}$

Yarıçap (radyus) yönünde: $0.1D0 + \text{santrifuj kuvvetlerinin oluşturduğu radyal aralık} + 1 \text{ inch}$





Şekil 2.25: Yanal ve radyal lastik aralık gerekleri geometrisi



Şekil 2.26: Minimum lastik aralık gerekleri

2.4.3.11 Yüksek Hız Mütalaaları

Açıklık oranı (lastik kesit yüksekliğinin, lastik kesit genişliğine oranı olarak tanımlanır), yüksek hızdaki operasyonlara göre lastik kabiliyetini açıklar.

Yüksek açıklık oranına sahip lastikler (0.85' den 1'e kadar) genelde yerde çok iyi kullanım kabiliyetine sahipler. Fakat yüksek hızdaki operasyonlarda çok zayıf performans segilerler. Bu, yüksek açıklık oranlı lastiklerin yüksek hızda çekme dalgası geliştirmeye eğilimli olmasından dolayıdır. Lastiğin dış alanındaki çekme dalgaları aşırı miktarda ısı meydana getirirler ki bu daha önceki bir arızanın ilerlemesine neden olduğundan ve ayrıca dış kauçuğun aşınma kabiliyetini düşürdüğünden dolayı tekerlek için zararlıdır. Bir yüksek açıklık oranlı lastiğin, 250 mph' de tam oranlı yüklenme altındaki çalışma görüntüsü fig 4-20' de görülmektedir.



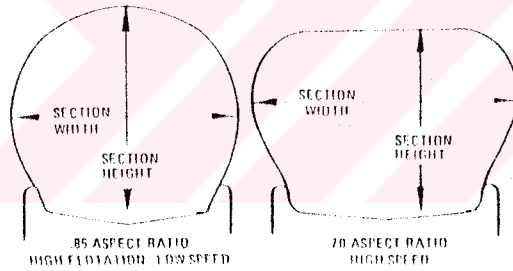
Şekil 2.27: 250 m.p.h. hızda yüksek açıklık oranlı lastik

Açıklık oranındaki belirli bir azalma, lastiğin yüksek hız kabiliyetini artırır. Uygun açıklık oranına sahip uçak lastiği seçimi, uçağa yumuşak iniş sağlar. Açıklık oranının etkisini göstermek için, yukarıda gösterilmiş olan lastiğin açıklık oranı daha yüksek hızlarda iyi performans göstermesi için biraz düşürüldü . Lastik şeklinin bu tanımı, aşağıda gösterilen lastiği (şekil 2.28) üretir ki bu koşullar altında, gösterilen bir önceki lastik gibi geri çekme dalgası elimine edilir. Şekil 2.29' da iki yapı şeklinin kesit görüntüleri görülmektedir.



Şekil 2.28: 250 m.p.h. yük altındaki düşük açıklık oranlı lastik

Yüksek açıklık oranı'nda, yüksek şamandıralama ihtiyacı ve düşük çalışma koşullarını karşılamak için iyi bir seçim yapılmalı. Düşük açıklık oranı'lı lastik yüksek hızlı operasyonlar için iyi bir seçimdir.



Şekil 2.29: Lastik kesiti görünüm oranı

2.4.3.12 Yuvarlanma Direnci - Uçak lastiklerinin dönme sürtünmesi veya sürüklenme kuvveti (tekerlekle birlikte sürtünme önleyici yatakların sürtünmesinide kapsayarak), tekerlek üzerindeki dik yükün %2 - %3' ü arasındaki bir kuvvete tekabül eder. Bu 1,000 lb'lik statik yükün dönme direnci veya çekme çubuğunun 20 lb'den 30 lb'ye değişimi anlamına gelir.

2.4.4 Lastik Seçimi

Uçak lastikleri boyutu, katman (ply) oranıyla, tüblü veya tübsüz biçim ve yapılanmalarla ve tiplerine göre dizayn edilir. Hafif uçak dizayncısı çoğunlukla tip III lastikleri ile ilgilenir. Tübsüz lastikler, tüblü lastiklere oranla daha hafiftirler ve daha soğuk koşullarda çalışırlar. Toplam fiyatları yaklaşık aynıdır.

2.4.4.1 Ana Tekerlek Lastikleri

Yeni tip uçak dizaynlarında tekerlek seçimlerinde ilerideki muhtemel bir gelişme için ödenek yapılmalı.

Uçak gelişme durumu, genelde uçağın prototipinin hazırlandığı ilk üretim ünitelerinden, uçak kullanıcısının istediği ihtiyaçları karşılamak için daha ağır versiyonlara geliştirmedeki bütün süreç boyunca denenir. Başlangıçta muhtemel yük artışına uygun lastiğin seçimiyle, sonradan gerekecek bir lastik ve tekerlek dizaynının ağır maliyetinden kurtulunur.

Ana tekerlek lastiğinin yük / hız gerekleri, uçak ağırlık merkezinin en arka noktasından daha geride olarak ve maksimum irtifadaki ve sıcak gündeki en şiddetli pist operasyonel yük / hız zaman tarihi baz alınarak elde edilmelidir.

2.4.4.2 Burun Tekerleği Lastikleri

Bir burun tekerleği seçiminin hem statik yüklenme ihtiyacına, hemde dinamik frenleme şartlarına uygun yapılması önemlidir. Aynı şekilde lastik, yukarıdaki yük, hız ihtiyacını karşılayabilmeli ve lastiğin ilk seçimi sırasında gelecekteki mümkün olabilecek geri adımlardan sakınmak için yükleme gelişimi (artımı) nin bazı ödenekleri programlanmalı.

Burun tekerleği lastiğinin yük / hız gerekleri, uçak ağırlık merkezinin en ön noktasından daha ileride olarak ve maksimum irtifadaki ve sıcak gündeki en şiddetli pist operasyonel yük / hız zaman tarihi baz alınarak elde edilmelidir.

2.4.4.3 Yük - Hız - Mesafe - Zaman Verileri

Bir uçak lastiği seçiminde mümkün olan ilgili doğru parametrelerin bulunması önemlidir. Bu faktörlerin bulunmasında aşağıdaki formüller kullanılabilir:

$$\begin{aligned} V_t &= V_0 + at \\ a &= (V_t - V_0) / t \\ t &= (V_t - V_0) / a \\ S &= V_0 t + (1/2)at = .5 (V_0 + V_t) t \end{aligned} \quad (2.11)$$

2.4.4.4 FAA nıżannameleri

Federal Havacılık Ajansı (Federal Aviation Agency: FAA), sivil uçak lastiklerini standardını TSO-C62'ye göre teknik standartlara bağlı olarak kontrol eder.

AŞağıdaki genel tedbirler uygulanabilir:

İniş takımı lastikleri, tekerlek jantlarına uygun bir biçimde yerleştirilmeli ve uygun sınıflandırılmaları (bakınız Tire and Rim Association Yearbook) aşağıda belirtilen durumları aŐmamalı:

1. Dizayn kalkış ağırlığına eşit olan uçak ağırlığını
2. Kritik ekim merkezi durumunda statik yer tepkilerine karşılık gelen her bir tekerlek lastiğindeki yükünü
3. Uçak kütlesinin en kritik çekim merkezinde yoėunlaŐtıėını kabul ederek ve aşŞağı doğru 1.0g ve ileriye doğru 0.31g olduğu ve burun ana tekerleklerdeki tepkilerin statik kurallarına göre dağıtıldığı ve yerdeki sürükleme tepkilerinin yalnızca frenleri olan tekerleklerle uygulandığı kabul edilerek burun tekerleklerindeki yükü

2.4.4.5 Kat (Ply) derecelemesi

Kat derecelemesi, verilen bir lastiğin belirlenmiş olan özel bir tipteki hizmette Tire and Rim Association un tavsiye ettiği kendi maksimum yükünü ve şişirme basıncını tanımlar. Bu aynı zamanda bir lastik mukavemet indeksidir ve gerçek lif dokusu katmanı sayısını belirtmez.

2.4.4.6 Sınıflandırılmış Şişirme Basıncı

Sınıflandırma tablolarında gösterilen şişirme basınçları yüklenmemiş lastikler içindir. Lastikler çalışma esnemesini oluşturacak şekilde yüklendiği zaman basınç yaklaşık olarak %4 kadar artacaktır. Bundan dolayı, yüklenmiş lastikler kullanıldığı zamanda dizayn tablolarında gösterilen değerlere yüzde dört eklenir. Şişirme basıncı yalnızca lastikler soğuk iken kontrol edilir. Eğer mümkünse, şişirme basınç kontrolünden önce lastik iki saat soğutulmalı (dinlendirilmeli).

2.4.4.7 Burun Tekerleği Lastik Sınıflandırması

Max. dinamik burun lastik sınıflandırması (ana tekerleğin frenleme yapması anındaki yük), tablo 2.5 ile 2.9 arası tablolarda verilen max. lastik oranının 1.45 katsayısı ile çarpılmasıyla elde edilebilir. Burun lastiği için gerekli kat sınıflandırması ve şişirme basıncı, maksimum frenleme sırasındaki yükün izinverilebilir lastik dinamik sınıflandırılmış yükü veya basıncına oranla bulunabilir (yalnız bu anlatılan, kat sınıflandırması ve şişirme basıncının, statik yük ve basınç verilerinin kullanımı için gerekli basınçtan daha küçük olmadığı müddetçe geçerlidir).

2.4.4.8 Lastik yüzmesi (Tire Floating)

Lastiğin yer şamandıralaması, lastiğin bulunduğu yol yüzeyinde depresyon oluşturmadan kalabilme kabiliyetinin ölçümü olarak tanımlanır.

Aşağıdaki değişkenler içerilir:

1. Lastik mesafelendirimi (uçanın iniş takımı geometrisi)
2. Lastik başına yük
3. Lastik şişirme basıncı

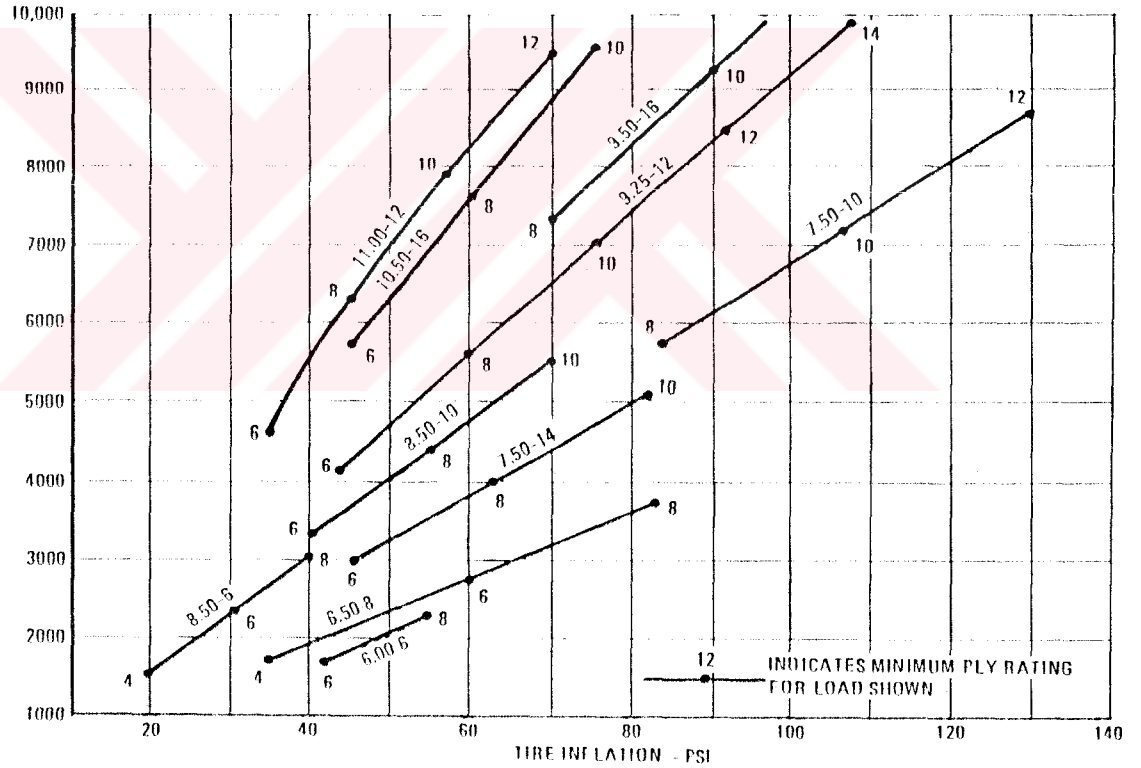
Hafif uçaklar için, lastik mesafelendirimi (iki lastiğin birbiriyle olan ara mesafelendirimi) sık olmayan bir değişikliklerdir çünkü hafif uçakların çoğunluğu her iniş takımı ayağında tekli tekerlek kullanırlar. Ağır yüklü askeri yada ticari uçaklar, hem ana tekerlekte hemde burun tekerleğinde sıklıkla çiftli tekerlek kullanırlar. Bunlar bu incelemenin konusu dışındaki özel problemlerdir. Okuyucuya, Handbook of Instructions for Aircraft Designers (HIAD) veya yeni bir dizayn elkitabı olan AFSC - DII 2 - 1 tavsiye edilir. Bu el kitaplarının bürolardaki kullanımlar için kullanıldığını belirtelim. Bu el kitapları için bireyin özel zamanının olması gerekir.

Hafif uçak lastik seçiminde yumuşak pistlerde operasyon gerektiği zaman yüzme bir faktör halini alır. Hafif uçaklar için çimenli veya yüzeysiz pistlerdeki operasyonlar (iniş - kalkış) da, çimenli pistler için lastik basıncı 50 psi'nin altında ve daha sert yüzeyler için de 125 psi altında olan tekli veya çiftli ana tekerlek takımı tercih edilir. Burun tekerlek lastik basınçları, ana tekerleklerinkinden daha azdır. Burun tekerleği lastiği ana tekerlek lastiklerinden daha düşük basınçlarda oluşturulduğundan çamura saplanma riski daha yüksektir ve bu gibi durumlar için kuyruk tekerlekli konfigrasyon tercih edilebilir. Her tekerleğe binen yük 10,000 lbs. ve basınç 70 psi'yi aştığı zaman, tasarımda pist yüklenme kriteri durumunun incelenmesi gerekebilir. Bu, bu kitabın konusu dışındadır. Uçak lastik yüzmesi kompleks bir konudur ve okuyucuya ICAO Rapor 9151P3 Aerodrome Design Manual, Vol. 3, 'Pavements' ve "ASD - TR - 68 - 34 - Evaluation of Landing Gear Ground Flotation For Unsurfaced Soil Airfields" isimli kaynaklar önerilir.

Deneyler kaldırımın yük kapasitesiyle, lastiğin temas alanı arasında bir ilişkinin varlığını gösterdi. Bu, pistin mukavemetini bir sayı sistemiyle tanımlama sonucunu doğurdu. Amerikada, en çok kullanılan indekslerden biri California Bearing Ratio (CBR) ki bu toprağın relativ geçirgenliğinin ezilmiş kaliforniya ezilmiş kireç taşına nispeten ölçümüdür.

Tablo 2.10: Toprak yoğunluğu ile şişirme basıncı arasındaki münasebet

Pist Kategorisi	Şişirme basıncı
Özel Pistler (daimi tip beton)	260 in üstü
Tam Operasyonel Pistler (beton veya yüksek dereceli siyah kaplama)	240 - 260
Maksimum Operasyonel Pistler (esnek pist, iyi zemin)	70 - 90
(iniş keçesi, kötü zemin)	50 - 70
Tehlike Anı Pistleri (sert çim zemin)	45 - 60
Sert Çöl Kumu	40 - 60
Çıplak Toprak, Islak Çim	35 - 45
(sınıflandırılmış, CBR ye göre 6 veya daha üstü)	25 - 35
(hazırlanmamış yumuşak kum)	

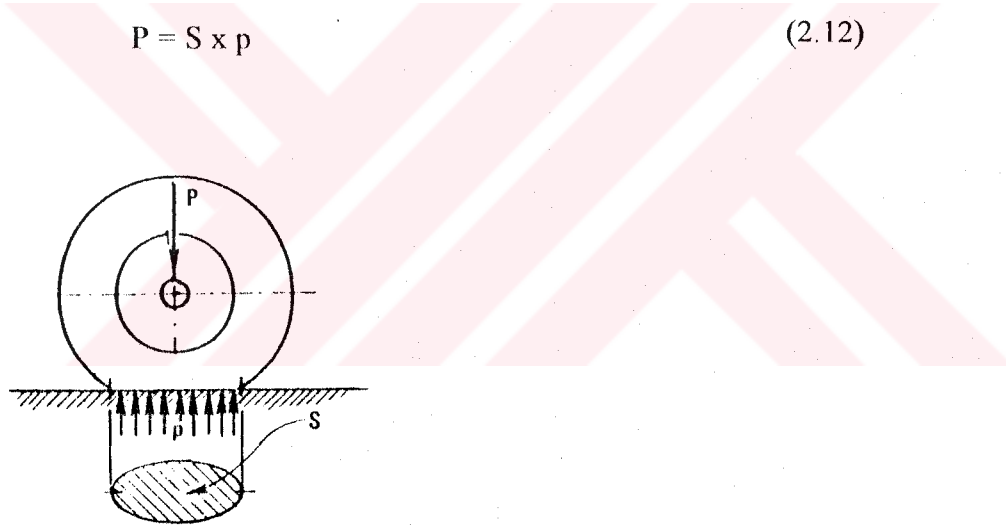


İngiltere’de Yük Sınıflandırma Numarası (LCN) metodu adlı bir metodu kendi bünyesine adapte etmiştir. En düşük LCN değeri 10’dur ve bu 75lb/sq in.’lik basınca ve 10,000 lb’lik tekerlek yüküne karşılık gelir. Bundan dolayı bu metod hafif uçaklarda nadir kullanılır.

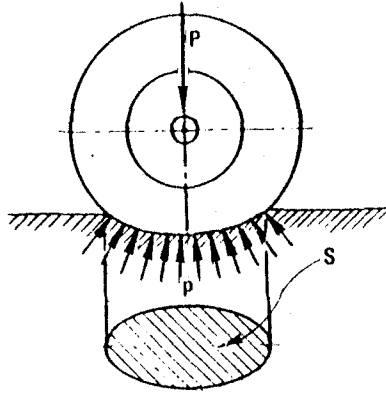
Bütün derecleme metotları bir tekli tekerlek yük eşitliği (Equivalent Single Wheel Load (ESWL)) ile bağlantılıdır. Bu kısaca iniş takımı tarafından uygulanan yük olarak tanımlanır. Tek tekerlek üzerinde yoğunlaşacak şekilde tasarlanır. Aynı lastik basıncındaki, tekerlek düzeni gibi pistte aynı kritik etmenleri oluşturur. Günümüzde kullanılan büyük pistlerde uygun LCN değerleri belirtilir ve değişik pistlerde kullanılacak iniş takımları karşılaştacak en düşük kaldırım mukavemetini aşmayacak LCN'ye sahiptir.

2.4.4.9 Lastik Ayak İzi (Tire Footprint)

Lastik yere temas ettiği zaman, ayak izi eliptik benzeri bir şekildir. Bu elips alanının, iç basınçla çarpımı, tekerlek üzerindeki yüke eşittir.



Şekil 2.31: Lastik ayak izi - rijit döşeme



Şekil 2.32: Lastik ayakizi - Yumuşak yer

Açıka daha büyük lastik basıncı daha küçük ayakizine karşılık gelecek (rijit bir kaldırımda). Eğer tekerlek yumuşak bir yüzeye inerse, iç basınçla, uygun yer basıncını eşitleyen noktaya ulaşıncaya kadar, ayak izi alanı artarak bir çukur oluşturur. Düşük basınçlı lastiklerin kullanılması sonucu, yumuşak pistlerdeki iniş kalkışlar tekerlek ayak izi hasarını düşürür.

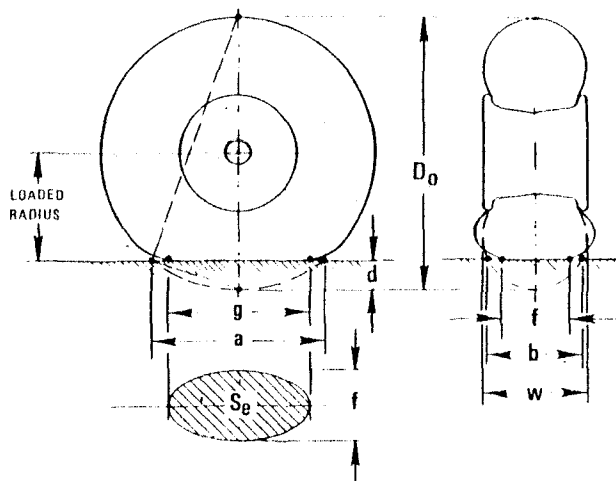
Ayak izi alanı aşağıdaki gibi hesaplanır:

1 - Tablo 2.5 ve 2.9' dan aşağıdaki değerler okunur

d - Lastik radyal esnemesi

D_0 - Lastiğin dış çapı

W - Lastiğin kesit genişliği (max.)



Şekil 2.33: Ayakizi hesabı

2 - Ayak izi elipsinin ölçülerini aşağıdaki gibi hesaplanır:

$$\frac{a/2}{D_0 - d} = \frac{d}{a/2} \Rightarrow a = 2\sqrt{d(D_0 - d)}$$

$$g \cong 0.85a$$

$$\frac{b/2}{w - d} = \frac{d}{b/2} \Rightarrow b = 2\sqrt{d(w - d)}$$

$$f \cong 0.93b$$

$$S_{elips} = \frac{\Pi}{4} gf$$

Örnek: 6.00-6 için ayak izi hesabı:

Tablo 2.5' den :

$D_0 = 17.50$ in. Yük altındaki yarıçap = 6.9 in

$W_{max} = 6.30$ in.

$$d = \frac{17.50}{2} - 6.90 = 1.85in$$

$$a = 2\sqrt{1.85(17.50 - 1.85)} = 10.76in$$

$$b = 2\sqrt{1.85(6.30 - 1.85)} = 5.74in$$

$$\left. \begin{array}{l} g = 0.85a = 0.85 \times 10.75 = 9.13 \\ f = 0.93b = 0.93 \times 5.72 = 5.32 \end{array} \right\} S_e = 0.785 \times 9.13 \times 5.32 = 38.2in^2$$

Eğer şişirme basıncı 29 psi ise, lastik üzerindeki yük : $29 \times 38.2 = 1080$ lbs $\cong$ 1150 lbs (maksimum lastik oranlaması) Oranlama testle onaylanır ve değişiklik yan cidarın mukavimliğinin fonksiyonudur.

2.4.4.10 Yuvarlanma Katsayısı

Bir uçak lastiğinin yuvarlanma katsayısı, lastik tipi ve tablo 2.11'de gösterildiği gibi yüzey durumuna göre değişiklik gösterir. Ve hızdan bağımsız olarak tasarlanır.

Tablo 2.11: Yuvarlanma katsayıları

<i>Yüzeyin Tipi</i>	<i>Yuvarlanma Katsayısı</i>
Döşenmiş Pistler, Sert Yüzey	0.02
İyi Alan, Sert Toprak	0.04
Orta Alan, Kısa Çimen	0.05
Orta Alan, Uzun Çimen	0.10
Yumuşak Yer	0.10 - 0.30

Bir uçağı bir yüzeyde sürükleyebilecek kuvvet aşağıdaki gibi hesaplanır:

Uçak ağırlığını 1500 lb olarak kabul edersek :

$$T = 1500 \times 0.02 = 30 \text{ lb}$$

2.4.4.11 Sürtünme Katsayısı

Uçak lastiğinin frenleme sürtünme kuvveti, yolun(pistin) durumuna göre değişir ve hızın artmasıyla azalır. Yapı dizayn analizleri için tablo 2.12'deki değerleri kullanılır.

Kuru döşenmiş yüzeydeki konservatif (korunumlu) garantili duruş mesafe analizi için $\mu = .3$ değeri kullanılır. Başlangıç dizayn analizi için hem yandan kayan hemde kilitli tekerlek takozları için $\mu = .55$ kullanılır.

Tekerleğin dönme (spin - up) yük analizi için FAR 23 paragraf 23.479' da sürtünme kayma katsayısı 0.8 olarak önerilmiştir. Sürüklemeye bileşke kuvveti, buna karşılık gelen ani dik (V_{SU}) kuvveti ile birleştirilebilir. Bununla birlikte V_{SU} , $0.32 V_{max}$ 'dan küçük olmamalı.

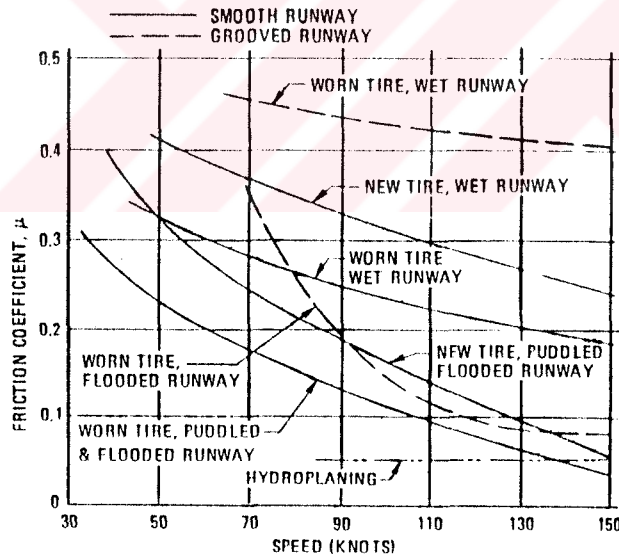
Tablo 2.12: Oluklu kauçuğa sahip lastiklerin sürtünme katsayısı

<i>Yüzey tipi</i>	<i>Hız mph</i>	<i>Frenleme Katsayısı (μ)</i>
Kuru Beton	0 - 30	0.8
	30 - 60	0.7
İslak Beton Veya Kuru Asfalt	0 - 30	0.6
	30 - 60	0.4
Kar Veya Buz Kaplı Pistler	0 - 100	0.1

2.4.4.12 Karlı, Buzlu ve Sulu Çamurlu Pist

Uçak lastiğiyle pist arasındaki sürtünme, inişteki bir uçağın duruşu veya havalanıştaki duruşu için akla gelir. Temiz ve kuru pistler frenleme zorluklarına sebep olmazlar. Fakat kar, buz ve eriyen kar veya çamur ve su, var olan sürtünmeyi sınırlandırır. Uygun olmayan koşullarda en düşük pist uzunluğu, kuru ve temiz pist uzunluğunun birkaç katı olabilir. Lastikle pist arasındaki düşük sürtünme ayrıca uçağın ilerlemesinde, iniş ve yüksek hızda kalkışlarında yön kontrolünü sınırlandırır.

Şekil 2.34 sürtünme katsayısının hıza bağlı olarak değişimini göstermektedir. Aynı şekilde yeni ve yıpranmış lastikler arasındaki sürtünme katsayısı değişimi ve yıpranmış oluk etkisi, pistte pürüzsüz betona karşı gösterir.



Şekil 2.34: Pürüzsüz ve oluklu pist sürtünme katsayıları arasındaki kıyaslama

2.4.4.13 Statik Dönme Momenti

Duran uçağın yüklenmiş burun iniş takımı lastiğini döndüren statik koparma torku “ M_s ” şekil 2.37 (Ref.10)’daki C_M değeriyle şu şekilde hesaplanabilir.

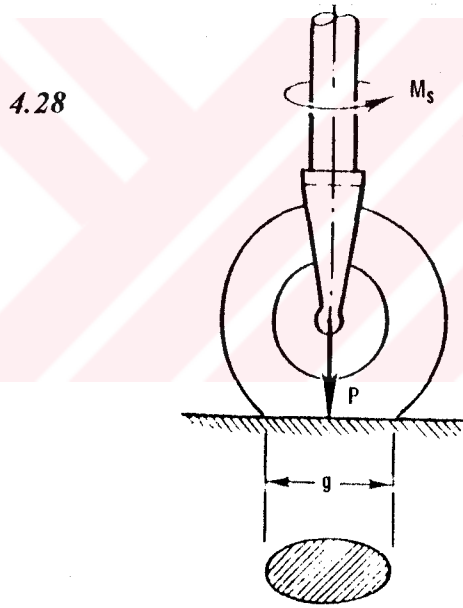
$$M_s = C_M P \quad (2.13)$$

Burada:

M_s = Tork (in.x lb)

P = lastik üzerindeki statik yük (lb)

C_M = statik tork katsayısı (inç.)



Şekil 2.35: Dönme momenti - kiriş eksen çizgisine dik.

Şekil 2.35’ den veya daha önce anlatılan biçimde “g” temas uzunluğunu hesaplanır.

Örnek:

Burun lastiği: 5.00-4 kat $\begin{cases} D_0 = 13.25\text{in} \\ 55\text{psi yük altında} \end{cases}$

Statik yük "P" = 200 lb

Şekil 2.46' dan 200 lb' lik statik yük için lastik çökmesi =0.38 in.

$$a = 2\sqrt{0.38(13.25 - 0.38)} = 4.4 \text{ in.}$$

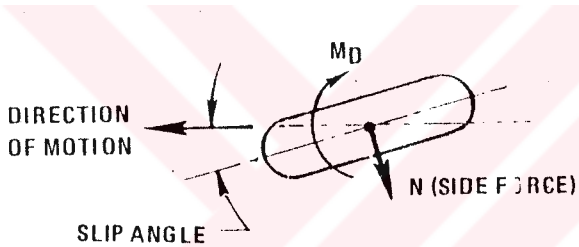
$$g = 0.85a = 3.74 \text{ in} \xrightarrow{\text{(Fig. 4-30)}} C_M = 0.20 \text{ in.}$$

$$M_S = 0.20 \times 200 = 40 \text{ in. lb.}$$

2.4.4.14 Dinamik Yan Kuvvet ve Dönme Momenti

Yan kuvvet veya köşeleme kuvveti "N" (şekil 2.36), lastiğin bir açıda ileri - geri hareketiyle oluşur. "Yunuslama" veya "Kayma" açısı ve lastik üzerindeki dik yükle orantılıdır.

Lastik ayrıca uygun sağa doğru olan M_D momentinide oluşturur.



Şekil 2.36: Yan yük

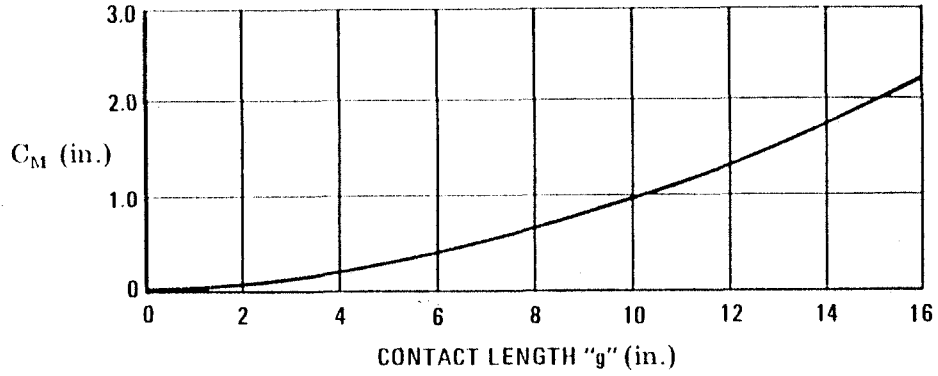
$$N = C_N \cdot P \quad (2.14)$$

Burada:

N=Normal kuvvet

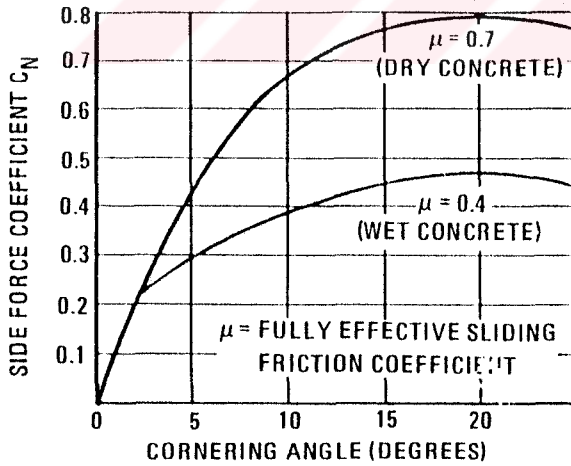
P= Lastik üzerine gelen normal yük

C_N = Yan kuvvet katsayısı



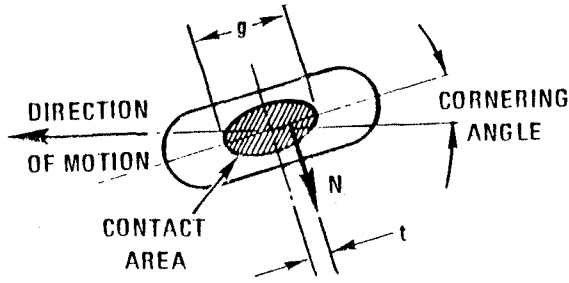
Şekil 2.37: Dönüş momenti katsayısı

Yan kuvvet katsayısı şekil 2.38’ de görülmektedir. Bu eğriler, nemli ve kuru kaldırımlı pistlerdeki sürtünmenin sınırlı koşullarda lastiğin yerde kayışının sürtünme katsayıları olan .4 ve .7 için çizilmişlerdir. C_N ’nin en yüksek değerleri 20°’lik köşeleme açısında oluşurlar ve değerler statik sürtünme katsayılarına karşılık gelir.

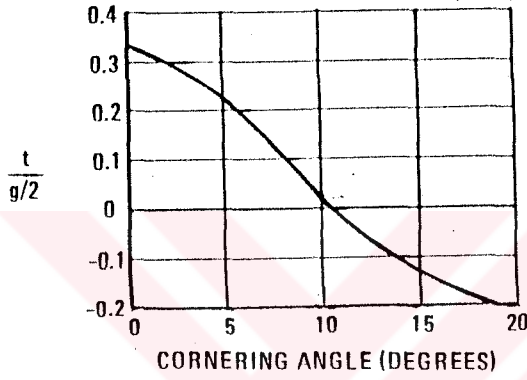


Şekil 2.38: Normal kuvvet katsayısı

Yan kuvvet N genellikle lastiğin yere temas alanının merkezine “t” mesafesinde yerleştirilir. Genellikle, temas alanının gerisinde olduğu zaman pozitif kabul edilir. “t” değeri köşeleme açısı ile şekil 2.40’ daki gibi değişir.



Şekil 2.39: Pnömatik Trail



Şekil 2.40: Pnömatik Trail değeri

“t” değeri 0° köşeleme açısında maximumdur (+). Bu bir düzeltme çift kuvvetinin sonucudur. Yaklaşık 11°deki köşeleme açısında “t” sıfırdır ve daha geniş açılarda “t” negatif olur. Bundan dolayı çift kuvvet ayrıcalıdır.

2.4.4.15 Dinamik Dönme Momenti $M_D = t \cdot N$

M_D 'nin değerini hesaplayan örnek : Bir önceki örnekte aynı lastiğin kullanıldığını farzedelim. Yunslama açısı = 5° kuru kalıp üzerinde

$$P = 200 \text{ lb}, g = 3.74 \text{ in.}$$

$$\text{Şekil 2.38' den; } C_N = .43, N = .43 \times 200 = 86.0 \text{ lb}$$

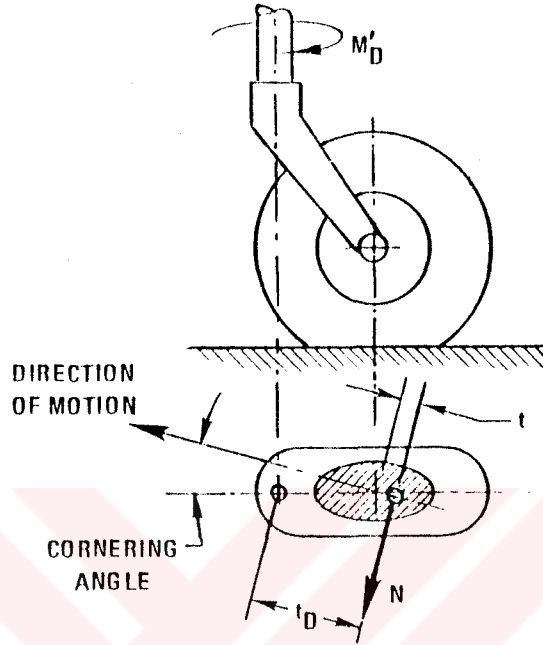
$$\text{Şekil 2.40' den; } t / g / 2 = .22 : t = (.22 \times 3.74) / 2 = .41 \text{ ins}$$

$$\Rightarrow M_D = .41 \times 86.0 = 35.2 \text{ in.} \times \text{lb}$$

Bir castinging tekerleğiyle bir dik mil ekseni için, mil ekseniyle, tekerlek ekseni arasındaki mesafe “mekanik sürüklenme”, mekanik ve pneumatik sürüklemenin cebirsel toplamı “Dinamik sürüklenme” diye bilinir.

Verilen bir köşeleme açısında, normal kuvvet mil eksenini etrafında bir döndürme momenti oluşturur. Bu şuna eşittir:

$$M'_D = t_D N \quad (2.15)$$



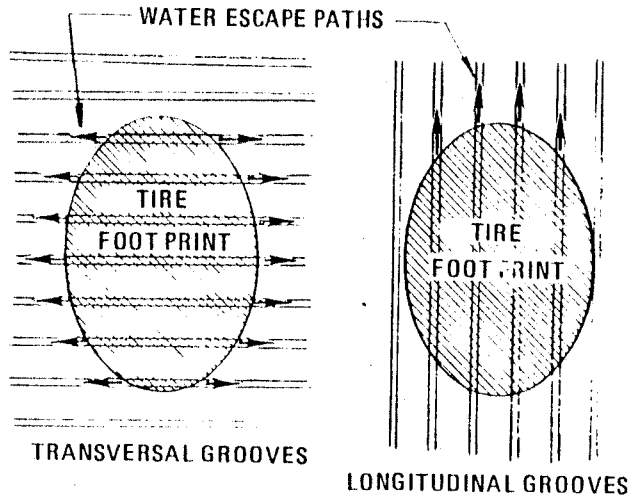
Şekil 2.41: Caster li tekerleklerin Mekaniki Trail değeri

2.4.4.16 Su Üzerindeki Hareket (Hydroplaning)

Islak bir pistte yuvarlanan pneumatik lastikler, öyle bir hıza ulaşabilirlerki, burada lastik yere temas etmez. Kızaklar 1 / 10 in. kalınlığındaki sudan film üzerindedirler. Bu noktada, frenleme, ilerleme ve yönlendirme kontrolü önemli oranda kaybolur. Lastik su üzerinde hareket etmekte ve yuvarlanma hareketi yerine kayar, bazen tamamen durur veya bazı durumlarda tersine döner. Pneumatik uçak, araba veya ağır vasıta lastikleri sulu bir pistte veya yolda döndüğü zaman, lastiğin ayak iziyle döşeme yüzeyi arasında hidrodinamik basınç oluşur. Kritik bir hızda basınç, lastiğin ağırlığıyla eşitlenir. Eğer hız kritik hız değerinin üzerine çıkarsa, lastik tamamen yerden kesilir ve araç yalnızca suyun üzerinde kalır ve kontrolden çıkar.

NASA tarafından yapılan araştırmalarda, yalnızca sulu, sıvı çamurlu ve su birikintisinin olduğu pistlerde hidroplaning'in olduğu saptandı. yivli pistler

veya zeminler, suyun lastik basıncı altında kaçması için bir yol sağlarlar. Yivler, şekil 2.42’deki gibi transversal (çarpık bir şekilde) veya uzunlamasına olabilir.



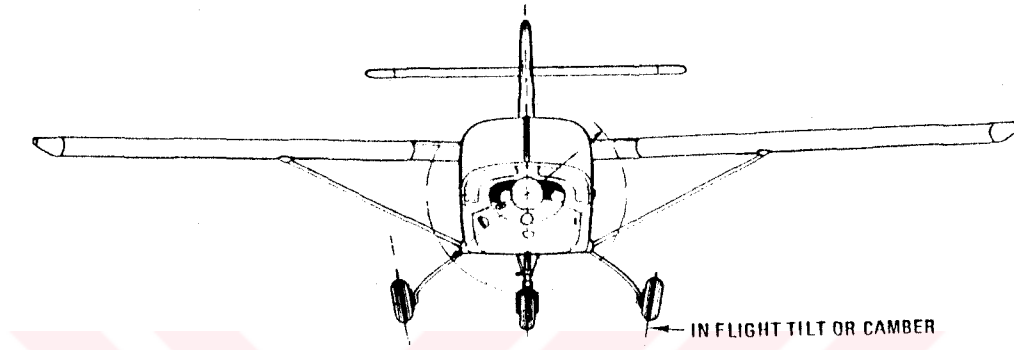
Şekil 2.42: Pist yivleri

Bundan başka NASA bulgularında, aşınmış ve pürüzsüz lastiklerin kauçuğunda oluk (tırıl) açılmış olan lastiklere nispeten daha sık suda hidroplan’e neden oluşunu tesbit etti. Oluksuz lastikler, 1/8” kadar az suda dahi pürüzsüz kaldırırda hidroplane oluştıra bilirler. Oluklu kauçuklara sahip lastikler 3/16” den 5/16”lık suda hidroplane olabilirler.

Aynı şekilde, lastikler pürüzlü pistlere oranla pürüzsüz pistlerde daha az derinlikli suyla hidroplane olurlar. Hidroplaning oluştuğunda ve rüzgara karşı havalanışlarda veya kızaklama imkanının büyük olduğu inişlerde duruş mesafesi artar.

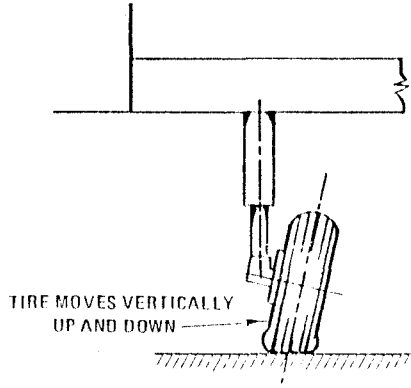
2.4.4.17 Tekerleğe istikamet verilmesi

Uçak, normal bir ağırlıkta yerde olduğu zaman, lastikler ön ve arka yönde, dik planda dizilebilirler. Amortisörlerle bunu sağlayabilmek için, tekerlekler şekil 2.43' daki gibi uçuş anında olarak inşa edilebilir.



Şekil 2.43: Tekerlek eğimi

İdeal ve minimum lastik aşınması için, lastikler statik yük altında, dik ve yerle tam temas halinde olmalı. Bazı dizayncılar tekerlek dingili üzerindeki bükme momentini düşürmek için tekerleğe bir eğim verirler (Şekil 2.44' da gösterilmiştir). Fakat bu lastiğin düzgün olamayan aşınmasına neden olur. Ve dış tekerlek jantı flanşının altta kalmasından dolayı da lastiğin dinamik sınıflandırmasını düşürür. Ayrıca dış flanşın aşırı yüklenmesinden dolayı mildeki bükme momenti yükselir ve bundan dolayı başlangıçta istenen amaca ulaşamaz. Daha iyi bir yaklaşım, bir küçük dış bukey açısıyla dingili birleştirmektir (bu genelde 1°'dir) ve böylece lastik statik yük altında yere dik hareket eder.



Şekil 2.44: Tekerlek eğimi

2.4.4.18 Lastik Seçimi Örnekleri

Ana tekerlek : Uçak lastiği üretici kataloglarında, derecelendirilmiş şişirme basınçlarındaki “servis derecelemesi” listesi bulunmaktadır. Bu lastik seçimindeki ilk kriterdir. Prosedür şu şekildedir:

Şekil 2.45 max. yükteki en ters C.G yerleştirilir ve statik yer tepki kuvvetleri hesaplanır. Gross ağırlığı $W = 1750$ lb olarak alalım.

$$a = 21 \text{ in. } b = 175 \text{ in., } d = 196 \text{ in.}$$

$$V_M = W_b / d = 1750 \times 175 / 196 = 1562 \text{ lb}$$

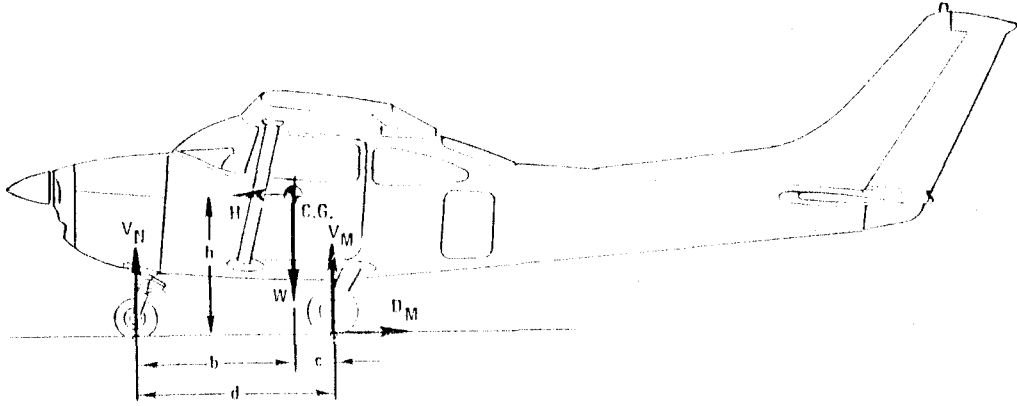
$$\text{Her ana tekerlek üzerindeki yük : } 1562 / 2 = 781 \text{ lb}$$

Tablo 2.5’ ten aşağıdaki lastikler uygundur. Uygun fren yerleştirilebilir.

Boyut	Statik Yük	Şişirme Basıncı	Ağırlık
5.00 - 5, 4 kat	800 lb	31 psi	4.8 lb
6.00 - 6, 4 kat	1150 lb	24 psi	7.7 lb
8.00 - 4, 4 kat	1100 lb	24 psi	8.3 lb

Çıplak yer operasyonu için maksimum şişirme basıncını 40 psi kabul edersek, 5.00 - 5 lastiğinin küçük bir gelişme potansiyeli olduğu görülür. Şekilde gösterilmiş olan uçak olan Piper - Super - Cruiser uçağı 8.00 - 4 ile donatılmıştır. Açıkça seçim, hazırlanmamış alanlarda uçuşa izin veren düşük şişirme basınçlı lastikten yana kullanılmıştır.

Seçilen lastik, max. dinamik yükün fonksiyonu olan alt yük (bottoming load) için tekrar kontrolü yapılmalı. Şok absorbe dizaynı, maksimum dinamik yük üzerindeki önemli bir faktördür.



Şekil 2.45: Yer reaksiyonlarının tespiti - Burun tekerlekli uçak

Burun Tekerlek Lastiği: Burun tekerlek lastikleri mümkün olan max. dinamik yük frenlemesi esas alınıp seçilir. Dinamik yük frenlemesi, statik burun tekerlek reaksiyonuyla, uçağın toplam ağırlığındaki on adım(ten foot) / saniye oranının yavaşlama anında frenlemedeki bileşke reaksiyonunun toplamıdır.

Burun tekerleklerinde kullanıldığında, mümkün olan max. frenleme dinamik yükü, mümkün olan max. statik yükün 1.45 faktörüyle çarpılmasıdır.

Örnek:

Cessna Skylane-model 182p

Gross ağırlık = 2950 lb

b= 50in. , c= 13 in. , d= 63 in. , h=44 in.

Yatay ivmelenme $a= 10 \text{ ft/sec}^2$

Yatay yük:

$$D_M = H = \frac{W}{g} a = \frac{2950 \text{ lb}}{32.2 \text{ ft/sec}^2} \times 10 \text{ ft/sec}^2 = 915 \text{ lb}$$

$$V_N = \frac{W_C}{d} + \frac{H_h}{d} = \frac{2950 \times 13}{63} + \frac{915 \times 44}{63} = 610 + 640 = 1250 \text{ lb}$$

<i>Boyut</i>	<i>Kat</i>	<i>Statik Yük</i>	<i>Burun Tekerleği Yükü</i>	<i>Ağırlık lb</i>	<i>Şişirme Basıncı</i>
3.50 - 6	6	1200	1740	2.8	70
5.00 - 4	6	1200	1740	3.9	55
5.00 - 5	6	1260	1826	4.7	50

Bu her üç tekerlek elverişli olabilirler. 3.50 - 6, 70 psi'lik şişirme basınç limiti gerektirir ve tablo 2.5' e göre döşeme tipi pist kullanılır. 5.00-5 lastiği 50 psi'lik şişirme basıncıyla çorak toprakta kullanılabilir ve bu, bu tekerleği seçmenin muhtemel nedenidir.

Lastik üzerindeki max. yük FAR 23 ' de belirtilen yükleme koşullarıyla hesaplanabilir.

Lastik Performans Eğrileri : 2.46' dan 2.51'e kadar olan şekiller, en çok kullanılan Type III lastiklerinin laboratuvarında test edilmesiyle geliştirilen, ölçülmüş performansları özetlemektedir. Her sayfadaki ilk grafik lastik (esnemesine) defleksiyonuna karşılık gelen statik yük eğrisini göstermektedirler. Test yük sınıflandırmaları çok yavaş değişiklikler gösterirler, lastikteki sıkışan havanın oluşturduğu ısı yayılması ve sabit sıcaklıkta devam etmesine müsaade edilir (bu izotermal sıkışma olarak bilinir). Bu eğriler, uçak yerde statik olarak park ettiği zaman lastikteki esnemeyi hesaplamakta kullanılabilir.

Her sayfadaki ikinci grafik, yüksek dik hızda inişler gibi lastiğin ani yüklenmesiyle oluşan vurma yük esnemesini gösterir. Lastikteki havanın ani sıkışmasından dolayı ısı artar. Sıkıştırma oldukça hızlıdır. Bundan dolayı bu ısıyı tekerlek veya lastikteki ısı iletimiyle veya radyasyonla atmosfere taşınımı için yeterli zaman yoktur (adyabatik sıkıştırma).

Üçüncü grafik, hızlı bir şekilde esneme süresince lastiğe depo edilen vuruş enerjisini gösterir. Bu eğriler vuruş-yük esneme eğrisinin üzerindeki alan ile diagram skalasının çarpımı ile oluşturulur. Örneğin: 5.00-5 lastiğini alırsak, başlangıçta 40 psi'de şişirilmiş ve eğrinin üzerindeki alan verilen esnemelerle hesaplanır. Şekil 2.47' deki taralı alan 2.5 in lik esnemeyi gösterir. Taralı alan 1.176 in² dir.

Bundan dolayı

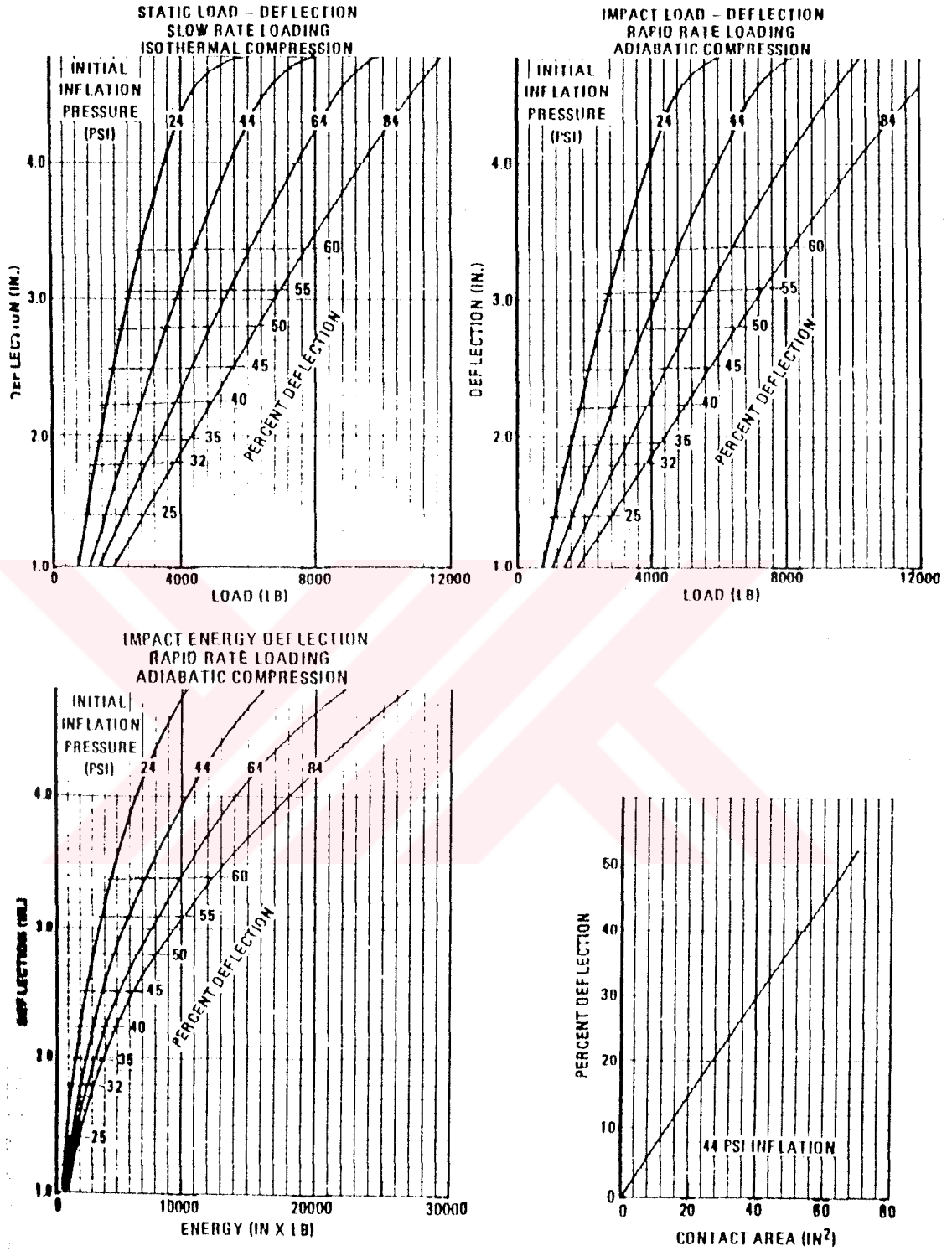
$$\text{Enerji} = 1.176 \times 1/9166 \times 2000/9166$$

= 2800 in xlb

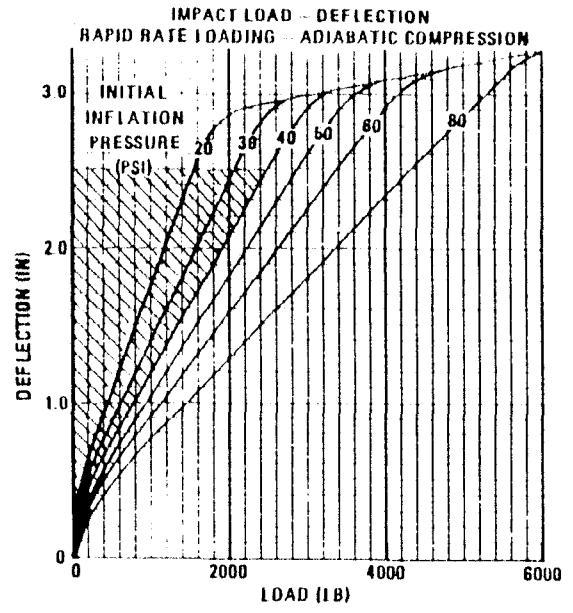
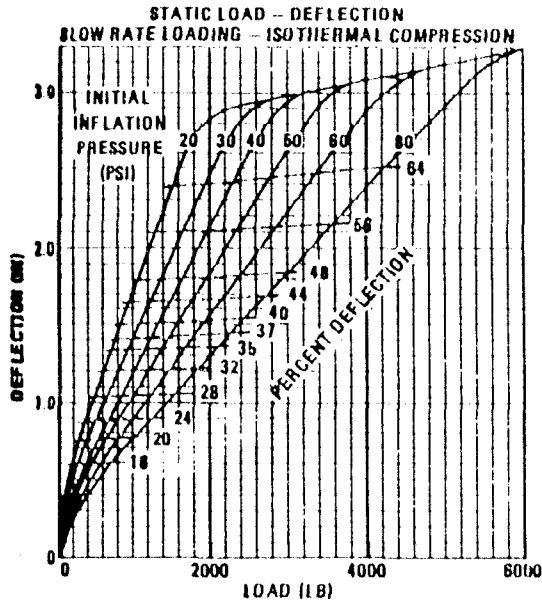
Bu değer 40 psi şişirmeye karşılık gelen , Vuruş Enerji Eğrisinden direk okunabilir. Bu eğriler gerekli şok absorber (amortisör) mesafesi hesaplandığı zaman lastiğin emdiği enerjiyi hesaplamada kullanılabilirler.

Her şekil'deki dördüncü grafik, tanımlanan başlangıç şişirmesindeki lastik esnemesinin fonksiyonu olan, lastiğin yere temas alanını gösterir.

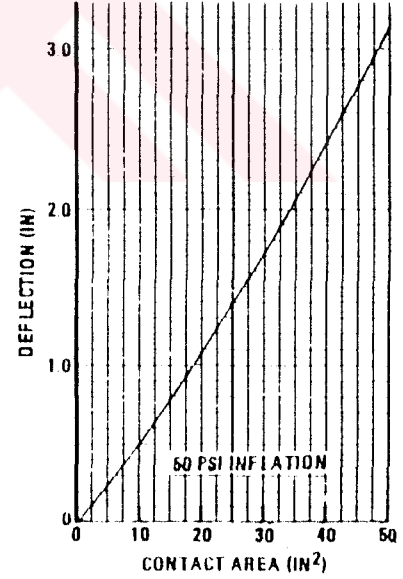
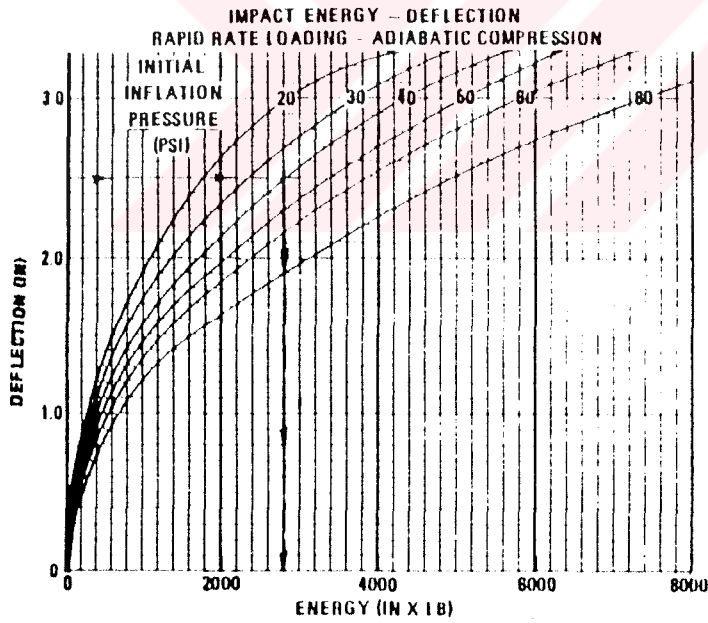




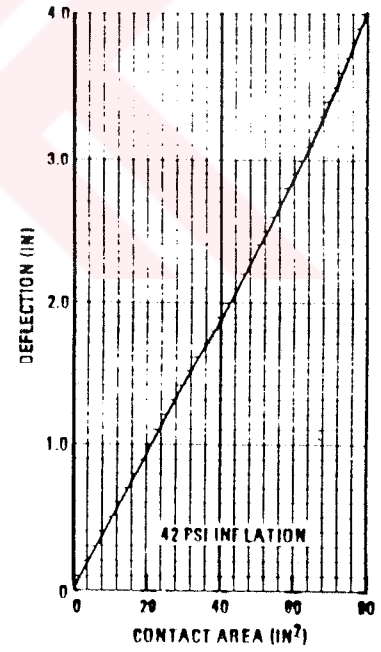
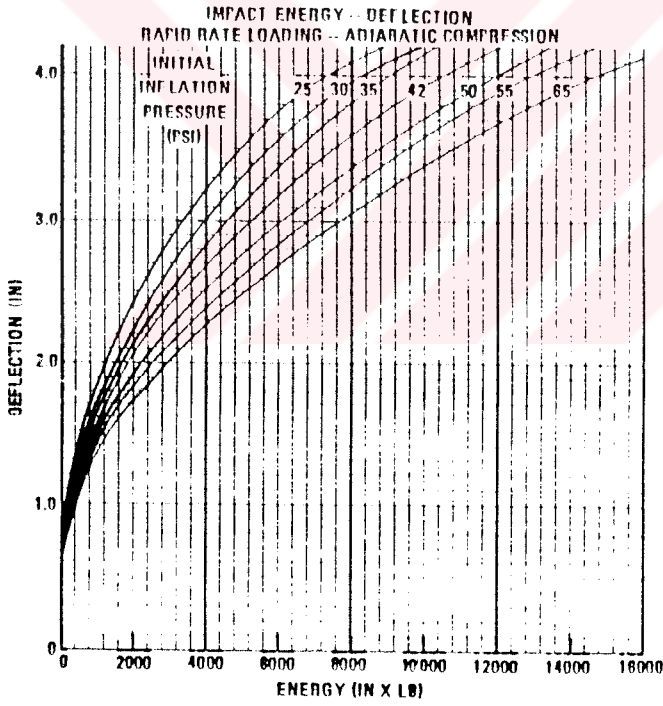
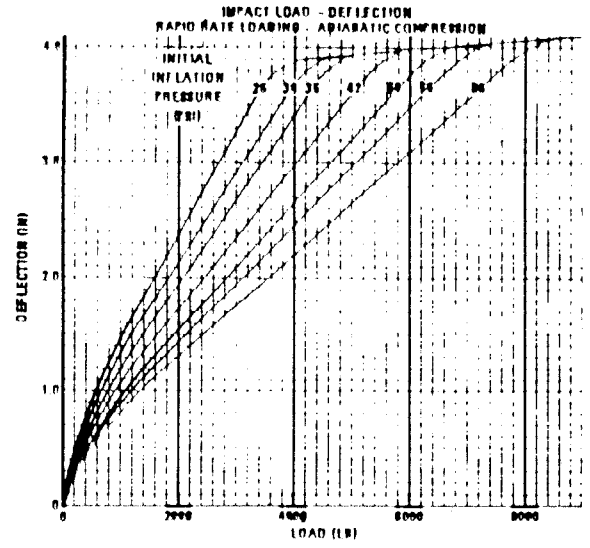
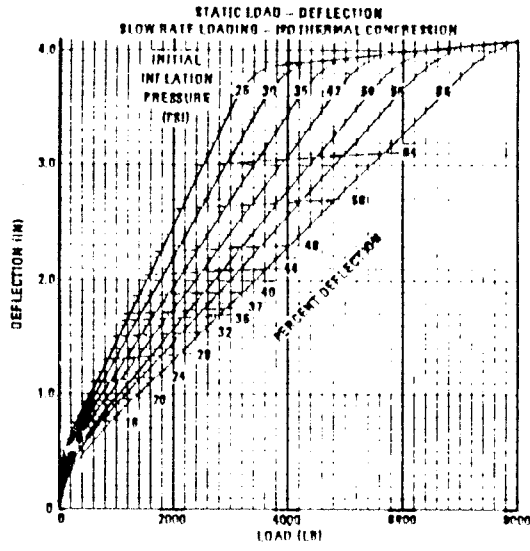
Şekil 2.46: Lastik performans eğrileri - boyut 5.00 - 4 - Tip III 6 kat



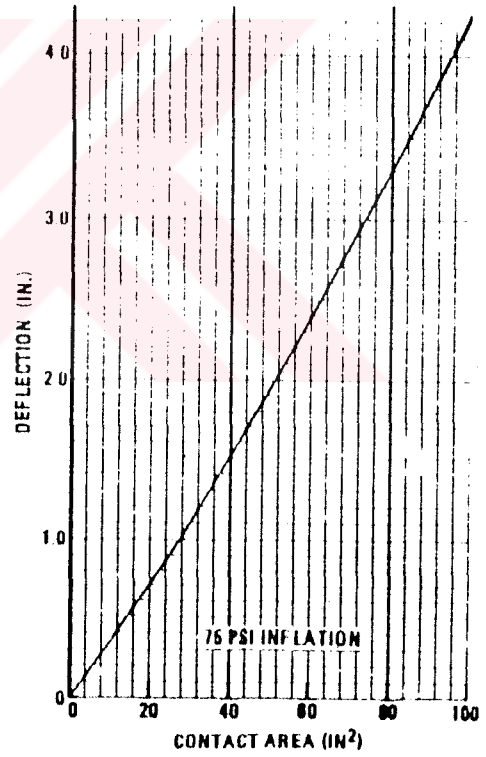
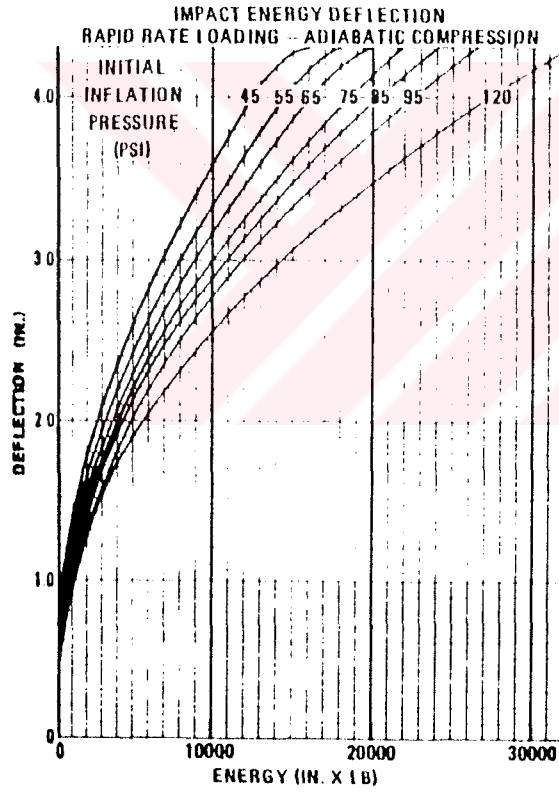
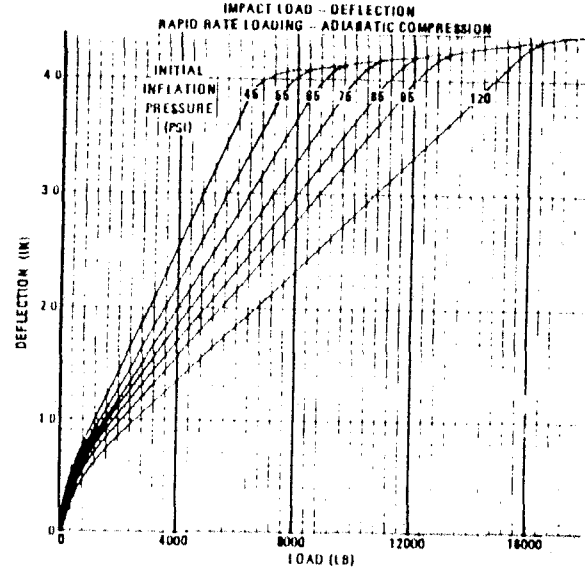
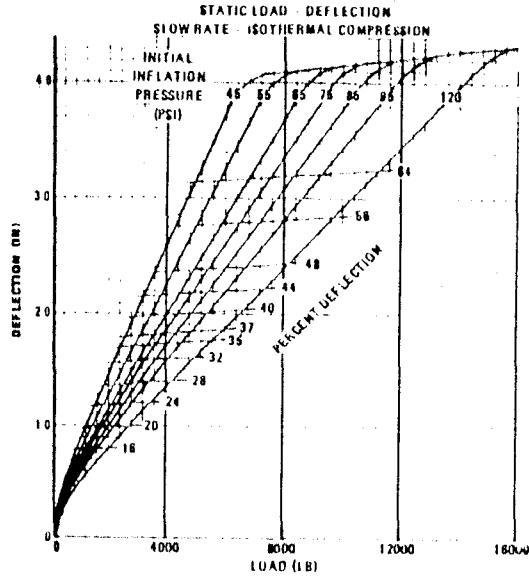
Deflection scale: $\frac{1.0 \text{ in}}{.9166 \text{ in}}$; Load scale: $\frac{2000 \text{ lb}}{.9166 \text{ in}}$



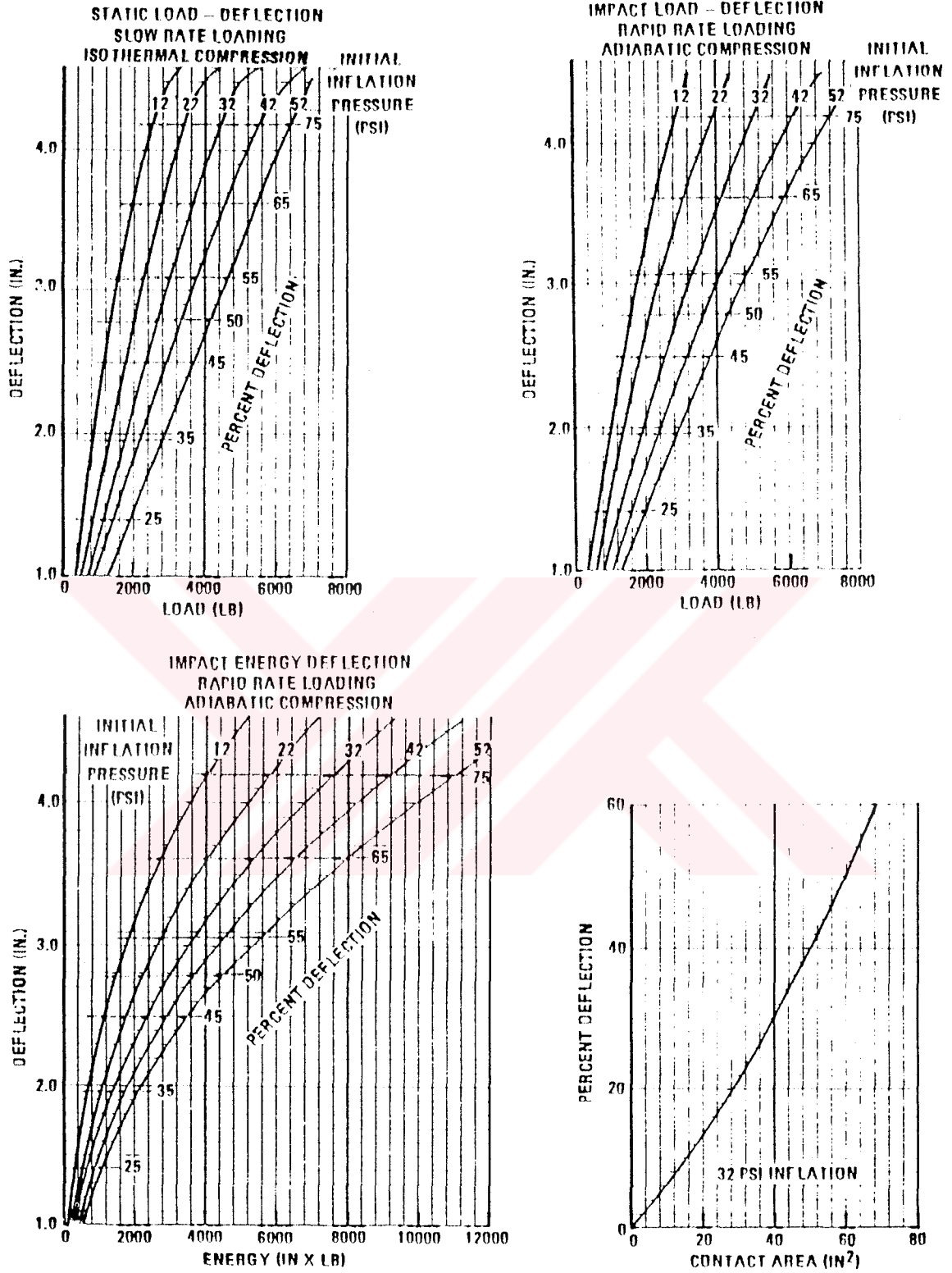
Şekil 2.47: Lastik performans eğrileri - boyut 5.00 - 5 - Tip III 6 kat



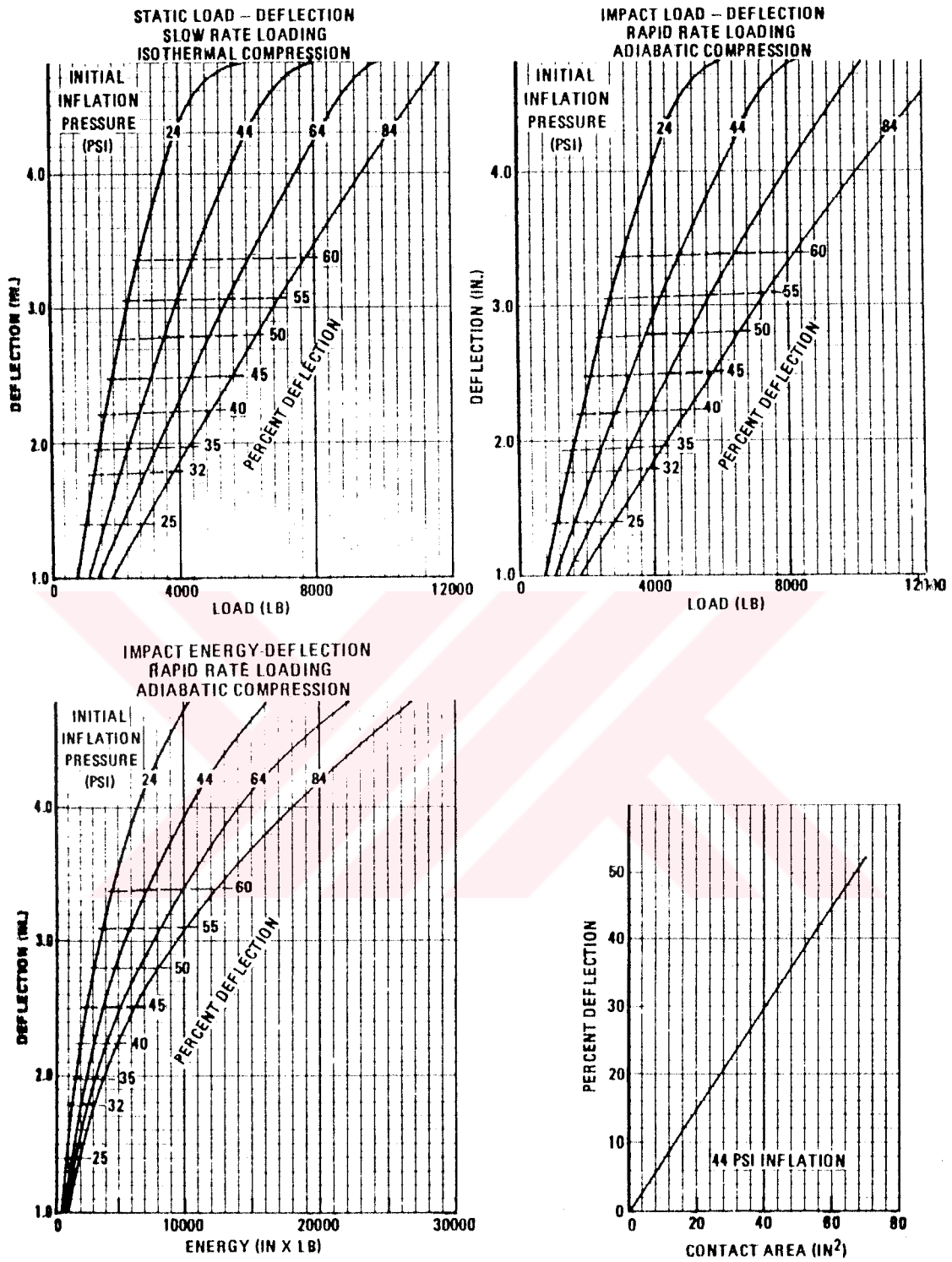
Şekil 2.48: Lastik performans eğrileri - boyut 6.00 - 6 - Tip III 6 kat



Şekil 2.49: Lastik performans eğrileri - boyut 6.50 - 8 - Tip III 8 kat



Şekil 2.50: Lastik performans eğrileri - boyut 7.00 - 6 - Tip III 6 kat



Şekil 2.51: Lastik performans eğrileri - boyut 7.00 - 8 - Tip III 6 kat

2.4.5 Hafif Uçaklarda Kullanılan Lastikler

Tablo 2.13: Hafif uçaklarda kullanılan lastikler

İmalat Modeli	Uçak Adı	Ana İnıştakımı			Yardımcı İnıştakımı		
		Boyut	Katman Sınıfı	Yük	Boyut	Katman Sınıfı	Yük
Aero Commander							
AE200		7.00-6	6	1900	6.00-6	4	1150
AE500B		8.50-10	8 TL	4400	6.00-6	6 TL	1750
AE560F		8.50-10	8 TL	4400	6.00-6	6 TL	1750
AE680F		8.50-10	8 TL	4400	6.00-6	6 TL	1750
AE608FP		8.50-10	8 TL	4400	6.00-6	6 TL	1750
AE680FL	Grand Commander	8.50-10	8 TL	4400	6.00-6	6 TL	1750
AE680FLP	Grand Commander (p)	8.50-10	8 TL	4400	6.00-6	6 TL	1750
AE680T	Turbo Commander	8.50-10	8 TL	4400	6.00-6	6 TL	1750
AE1121	Jet Commander	24X7.7	16 TL 200	8200	16X4.4	4 TL RT 200	1100
1121	Commodore Jet	24X7.7	16 TL	8200	16X4.4	4 TL RT	1100
Beech							
BE-18	Twin Beech	8.50-10	8 TL	4400	8.50-10	8 TL	4400
BE-19	Musketeer Sport	6.00-6	4 TL	1150	6.00-6	4 TL	1150
BE-23	Musketeer	6.00-6	4 TL	1150	6.00-6	4 TL	1150
BE-24	Musketeer	6.00-6	4	1150	15X600-6	4	1250
BE-24R	Musketeer	6.00-6	4	1150	5.00-5	4	800
BE-33	Debonair	6.00-6	6	1750	5.00-5	4	800
BE-33A	Debonair	6.00-6	6	1750	5.00-5	4	800
BE-35	Bonanza	7.00-6	6	1900	5.00-5	4	800
BE-36	Bonanza	7.00-6	6	1900	5.00-5	4	800
BE-B55	Baron	6.50-8	8	3100	5.00-5	6	1260
BE-C55	Baron	6.50-8	8	3100	5.00-5	6	1260
BE-561C	Baron	6.50-8	8	2300	5.00-5	6	1260
BE-58	Baron	6.50-8	8	2300	5.00-5	6	1260
BE-60	Duke	6.50-8	8 TL	3150	6.00-6	4 TL	1100
BE-65	Queen Air	8.50-10	8 TL	4400	6.50-10	6 TL	2770
BE-70	Queen Air	8.50-10	8 TL	4400	6.50-10	6 TL	2770
BE-80	Queen Air	8.50-10	8 TL	4400	6.50-10	6 TL	2770
BE-88	Queen Air	8.50-10	8 TL	4400	6.50-10	6 TL	2770
BE-90	King Air	8.50-10	8 TL	4400	6.50-10	6 TL	2770
BE-95	Travelair	7.00-6	6	1900	5.00-5	6	1260
BE-99	King Air	18X5.5	8 TL	3050	6.50-10	6 TL	2770
BE-100	King Air	18X5.5	8 TL	3050	6.50-10	6 TL	2770
BE-200	King Air	22X6.75-10	8 TL	3750	22X6.75-10	8 TL	3750
Cessna							
CE-150		6.00-6	4	1150	5.00-5	4	800
CE-F172		6.00-6	4	1150	5.00-5	4	800
CE-172		6.00-6	4	1150	5.00-5	4	800
CE-172	Skyhawk	6.00-6	4	1150	5.00-5	4	800

Tablo 2.13: Hafif uçaklarda kullanılan lastikler (devam)

İmalat Modeli	Uçak Adı	Ana İnişakımı			Yardımcı İnişakımı		
		Boyut	Katman Sınıfı	Yük	Boyut	Katman Sınıfı	Yük
CE-180	Skylane Skywagon	6.00 6	6	1750	8.00" SC	6	350
CE-182		6.00 6	6	1750	5.00-5	6	1260
CE-182		6.00 6	6	1750	5.00-5	6	1260
CE-185		6.00 6	6	1750	10.00" SC	8	650
CE-188	Agwagon	8.00 6	6	2050	8.00" SC	6	350
CE-188	Agwagon (Optional)	6.50 10	6	2770	10.00" SC	8	650
CE-P206	Super Skylane	6.00 6	6	1750	5.00-5	6	1260
CE-TF206	Super Skylane Turbo	6.00 6	6	1750	5.00-5	6	1260
CE-U206	Super Skywagon	6.00 6	6	1750	5.00-5	6	1260
CE-TU206	Super Skywagon Turbo	6.00 6	6	1750	5.00-5	6	1260
CE-210	Centurion	6.00 6	6	1750	5.00-5	6	1260
CE-T210	Centurion Turbo	6.00 6	6	1750	5.00-5	6	1260
CE-310	(Turbo)	6.50-10	6	2770	6.00-6	6	1750
CE-310		6.50 10	6	2770	6.00-6	6	1750
CE-320	Skynight	6.50 10	6	2770	6.00 6	6	1750
CE-337	Super Skymaster	6.00 6	8	2350	15X 6.00-6	4	1250
CE-401	Citation	6.50 10	8	3750	6.00-6	6	1750
CE-402		6.50 10	8	3750	6.00-6	6	1750
CE-411		6.50 10	10 TL 160	5150	6.00-6	6	1750
CE-414		6.50-10	10 TL 190	5250	6.00 6	6	1750
CE-421	Citation	6.50 10	8	3750	6.00 6	6	1750
CE-310		6.50 10	8	3750	6.00 6	6	1750
CE-500		22X 8.00-8	8	3750	18X4.4	10 TL DUDT	3550
		22X 8.00-10	8	3750	18X4.4	10 TL DUDT	3550
Champion CH-7Srs	Citabria	6.00 6	4	1150	5.00-5	4	800
Dasault Mystere 20	Falcon	26X6.6D	10 TL	6900	13X5.0-4D	14 TL DT	1760
	Mystere				14.5X 5.5 6	14 TL DT	1760
I-70	Falcon	26X6.6D	10 TL	6900	14X 5.5 6	14 TL DT	1760
I-68	Falcon	26X6.6D	10 TL	6900	13X 5.0-4D	14 TL DT	1760
10	Falcon	22X5.75-12	8 TL	1255	18X 5.75-8	8 TL DT	2475
Devore Amphibious Float 3500A	Peekay	6.00 6	6 PR	1750	5.00-4	4 PR	700
		Optional 7.00 6	6 PR	1900	Optional 5.00-5	4 PR	800

Tablo 2.13: Hafif uçaklarda kullanılan lastikler (devam)

İmalat Modeli	Uçak Adı	Ana İhtakını			Yardımcı İhtakını		
		Boyut	Katman Sınıfı	Yük	Boyut	Katman Sınıfı	Yük
Grunman							
GR-159	Gulfstream I	7.50-14	12 TL	8700	6.50-8	6 TL	2300
GR-164	Ag-Cat	8.50-6	6	2275	10.00"	8	650
Helio							
H-250	Courier II	8.00-6	4	1350	10.00"	8	650
H-250	Courier	8.00-6	4	1350	10.00"	8	650
H-250	Courier (XWD)	6.50-8	6	2300	10.00"	8	650
H-295	Super Courier	8.00-6	6	2050	10.00"	8	650
H-295	Super Courier (XWD)	6.50-8	6	2300	10.00"	8	650
H-550A	Stallion	7.50-10	8		5.00-5	4	800
Lake							
LA-4	(Amphibian)	6.00-6	4	1150	5.00-4	4	700
LA-4-200	(Amphibian)	6.00-6	4	1150	5.00-4	4	700
Lear Jet							
LR-23	Lear Jet	18X5.5D	8 TL 180	3050	18X5.5	8 TL 180	3050
LR-24	Lear Jet	18X5.5D	10 TL 180	4000	18X5.5	10 TL 180	4000
LR-25	Lear Jet	18X5.5D	10 TL 200	4000	18X4.4	10 TL DUDT 200	3550
Mooney							
MO-20C	Mark 21	6.00-6	6	1750	5.00-5	4	800
MO-20E	Super 21	6.00-6	6	1750	5.00-5	4	800
MU-2		8.50-10	8	4400	5.00-4	6	1200
North American							
NA-265	Sabreliner	26X6.6	12 TL	8600	18X4.4	6 TL	2100
NA-60/70	Sabreliner	26X6.6	14 TL	10,000	18X4.4	10 TL DT	3550
NA-75/75A	Sabreliner	22X 5.75-12	10	5700	18X4.4	10 TL DT	3550
Piper							
PA-18-135	Cub	8.00-4	4	1100	6X2.00	(solid)	
PA-18-150	Super Cub	7.00-6	4	1250	6X2.00	(solid)	
PA-23	Apache	7.00-6	6	1900	6.00-6	4	1150
PA-23-160	Apache	7.00-6	6	1900	6.00-6	4	1150
PA-23-235	Apache	7.00-6	6	1900	6.00-6	4	1150
PA-23-250	Aztec	7.00-6	8	2550	6.00-6	4	1150
PA-24-180	Comanche	6.00-6	4	1150	6.00-6	4	1150
PA-24-250	Comanche	6.00-6	6	1750	6.00-6	4	1150
PA-24-260	Comanche	6.00-6	6	1750	6.00-6	4	1150
PA-24-400	Comanche	6.00-6	6	1750	6.00-6	6	1750
PA-25-150	Pawnee	7.00-6	4	1250	8X 3.00-4	T	
PA-25-235, 260	Pawnee	8.00-6	4	1350	8X 3.00-4	T	
PA-28R	Arrow	6.00-6	4	1150		4	800
PA-28-140	Cherokee	6.00-6	4	1150	6.00-6	4	1150

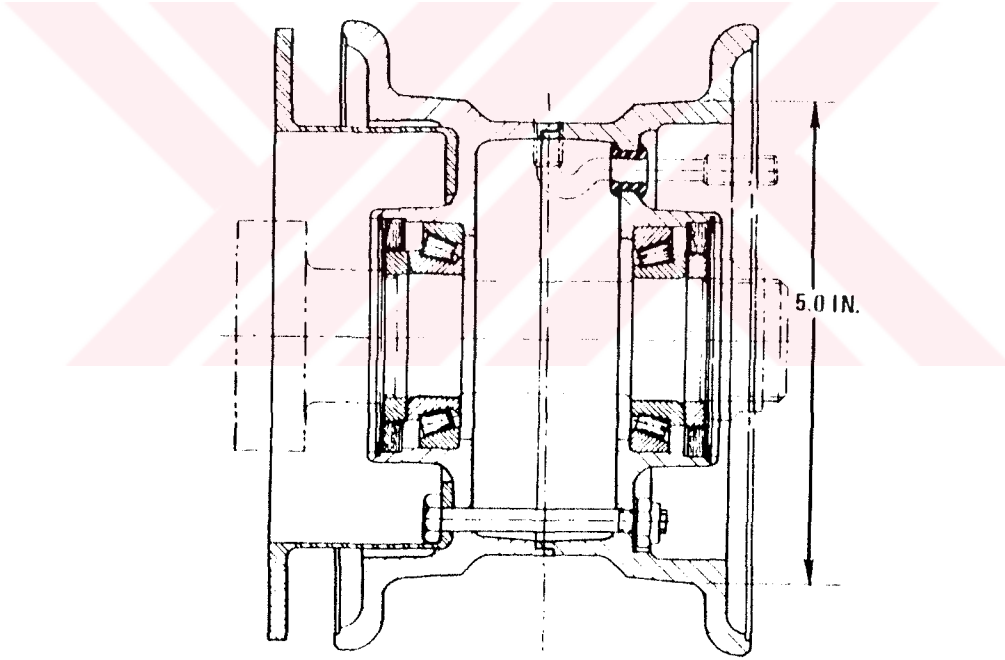
Tablo 2.13: Hafif uçaklarda kullanılan lastikler (devam)

İmalat Modeli	Uçak Adı	Ana iniş takımı			Yardımcı iniş takımı		
		Boyut	Katman Sınıfı	Yük	Boyut	Katman Sınıfı	Yük
PA-28-150	Cherokee	6.00-6	4	1150	6.00-6	4	1150
PA-28-160	Cherokee	6.00-6	4	1150	6.00-6	4	1150
PA-28-180	Cherokee	6.00-6	4	1150	6.00-6	4	1150
PA-28-235	Cherokee	6.00-6	4	1150	6.00-6	4	1150
PA-30	Twin Comanche	6.00-6	6	1750	6.00-6	6	1750
PA-31	Navajo	6.50-10	8	3750	6.00-6	6	1750
PA-31P	Navajo	6.50-10	8	3750	6.00-6	8	750
PA-31T	Cheyenne	6.50-10	10		18x4.4	6	
PA-31-350	Navajo	6.50-10	8	3750	6.00-6	6	1750
PA-32	Cherokee-6 Place	6.00-6	6	1750	6.00-6	6	1750
PA-34	Seneca	6.00-6	8	2350		6	1750
PA-36	AG Plane (Pawnee II)	8.50-10	6	3250			
Thurston	Teal	6.00-6	4	1150	8x3.00-4		

2.5 TEKERLEKLER (JANTLAR)

2.5.1 Modern Dizayn

Şekil 2.52' de modern bir ana tekerlek dizaynı görülmektedir. İki ana parça birbirlerine vida ve civatalarla birleştirilmiştir. Konikleştirilmiş yataklar yatak yuvasına basınçla yerleştirilmiştir. Yağ sızdırmazlıkları bileziklerle desteklenir. Fren diski, her iki ana gövdeyi tutturan civatalar sayesinde, tekerleğe sıkıca tutturulur. Tekerlek montesi mile monte edilmiştir. Mesafe koyucu aletler gerektiği gibi kullanılır. Yüksek ölçülü mil somunu (AN 320) tekerleği yerinde tutan cotter pin (maşalı pin) vasıtasıyla desteklenir.



Şekil 2.52: 5.00-5 - Tip III - Disk frenli ana tekerlek / lastik montajı

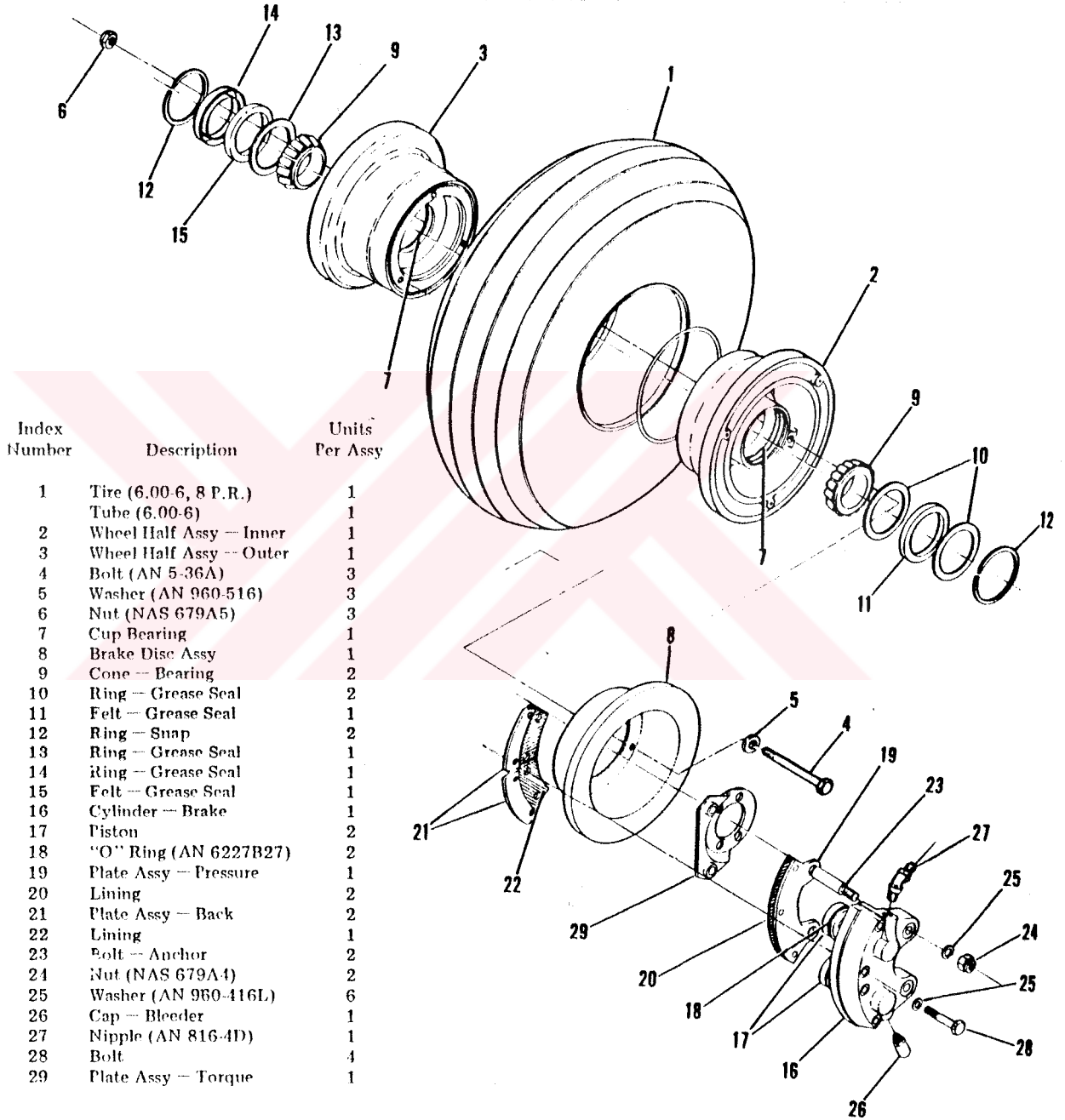
Lastik ve iç lastiğin sökölüp takılması, her iki ana parçanın birbirinden sökölmesiyle yapılır. Lastik, tekerlek kapağından dışarı uzanan valf ile şişirilir.

Şekil 2.53' te fren diskli bir ana tekerlek asemblesi görülmektedir.

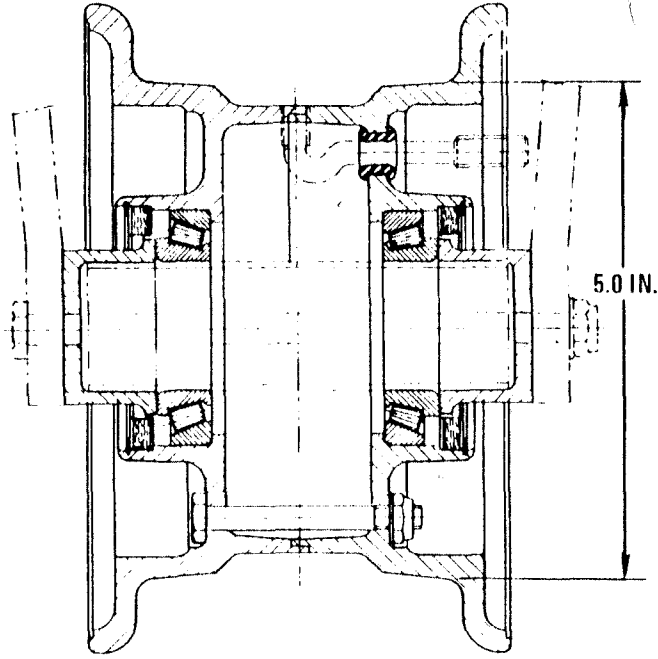
Şekil 2.54' te, şekil 2.52'deki tekerleğin benzeri olan fren diskli bir burun tekerleği görölüyor. Bu tekerlek her iki tarafındanda desteklenmektedir.

Tekerlek mili iki aliminyum aralayıcı arasına yerleştirilmiş ve uzun bir civata ile yerine oturturulmuş çelik bir tüptür.

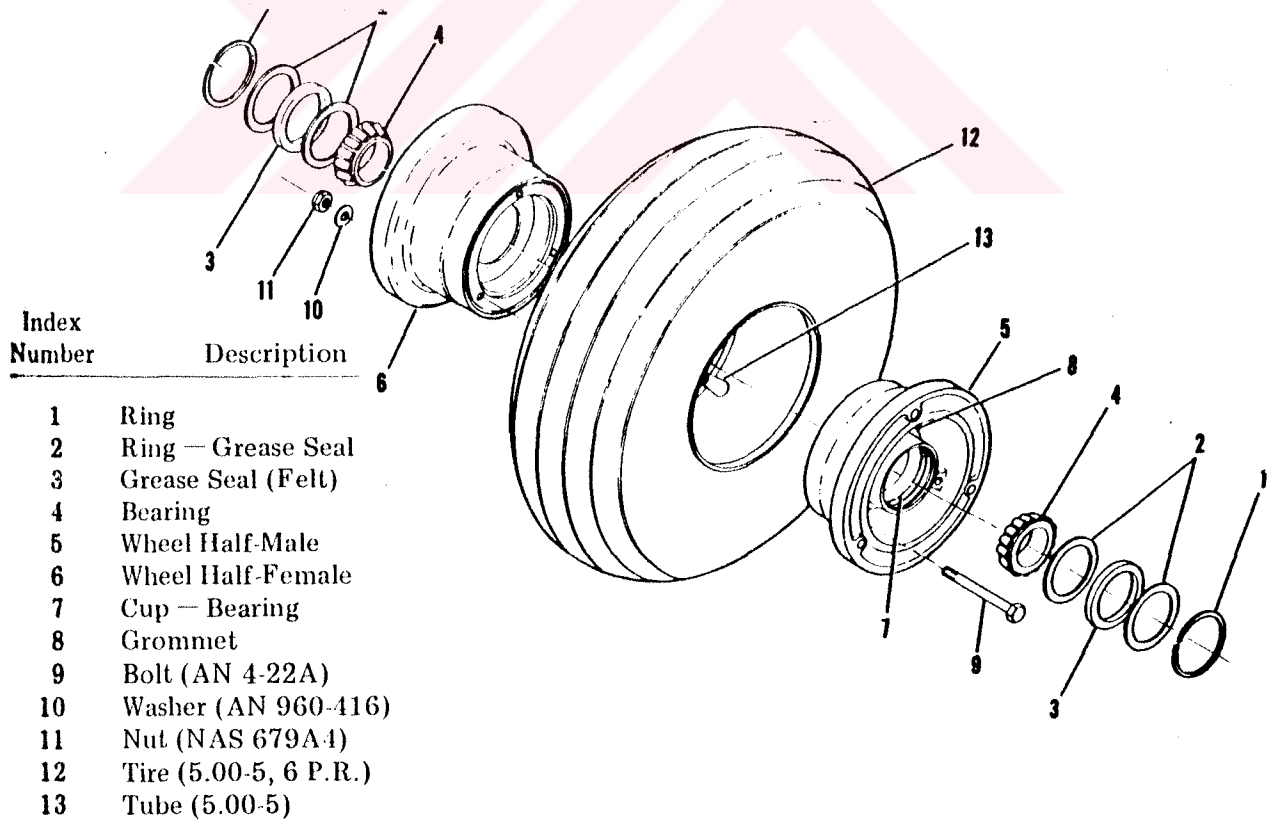
Şekil 2.55' de bir burun tekerleğinin tekerlek ve lastik montajı görülmektedir.



Şekil 2.53: Tipik Ana tekerlek / disk frenli lastik montajı



Şekil 2.54: 5.00-5 Tip III lastiği için burun tekerleği montesi



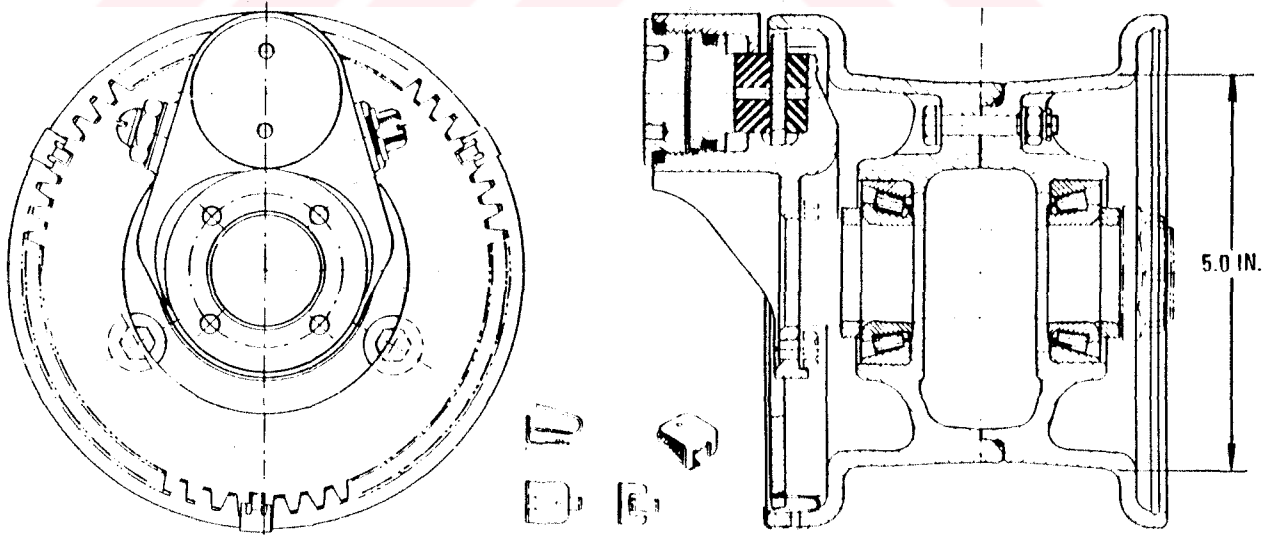
Şekil 2.55: Tipik burun tekerleği / lastiği montajı

2.5.2 Tekli Disk Frenleri İçin Goodyear Tekerlekleri

Tekli disk frenleriyle kullanılan tekerlekler, Mg veya Al alaşımlarından üretilir ve değişik şekillidir. İki tekerlek kısmı, kendiliğinden kilitlenen civatalarla sağlamlaştırılmış vidalarla tutturulur. Her tekerlek, sert çelik yatağa yerleştirilmiş olan trapez rulmanlara sahiptir. Tekerleğin fren tarafı, sertleştirilmiş çelik disk sürücü anahtarlarıyla donatılmıştır. Fren tarafı civatalarla, vidalarla veya fren diskini döndürmede kullanılan dökme dişlerle sağlamlaştırılır.

Anahtar sürücü tekerlekler, diskteki takırtı ve gürültüyü yok etmekte kullanılan disk bağlantıları için dizayn edilir. Bu bağlantılar aynı zamanda, tekerlekteki diskin yerinde sağlam durmasını ve muhafazasını temin eder. Disk muhafaza bileziği, sert servis durumlarında tekerlekteki diski muhafaza etmekte kullanılan aksesuardır.

İniştakımı dişli sürücüsüne sahip tekerlekler, tekerleğin bir parçası olarak konsol bağlantı parçaları içerir. Bu bağlantılar fren diskini, disk takırtılarından koruyarak yerinde sağlam kalmasını temin eder. Şekil 2.56' da 5.00-5 tekerleği görülmektedir.

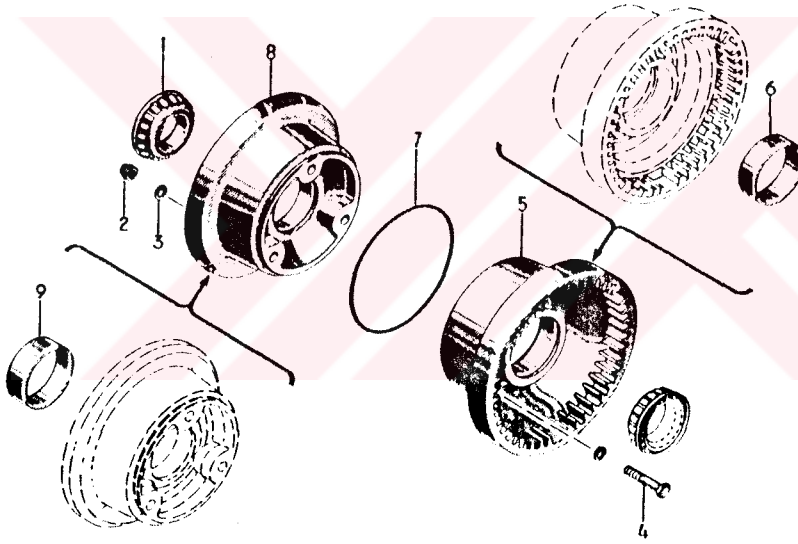


Şekil 2.56: Goodyear 5.00-5 - Tip III - Disk frenli ana tekerlek assembly

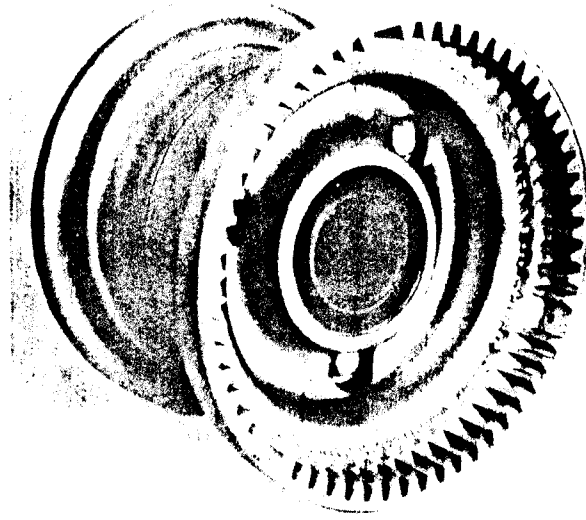
Şekil 2.57' de, 5.00-5 tekerleğinin patlatılmış (explode) görüntüsü gösterilmektedir. Goodyear ana tekerlek montajı şekil 2.58 de gösterilmektedir. Bu tekerlek Cessna 150 uçağında kullanılmaktadır. Bu tekerleğin fren montajı şekil 2.56' da görülmektedir.

Şekil 2.58 de aynı tekerleğin fren montesi olmadığı halinin fotoğraf görüntüsü gösterilmiştir. Şekil 2.59' da ise fren montesinide içeren tüm tekerleğin fotoğrafı gösterilmiştir.

Şekil 2.60, anahtar sürücülü 6.00-6 tekerleği göstermektedir. 6.00-6 boyutundaki anahtar sürücülü tekerlekler, değişik çaplı disklerle sahip yerleştirilmiş frenler için iki çeşit yapılıdır. Bunlar, düşük ve yüksek flanşlı tekerlekler diye bilinir.



Şekil 2.57: Goodyear ana tekerlek montesi

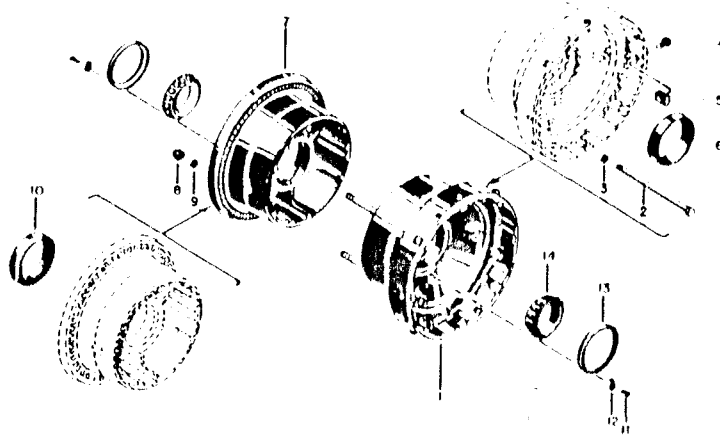


Şekil 2.58: Goodyear 5.00-5 Ana tekerlek assembly



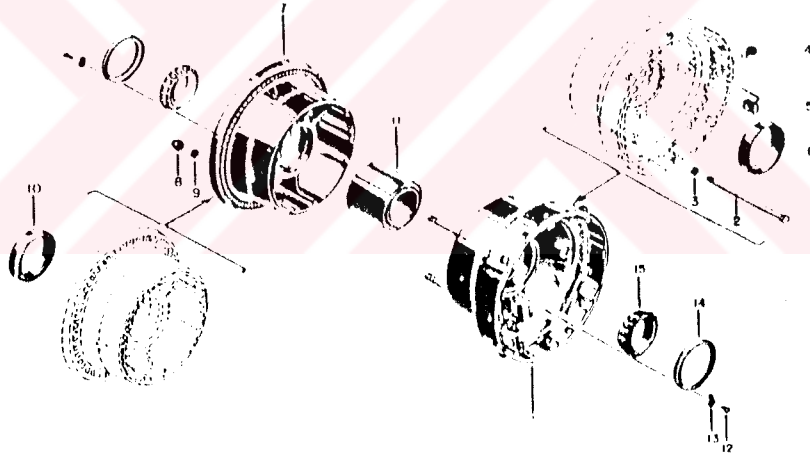
Şekil 2.59: Goodyear 5.00-5 ana tekerlek montesi (disk freni mevcut)

Sert servis koşullarında tekerleklerdeki vida göçmelerini ortadan kaldırmak için, 6.00-6 tekerlekleri şimdi rulman mesafelendiricilerine sahip olarak imal edilmektedir. İki tekerlek yarım parçası arasındaki ve tekerlek rulman yatağının tezgah işlemi görmüş yüzeylerine oturtulan bu rulman adaptörleri tekerlek yarım parçaları arasında rijit bir destek sağlamaktadır. Şekil 2.61' de bu durum gösterilmiştir.



- | | | |
|------------------------------------|------------------------|---------------------------|
| 1. Brake Side Wheel Half | 5. Disc Drive Keys | 10. Bearing Cup |
| 2. Wheel Bolts | 6. Bearing Cup | 11. Screw |
| 3. Retaining Ring | 7. No Brake Wheel Half | 12. Locking Terminals |
| 4. Disc Drive Key Retaining Screws | 8. Self locking Nuts | 13. Bearing Closure Rings |
| | 9. Washer | 14. Bearing Cones |

Şekil 2.60: Goodyear 6.00-6 Ana tekerlek montesi



- | | | |
|--------------------------|------------------------|----------------------------|
| 1. Brake Side Wheel Half | 6. Bearing Cup | 11. Wheel Spacer |
| 2. Wheel Bolt | 7. No Brake Wheel Half | 12. Screw |
| 3. Bolt Retaining Clip | 8. Self Locking Nut | 13. Retainer Clip |
| 4. Key Retaining Screw | 9. Washer | 14. Bearing Retaining Ring |
| 5. Disc Drive Key | 10. Bearing Cup | 15. Bearing Cone |

Şekil 2.61: Goodyear 6.00-6 Yüksek kapasiteli ana tekerlek assemble

2.6 FRENLER

Bir uçağın frenleri aşağıdaki ihtiyaçları karşılar:

1. İniş esnasında, minimum malzeme sürtünme aşınmasıyla uçağı makkul bir yavaşlama ivmelenmesiyle durdurabilmesi.
2. Kritik motor ile kalkış gücünde, döşenmiş olan bir pistte tekerleğin dönmesini engeller. Fakat bunların, tekerleğin kilitli olması halinde uçağın hareketini önlemesine gerek yoktur.
3. Uçağı, yerde aşırı bir pedal yükü olmadan yönlendirebilir.
4. Taksi hızını, motoru boшта iken sınırlar.
5. Park yapmada kullanılır.

2.6.1 Disk Frenler

Modern hafif uçaklar caliper/disk frenleri kullanırlar. Bu frenler çelik bir diske karşı organik bir malzeme ile bir veya daha fazla sürtünme kuvveti sağlayan piston veya pistonları içerir. Bu çelik disk daha pürüzsüz bir çalışma ve yastığın daha yavaş aşınmasını temin eder. Sürtünme katasyısındaki düşüklüğün telafi edilmesi için krom kaplamaya yüksek basınçlar uygulanır. Bu güçlendirilmiş sistemler için kolayca elde edilebilen birşeydir ancak hafif uçaklar için bunu elde etmede yalnızca bir ana silindir kullanılabildiğinden yüksek frenleme kuvveti oluşturmak için gerekli akışkanı veya basıncı temin etmek bazen çok zor olur. Bu seviyedeki fren sistemi otomobillerin fren sistemine oldukça benzerdir. Yastık malzemeleri, ana silindirler ve çalışma basınçları kıyaslanabilir.

İnorganik veya seramik sürtünmeli yastıkların geliştirilmesi fren dizaynında önemli bir çıkır açtı. En önemli değişiklik, sürtünme yastığının ısı iletkenliğinin çeliğinkine yakın olmasıdır. Böylece yastık ve onu destekleyen etrafındaki hareketsiz yapı ısı soğurma tertibatının bir parçası olarak kullanılır. İlave olarak daha yüksek orandaki ısı girişi, sürtünen yüzeylerde üretilen ısının heriki elemana iletilmesiyle kabul edilebilir. Bu ise yastık alanında artış demektir ve böylece aşınma hızıda düşmektedir.

Çok diskli frenler ince disklerin ve duran kısımların kullanılmasıyla geliştirilmiştir. Bu duran parçaların (stator) büyük sürtünme yastıkları vardır, bundan dolayı küçük bir hacimde büyük bir ısı emişi temin edilir. Şimdiki dizaynlar eski inorganik dizaynlara benzer olmasına rağmen birçok detaylarda iyileştirme yapılmıştır. Yastık aşınmasını dahada yavaşlatmak için ve yüksek ısı performansı elde etmek için yeni malzemeler geliştirilmektedir.

Disk frenlerin drum (davul) frenlere nisbeten avantajları şöyledir:

Disk frenler hafif uçaklarda daha üstün performans temin eder, bakımı ve tamiri daha kolaydır. İlave olarak kendi kendini temizleme özelliği vardır ve sudan etkilenmez.

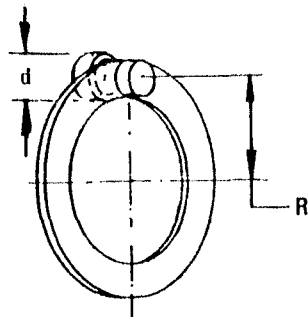
Disklerin kullanılmasının diğer bir önemli faktörü ısı dağıtım özelliğidir. Disklerde ısı üretildiği yüzeyden dağıtılır. Isı dağıtımı daha hızlıdır öyleki ısı bir yüzeyden diğerine geçmez. Isı ile ilgili diğer üstün özellikleri şöyledir:

Sürtünme yüzeyi malzemenin ısısal genleşmesinden etkilenmez çünkü çoğu yüzey, uygulanan frenleme kuvvetine uygun olarak yerleştirilmiştir. Buna rağmen disk ile astar arasında mesafe oluşur.

İlave olarak, sürtünme yüzeylerinin (disk) %60 - 75' inin soğuk havaya maruz kalması onun üstün özelliklerindendir.

Sürtünme yüzeylerinin çabuk değiştirilmesi bakım ve tamiri kolaylaştırır ve sürtünme yüzeylerinin aşınması durumu gözle görülebilir.

Disk freni tarafından oluşturulan frenleme torku:



Şekil 2.62: Disk freni şeması

$$\text{Tork} = \frac{\pi d^2}{4} \mu R n \quad (2.16)$$

$$\text{Buradan } P = \frac{\text{Tork} \times 4}{\pi d^2 \mu R n}$$

Burada:

p = işlem basıncı

R = Tampon merkezinden balata merkezine olan mesafe

n = tampon sayısı

d = Tampon pistonun çapı

μ = İç kaplama sürtünme katsayısı

(Metalik olmayan iç kaplama için dinamik frenlemede 0.30 ve statik frenlemede 0.35'tir).

2.6.1.1 Tek Diskli Goodyear Frenleri

Bu frenin en belirgin özelliği, tekerlekle dönen tekli çelik diskten oluşmasıdır.

Frenleme işlemi, birbirine zıt fren astarların kontrollü olarak devreye sokulmasıyla dönen fren diskinin sıkıştırılmasıyla elde edilir. Frenleme basıncı fren tipine bağlı olarak hidrolik veya mekanik olarak uygulanır.

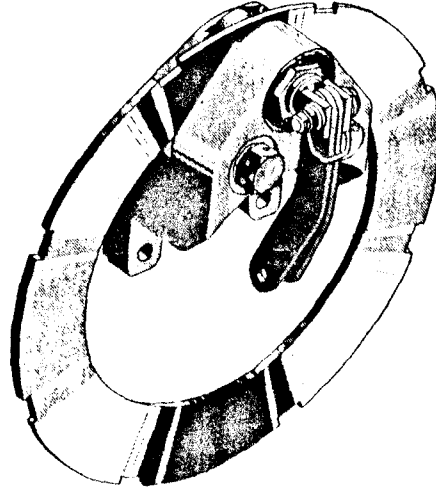
Fren astarları fren pistonlarıyla hareket ettirilir ve fren yuvasındaki boşluklarla devam ettirilir. Fren yuvasının, fren diskinin tekerlek döndükçe dönmesinden dolayı oluk veya boğaz kısmı mevcuttur.

Heriki fren astarının tüm yüzeylerinden eşit basınç temin etmek için fren disk tekerleğe öyle kilitlenmiştir ki (bağlanmış) disk, fren oyuklarıyla yanıl olarak hareket edebilmektedir. Bu yanıl hareket diskin heriki kenarına eşit basınca izin verilmiş olur.

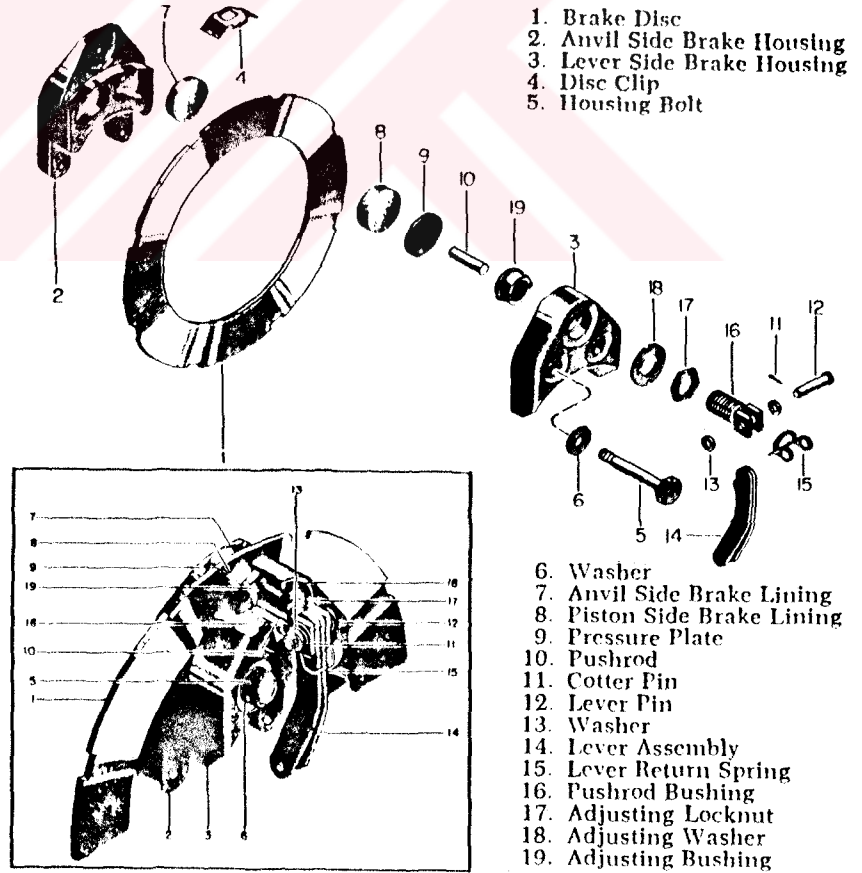
Mekanik ve hidrolik frenlerde frenleme hareketi genelde aynıdır. Tek diskli hidrolik frenleri, frenleme basıncının bırakılmasından sonra fren astarları ile fren disk arasında minimum veya normal bir mesafe kalacak şekilde dizayn edilir. Böylece periyodik olarak yapılacak ayarlama gereği ortadan kalkar.

Mekanik olarak çalışan disk frenler: Bu frenler ayak pedali ile hareket ettirilen ve fren kaldırıcı montesine bağlı olan kablo yardımıyla çalıştırılır. Fren kaldırıcı hareket ettirildiği zaman onun mil dirseği (cam) hareketi fren itme çubuğunu basınç plakasına doğru bastırır, dolayısıyla dış fren astarını dönen diske kuvvet uygulattırır ve bu disk iç fren yuvasındaki frenleme astarı ilede

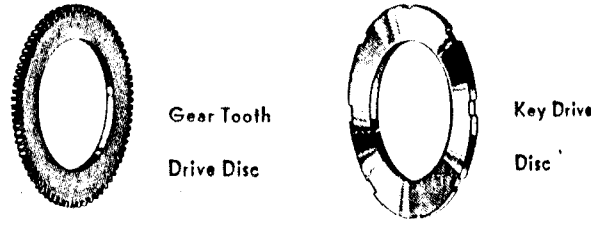
temas halindedir. Basınç arttığı zaman disk heriki taraftan eş frenleme kuvveti alır. Mekanik frenler astar aşınmasını karşılamak için normal ayar gerektirir.



Şekil 2.63: Goodyear tek diskli mekanik fren montajı



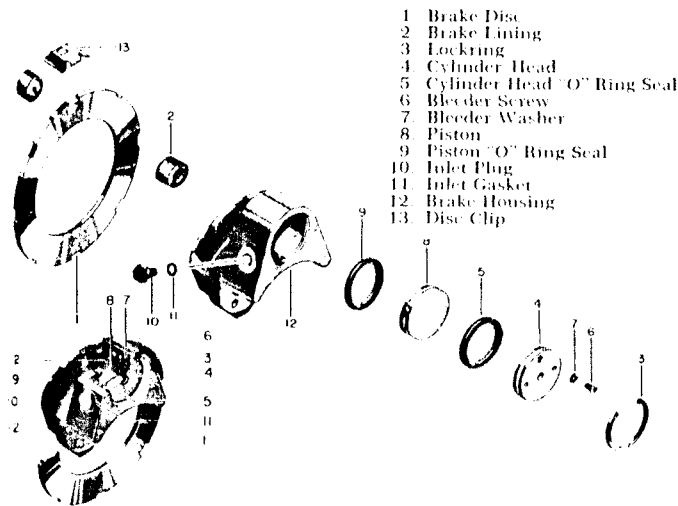
Şekil 2.64: Goodyear tek diskli mekanik frenin ayrılmış görüntüsü



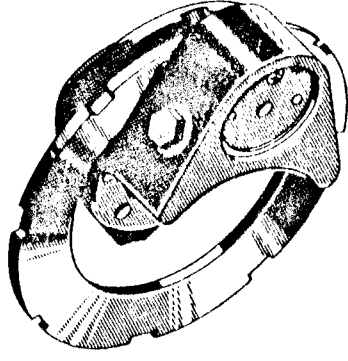
Şekil 2.65: Goodyear fren diskleri

Hidrolik olarak çalışan disk frenler: Goodyear tek disk hidrolik frenleri, akışkan hattını frene bağlamak için fren yuvasının dış tarafına doğru alık iskeleleri mevcuttur. Bunlar öyle düzenlenmiştir ki uçağın herhangi bir tarafında techiz edilebilirler. Alık tıkaçları hidrolik sisteme bağlı olmayan iskeleleri kapatmada kullanılır. Sızdırma (bleeder) vidaları frenin uçak üzerinde değişik monte edilme durumlarına göre sızdırmanın yapılabileceği bir şekilde yerleştirilmiştir (bakınız şekil 2.64). Silindir başlarının tutma bilezikleri tarafından emniyetlendiği frenlerde, fren uçağa yerleştirildiği zaman, sızdırma vidası her zaman üstte olmalıdır. Fren silindiri "O" ringlerle sızdırmaz hale getirilir ve bu ringler silindir başlığının ve pistonun içindeki oyuklara yerleştirilmiştir.

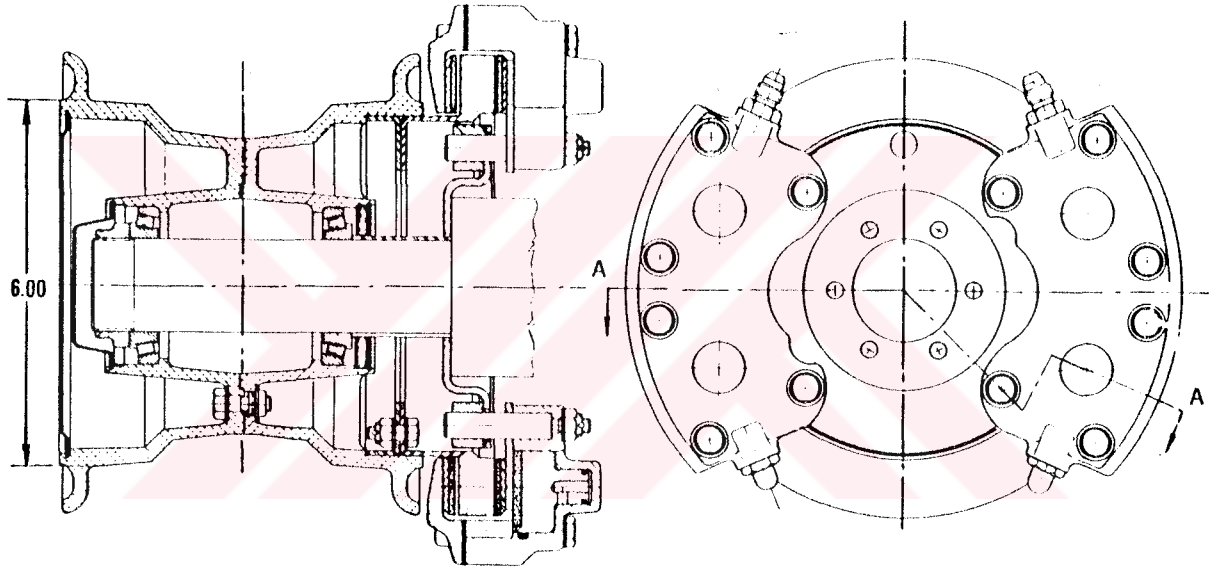
Şekil 2.68' de 6.50*.950-4 frenine sahip 6.00-6 tekerleği gösterilmiştir.



Şekil 2.66: Goodyear tek diskli hidrolik çalışan frenin ayrılmış görüntüsü



Şekil 2.67: Tek diskli fren montesi



Şekil 2.68: Cleveland 6.00-6 tip III - disk frenli ana tekerlek montesi.

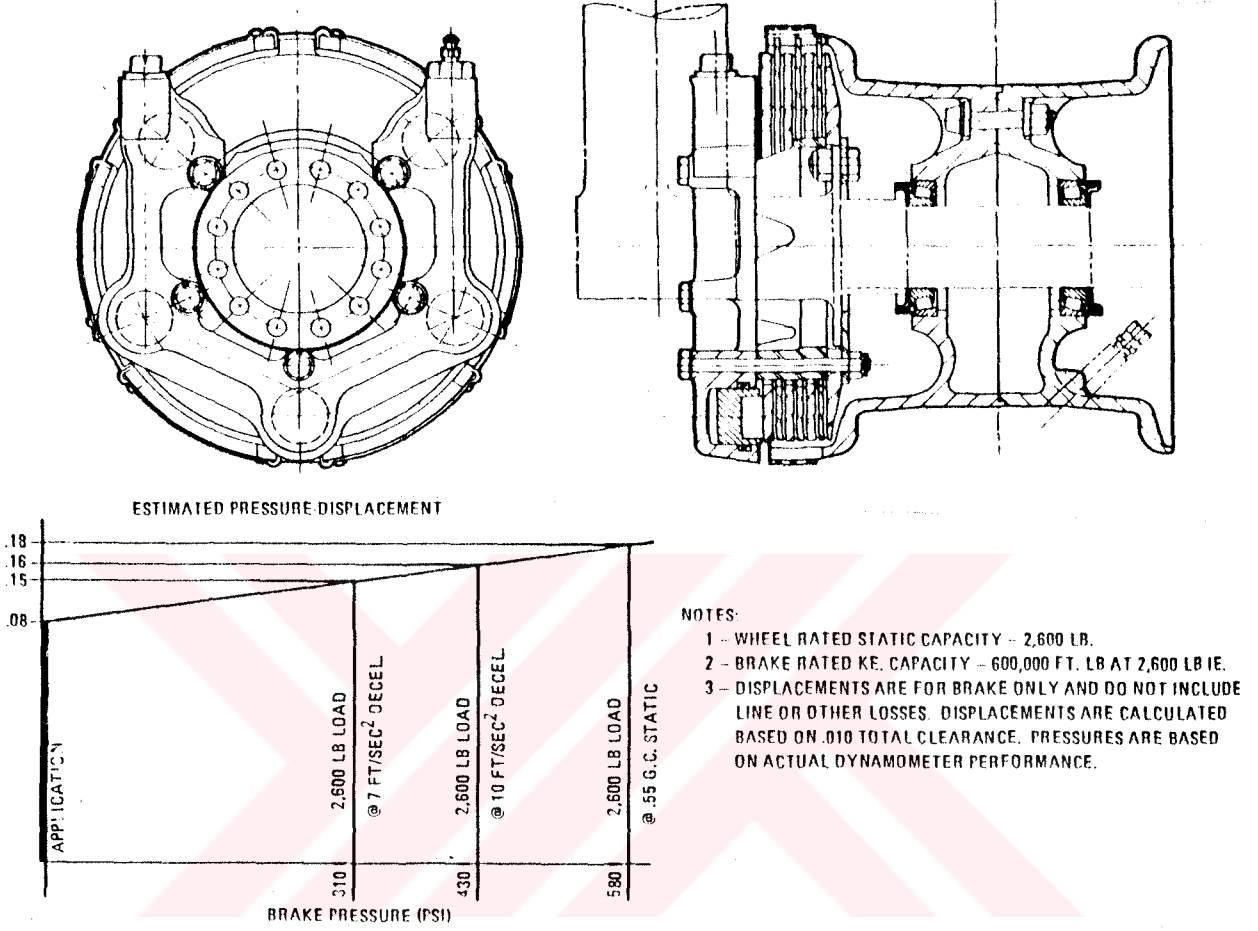
2.6.1.2 Çoklu disk frenleri

Orijinal olarak Goodyear tarafından geliştirilmiş olan bu frenlerin özelliği şekil 2.69' te gösterildiği gibi sabit çelik diskler ve dönen bileşik haldeki dönen disk kombinasyonundan oluşmasıdır. Böylece birçok sürtünme yüzeyi meydana gelir ve frenleme burulma momentini oluşturmak için daha az fren basıncı yeterli olur.

Bu dizayn ısı mütalalaası bakımından oldukça verimlidir. Çünkü ince diskler boyunca sıcaklık gradyenti nisbeten sabittir. Bununla beraber birkere bu

diskler tarafından enerji absorbe edildiği zaman, bunların hiçbir radyal yüzeyleri açıkta olmadığı için, disklerin soğuması oldukça zordur.

Çoklu disk frenleri hafif uçaklarda oldukça nadir olarak kullanılır.



Şekil 2.69: Goodyear çoklu disk freni

2.6.2 Fren Boyutlandırması

FAR 23' e göre hafif uçakların frenlerinin aşağıdaki gerekleri karşılaması gerekir (23.735).

a. Frenler öyle olmalıdırki, her bir tekerlek freni montesinin kinetik enerji kapasitesi, aşağıdaki herhangi bir metodla belirlenen kinetik enerji absorbe gereğinden daha az olmamalıdır:

1. Fren kinetik enerji absorbe gereği, uçak dizayn iniş ağırlığında ve iniş sırasında iken beklenen olaylar zincirinin korunumlu ve rasyonel analizi baz alınarak hesaplanmalıdır.

2. Rasyonel analiz yerine, herbir tekerlek fren montesinin kinetik enerji absorbe gereği aşağıdaki formül ile elde edilebilir:

$$K.E = \frac{0.0443 W V_{so}^2}{N} \quad (2.17)$$

burada:

K.E. = tekerlek başına kinetik enerjidir (ft*lb)

W = dizayn iniş ağırlığıdır (lb)

V_{so} = knot cinsinden, iniş konfigrasyonunda, iniş dizayn ağırlığında ve deniz seviyesindeki stoll hızıdır.

N = ana tekerlek sayısıdır.

Not: bir tekerlek tarafından emilen durumda K.E denklemi üniform olarak yavaşlayan bir cisim için temel denklemlerden:

$$K.E = \frac{W(lb) V^2 (ft / sn)^2}{2g (ft / sn^2)} \quad (2.18)$$

Aynı denklem hızı knot olarak alındığı zaman (1knot = 1.6877 ft/sn)

$$\begin{aligned} K.E &= \frac{W(lb) V^2 (knots^2) 1.6877^2}{2 * 32.2 (ft / sn^2)} \\ &= 0.0443 W(lb) V^2 (knots^2) \end{aligned} \quad (2.19)$$

b. Frenler, kritik motor kalkış gücünde çalışırken döşenmiş bir pistte tekerleğin dönmesini engleyebilmelidir fakat tekerlekler kilitli halde iken uçağın hareketini engellemesine gerek yoktur. Hava alanında hareket eden bir araç için durma mesafesinin hesaplanması aşağıdaki denklemle kolayca yapılabilir:

$$S = \frac{v^2}{2a} \quad (2.20)$$

burada;

a = ortalama yavaşlama ivmesidir.

Ancak bu denklem uçaklar için kullanılmaz çünkü iniş koşusunun büyük bir kısmında uçak kısmen olarak havaalanına değer. Bu analizi dahada zor hale getiren diğer faktörler şöyledir:

1. Yere değme hızı uçak pilotunun hünerine, rüzgara, flap düzeneğine ve uçağın druşuna bağlıdır.
2. Frenlerin uygulandığı hız.
3. Frenlerin uygulandığı oran.
4. Tekerleklerle gelen bileşke kuvvet, uçak ağırlığından, hızın karesi ve uçak hucum açısına bağlı olan aerodinamik taşımanın çıkarılmasıyla elde edilmektedir.
5. Yine aerodinamik sürüklenme, hızın karesi ve duruşuna bağlı bir fonksiyondur.
6. Yer ile lastik arasındaki sürtünme katsayısı lastik tipine ve pist yüzeyinin durumuna bağlıdır.
7. Fren astarı sürtünme katsayısı iniş koşusu boyunca sıcaklık arttığından dolayı azalmaktadır.
8. Mevcut pervane veya jet motorunun tepki veya sürüklemesi
9. Yuvarlanma direnci

Tipik hafif uçakların küçük boyutlu ve nisbeten düşük alçalma hızlarının olmasından dolayı iniş takımı dizayncısı için aşağıdaki koşullar kritik olmayacaktır (bunlar nakliye ve askeri uçaklar için kritiktir).

a. Kalkış ağırlığının, hava alanı irtifasının, sıcaklığın ve kritik hızın en kötü konbinasyonunda kalkışı iptal ederek uçağın durdurulması. Bu koşul genelde frenlerin tekrar hizmete konulamaz hale gelmesine bazende lastik ve tekerleklerin hasara uğramasına neden olur.

b. Frenlerin kinetik enerji absorbe kapasitleri, fren astarlarını veya diğer parçalarını değiştirmeden 10 ft/sn^2 lik bir yavaşlama ivmesinde dinamometreyi belirli bir sayıda (2 den 100 e kadar) durdurabilmesi gerekir.

Kalkıştan vazgeçildiğinde frende oluşacak sıcaklık normal hizmeti sırasındaki sıcaklığın iki katından daha fazla olabilir. Bundan dolayı bu frenin diğer kullanımlarından önce kontrol edilmesi gerekir. Modern fren dizaynları normalde 400 - 500 derece de çalışmasına rağmen 1100 derecede de çalışabilir ve hala uygun bir frenleme kuvveti oluşturabilir.

2.6.2.1 Kinetik Enerjiyi Isı Enerjisine Dönüştürme

Ortalama fren uygulaması 10 - 15 saniye arasında son bulur. Bu sırada kinetik enerji ısı enerjisine dönüşür, çok küçük bir miktarda atmosferde kaybolur.

Diskteki sıcaklık artımı, M (lb) ağırlığı için °C cinsinden:

$$K.E = M * ^\circ C * \text{özüml ısı} * 1400 \quad (2.21)$$

Çelik, dökme demir veya bakır alaşımı için özüml ısının ortalama değeri 0.13 BTU/lb/°F dır (gerçek değeri sıcaklıkla biraz değışir). Tablo 6.1' de farklı malzemeler için özüml ısının değeri verilmiştir.

500 °C lik sıcaklık artışı normal olduğundan, K.E= 1.000.000 ft*lb dir ve M için çözersek

$$M = \frac{1.000.000}{500 * 0.13 * 1400} = 10.99 \approx 11 \text{ lb}$$

Modern frenler 12-14 lb lik disklerle bir milyon ft*lb lik enerji absorbe edebilecek şekilde dizayn edilmişlerdir.

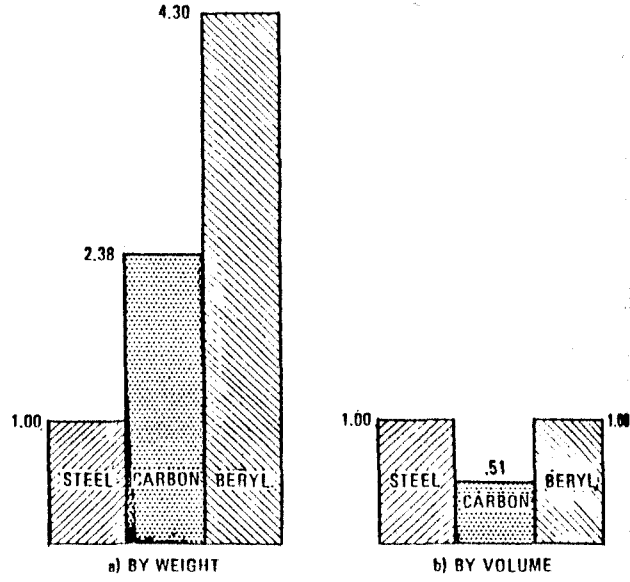
2.6.2.2 Karbon Frenler

Uçak frenleri, minimum ağırlık ve hacimde, oldukça yüksek seviyedeki kinetik enerjiyi ısı enerjisine çevirip soğurmak zorundadır. Yüksek sıcaklıklar her zaman fren dizaynında önemli bir faktör olmuştur. Karbon frenler nispeten yeni teknoloji ürünü olup, geleneksel malzemelere nisbeten çok daha yüksek sıcaklıklarda çalışabilirler. Bunların çok yüksek sıcakta çalışabilmelerine rağmen civarında bulunan tekerlekler, lastikler, miller ve şok absorberlerinde bu yüksek sıcaklıklara maruz kalacaklarından dolayı kullanım limiti bunlara göre sınırlandırılır. Uçak frenlerinin en çok talep edildiği nokta kalkışa başladıktan sonra vazgeçerek frenleme operasyonu yapmaktır. Bu sırada karbon ısı soğurucu hasar görmese bile civarındaki fren veya diğer yakın parçalar ısıdan hasar görebilir. Bunun bir çözümü tekerlek ve diğer parçaları hidrolik sıvılar ile izole etmektir. Hızlı soğuma için tekerlek fanlarında düşünülebilir. Bu yeni teknoloji büyük yolcu uçaklarında ve savaş uçaklarında kullanılmaya başlanmıştır. Bazı iş jetlerinde bunlara dahildir.

Genelde, karbon frenler metal frenlerden daha fazla hacim kaplarlar. Karbon frenlerin ısı emme kapasiteleri kütsel olarak diğer kullanılan metallerin iki katı kadardır (şekil 2.70a). Ancak bu malzemenin aynı hacimde daha az ısı emme kapasiteleri mevcuttur (şekil 2.70b). karbon frenler çeliğe nazaran çalışma sıcaklığında daha az ağırlık sunar.

Tablo 2.14: Malzemelerin ısı emme özelliklerinin kıyaslanması

Özellik	Çelik	Karbon GY 4000	Berilyum	İstenen Karakterler
Yoğunluk (lb/in ³)	0.283	0.061	0.066	düşük
Özgül Isı 500 °F (BTU/lb/°F)	0.13	0.31	0.56	yüksek
Isıl İletkenlik 500 °F (BTU/hr.-ft ² /°F)	24	100	75	yüksek
Isıl Genleşme 500 °F (10 ⁻⁶ *in/in/°F)	8.4	1.5	6.4	düşük
Isıl Şok Direnç İndeksi (*10 ⁻⁵)	3.5	141	2.7	yüksek
Sıcaklık limiti (°F)	2100	4000	1700	yüksek



Şekil 2.70: Tablo 2.14 de listelenmiş olan farklı malzemelerin özgül ısılarının ortalama değeri.

2.6.2.3 Fren boyutlandırma örneği

Uçak gros ağırlığı: $W = 1400 \text{ lb}$

Güç kesik stol hızı: $V_{so} = 60 \text{ knots}$

Kalkış gücündeki pervane tepkisi: $T = 440 \text{ lb}$

Ana tekerlek sayısı: $N = 2$

a) Dinamik frenleme

$$\begin{aligned} \text{K.E.} &= 0.0442 W V_{so}^2 / N = 0.0442 * 1400 * 60^2 / 2 \\ &= 111.384 \text{ ft} * \text{lb} \cong 0.111 * 10^6 \text{ ft} * \text{lb} \end{aligned}$$

Lastik tabloları verilerinden 5.00-5 Cleveland disk frenini kapasitesi $117 * 10^6 \text{ ft} * \text{lb}$ olan fren seçilir. “a” yavaşlama ivmesini karşılamak için gerekli olan fren momenti:

Tork/tekerlek = $WRa / (Ng)$ dir.

$$\begin{aligned}\text{Tork/tekerlek} &= 1400 * 5.7 * 10 / (32.2 * 2) \\ &= 1239 \text{ in*lb}\end{aligned}$$

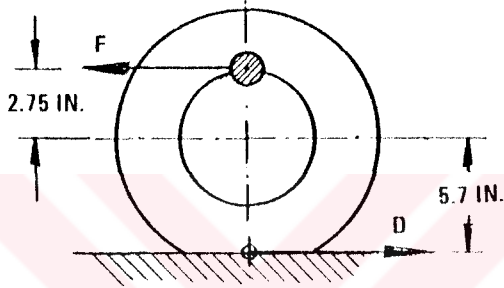
$$W = 1400 \text{ lb}$$

$$g = 32.2 \text{ ft/sn}^2$$

$$a = \text{yavaşlama ivmesi} = 10 \text{ ft/sn}^2$$

R = lastik yuvarlanma yarıçapı

N = tekerlek sayısı = 2



Şekil 2.71: Fren boyutlandırımı

5.00-5 Disk frenli Cleveland tekerlek için

Fren boyutu: $5.50 * 0.880 - 2$

Yastık - piston çapı : $d = 1.50 \text{ in}$

Penolik yastıklar: $\mu = 0.30$

Yastık sayısı: $n = 2$

$$F = \text{tork} / 2.75 \text{ in} = 1239 \text{ inlb} / 2.75 \text{ in} = 450 \text{ lb}$$

Piston normal kuvveti:

$$M = F / (\mu n) = 450 / (0.30 * 2) = 750$$

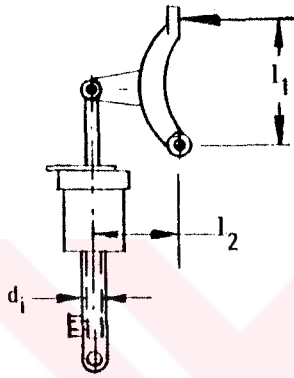
Pistondaki basınç:

$$p = \frac{M}{\frac{\pi d^2}{4}} = \frac{750 * 4}{3.14 * 1.5^2} = 424 \text{ lb/in}^2$$

Pedal kuvveti:

$l_1 = 4.0 \text{ in}$ $l_2 = 2.5 \text{ in}$ olduğu kabul edilirse

Ana silindir piston çapı = $d_i = 0.50 \text{ in}$



Şekil 2.72: Fren pedal kuvveti

Pedal kuvveti

$$Q = p \frac{\pi d_i^2}{4} \frac{l_2}{l_1} = 424 \cdot \frac{3.14 * 0.50^2}{4} \frac{2.5}{4.0} = 51.94 \text{ lb}$$

Not: Far 23.397 ye göre maksimum izinverilebilir dümen pedali kuvveti 200 lb dir.

b) Statik frenleme

Pervane tepkisi: $T = 440 \text{ lb}$

Frenleme kuvveti/tekerlek : $D = 440/2 = 220 \text{ lb}$

tork/tekerlek: $DR = 220 \text{ lb} * 5.7 \text{ in} = 1254 \text{ in*lb}$

$F = 1254 / 2.75 = 456 \text{ lb}$

$$\mu = 0.35 \text{ statik}$$

$$M = 456 / (0.35 * 2) = 651 \text{ lb}$$

$$p = 651 / 1.76 = 370 \text{ lb/in}^2$$

$$Q = 370 * 0.196 * 2.5 / 4.0 = 45.3 \text{ lb}$$



2.6.2.4 Standartlar ve veriler

Tablo 2.15: Ana tekerlek ve frenler (Goodrich Co.)

Type	Wheel Size	Installation Number	Wheel P.N.	Static Rating (lb)	Brake Type	Brake Size	Brake P.N.	K.E.×10 ⁶ (ft × lb)	Assem-Weight (lb)
III	6.00-6	D14-1132	3-958	1,800	Disc	Single	2-747	.235	10.0
	6.00-6	14-1227-1	3-1038-1	2,000	Disc	5.688 ×1.000-2	2-852-1	.405	11.4
	7.50-10	14-1289	3-1158	5,800	Disc	—	2-971	.855	27.0
	7.50-10	—	3-1174	5,800	Disc	8.984 ×1.640-4	2-993	1.500	37.5
	8.00-4	D14-41	D3-13A-1	950	Drum	5×1	D2-113	.070	5.0
VII	18×5.5	14-1308	3-1093-1	3,050	Disc	7.250 ×1.562-4	2-936-2	.691	23.5
	20×4.4	14-1089	3-945	5,000	Disc	8.500 ×2.000-6	2-727	4.770	48.0
	26×6.6	14-1184-5	3-1184	10,000	Disc	10.188 ×1.875-6	2-798-5	5.000	83.0

Tablo 2.16: Burun iniş takımı için veriler

Type	Wheel Size	Wheel P.N.	Static Rating (lb)	Wheel Weight (lb)
III	7.50-10	3-1174	5,800	15.0
	7.50-14	G3-704M-1	4,200	16.3
VII	18 × 4.4	3-933	2,200	8.0
	18 × 4.4	3-999	3,300	12.0
	18 × 4.4	3-1027	2,100	7.5
	18 × 4.4	3-1080	4,350	11.5
	18 × 4.4	3-1124	2,400	8.5
	18 × 5.5	3-940 (T.R.)	4,000	10.2
	24 × 5.5	3-938-1	5,000	21.0

Tablo 2.17: Cleveland ana tekerlek ve frenler (hepsi tek diskli)

Size	Brake Size	Static Load (lb)	Limit Side Load (lb)	K.E. $\times 10^6$ (ft $\times$ lb)	Wheel & Disc		Brake & Plate		Assembly	
					P.N.	Weight (lb.)	P.N.	Weight (lb.)	P.N.	Weight (lb.)
7.50 $\times$ 10- Type III	10.50 $\times$ 1.00-8	3,885	4,940	.707	40-129	19.40	30-94	6.40	20-144	25.80
29 $\times$ 11.00-10 Type VII	10.50 $\times$ 1.00-12	5,500	8,040	.711	40-133	35.50	30-98	11.50	20-146	47.00
7.50 $\times$ 10- Type III	10.50 $\times$ 1.06-6	3,200	—	.500	40-101	18.00	30-89	5.30	20-168	23.30
6.50 $\times$ 10- Type III	10.50 $\times$ 1.00-6	3,400	—	.700	40-40A	14.10	30-28B	4.10	20-30	18.20
8.50-6- Type III	6.50 $\times$.920-4	2,000	2,880	.375	40-47	9.70	30-32	3.00	20-40	12.70
6.00-6- Type III	6.50 $\times$.920-4	2,500	—	.395	40-75B	6.68	30-52	3.00	20-64	9.68
7.50 $\times$ 10- Type III	10.50 $\times$ 1.06-4	3,200	—	.500	40-101	18.00	30-67	3.62	20-85	21.62
6.00-6- Type III	6.50 $\times$.82-4	1,850	—	.220	40-60	6.31	30-60	2.48	20-119	8.79
6.00-6- Type III	6.50 $\times$.92-2	2,500	—	.270	40-86	5.50	30-56A	1.36	20-86	6.86
7.00-8- Type III	8.50 $\times$ 1.063-4	3,000	—	.600	40-98A	10.40	30-66A	3.31	20-125	13.71
6.50-10- Type III	10.50 $\times$ 1.063-8	3,300	5,280	.875	40-130	17.00	30-95	5.43	20-164	22.43
6.00-6- Type III	6.50 $\times$.950-4	2,800	4,050	.500	40-131	8.22	30-96	6.58	20-165	14.80
5.00- Type III	5.50 $\times$.875-2	1,200	1,980	.168	40-19	5.75	30-9	1.35	20-10	7.10
5.00-5- Type III	5.50 $\times$.875-2	1,260	—	.117	40-78	4.02	30-9	1.42	20-65	5.44
6.00-6- Type III		2,100	—		40-83	7.13	30-54	2.81	20-69	9.94
6.00-6- Type III		2,500	—		40-88	5.87				
8.00-6- Type III		2,500	—	.270	40-97A	5.60	30-63A	1.44	20-80	7.04

Tablo 2.18: Goodyear anatekerlekler ve frenler (hepsi tip III)

Size	Wheel P.N.	Static Rating (lb)	Brake Type	Brake Size	Brake P.N.	K.E. $\times 10^6$ (ft $\times$ lb)	Wheel & Disc Weight (lb)	Brake & Plate Weight (lb)	Assembly Weight (lb)
600-6	9532111	1,500	Single Disc	6.625 $\times$ 1.0 $\times$.250/ 1 2.0 $\times$ 3.0	9532181	.200	6.78	1.66	8.44
600-6	511413S	1,200	Single Disc	8.000 $\times$ 1.5 $\times$.188/ 1 2.0 $\times$ 3.54	9520292	.190	4.66	3.22	7.88
600-6	9532673	1,800	Single Disc	6.625 $\times$ 1.0 $\times$.125/ 1 2.0 $\times$ 3.0	9532741	.075	6.165	1.675	7.840
600-6	511960S	1,200	Single Disc	6.625 $\times$ 1.0 $\times$.125/ 1 2.0 $\times$ 1.57	9520285	.070	4.40	2.07	6.47
600-6	9532522	1,800	Single Disc	6.625 $\times$ 1.0 $\times$.250/ 1 2.0 $\times$ 3.0	9542466	.200	6.075	1.665	7.740
600-6	0531445	1,500	Single Disc	6.625 $\times$ 1.0 $\times$.250/ 1 2.0 $\times$ 3.0	9531446	.200	7.99	1.61	9.60
600-6	9542557	2,000	Ring Disc	7.062 $\times$.812 $\times$.390/ 1 1.75 $\times$ 3.18	9550196	.334	7.75	2.00	9.75
600-6	8541037 .1	2,600	Multiple Disc	7.000 $\times$.115/ .203 $\times$.154 $\times$ 3	9514036	.600	4.21 (less discs)	10.08 (includes discs)	14.29
650-8	9532615	3,000	Single Disc	8.688 $\times$ 1.625 $\times$.344/ 2 1.625 $\times$ 8.30	9512488	.500	12.00	2.14	14.14
650-8	9532976	2,300	Single Disc	8.500 $\times$ 1.500 $\times$.250/ 2 1.500 $\times$ 7.07	9511868	.300	11.69	1.98	13.67
650-8	9530944	1,750	Single Disc	8.500 $\times$ 1.500 $\times$.188/ 1 2.00 $\times$ 3.54	511731	.211	8.84	1.73	10.57
650-8	9531161	1,750	Single Disc	8.500 $\times$ 1.500 $\times$.250/ 1 2.00 $\times$ 4.84	9531138	.300	9.61	1.89	11.50
650-8	9531319	2,300	Single Disc	8.500 $\times$ 1.500 $\times$.250/ 1 2.00 $\times$ 4.84	9531712	.300	9.60	1.60	11.20

Notes: 1 -- 600-6 wheels can be used also with 700-6 size tires

650-8 wheels can be used also with 700-8 size tires

2 -- Significance of brake size: Example 6.625 $\times$ 1.0 $\times$.250/1 2.0 $\times$ 3.0

6.625 = disc diameter

1.0 = lining diameter (rub area)

.250 = disc thickness

1 = number of pistons

2.0 = piston diameter

3.0 = total rubbed area.

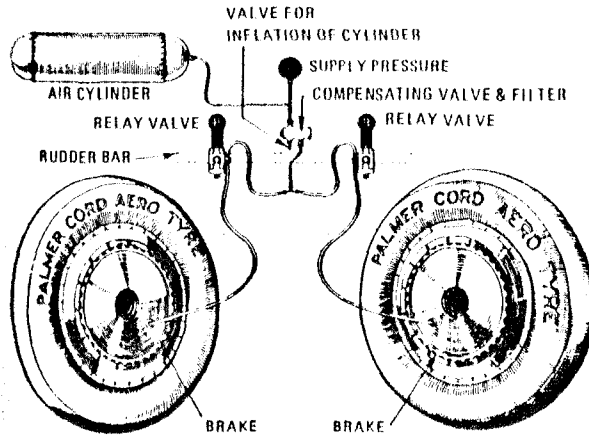
2.6.3 Fren Sistemleri

2.6.3.1 Pnömatik Frenler

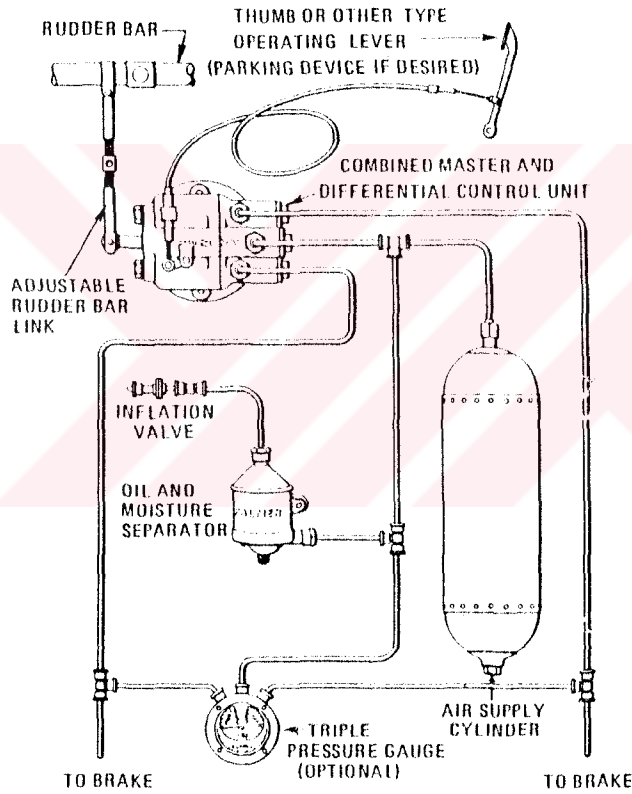
1930-1940 döneminde bazı hafif uçaklar, uçakta motor çalışması için hazır bulunan sıkıştırılmış hava rezervlerinden yararlanılmasını sağlayan hava ile işleyen sistemlere sahiptiler. Uçağın ağırlaşması ve artan iniş hızından dolayı ihtiyaç duyulan frenleme şiddeti insan gücü kapasitesinin üzerindeydi (otomobiller için mekanik enerji yüklenmiş fren gereksinimlerinin benzeri olarak). Aynı ayrı tekerlek frenlemesi pedaller tarafından çalıştırılan (her tekerleğe bir pedal) özel subaplarla sağlanmaktaydı. Frenleme sisteminin miktarı bir el kolu yada ayakucu kolu tarafından kontrol edilmekteydi.

Şekil 2.73, bir pnömatik sistem göstermektedir. Yardımcı subaplar doğrudan dümene bağlanmıştı ve dümen çubuğunun yerinden oynatıldığı oranda frenleme basıncını kontrol ediyordu. El çabasına ihtiyaç duyulmuyordu. Yardımcı subaplar, ya ayak yada topuk basmasına uymak için yer değiştirme olanağına sahip civatalar aracılığıyla doğrudan dümen çubuğuna bağlıydı.

Farklı bir pnömatik sistem şekil 2.74’ de gösterilmiştir. Bu sistem, kontrol kolu üzerine bindirilmiş bir el kolu tarafından kontrol edilen frenleme şiddeti üretmek için yapılmıştır. Tekerleğe farklılaşan hareket dümen çubuğuna bağlı tek subap sayesinde elde edilmişti. Basınç bir sıkıştırılmış hava silindirinden sağlanmaktaydı. Dümen çubuğu seti normal vaziyette iken frenleme şiddeti her tekerlek için eşitti. Dümen çubuğu uçağı kullanmak için hareket ettirildiğinde frenleme şiddeti iç tekerlekte artar, dış tekerlekte azalırdı. Hedeflenen frenlemenin herhangi bir derecesi kontrol sütunu / kolundaki el kolunun işlemesiyle sağlanmıştı. Sıkıştırılmış hava silindiri 400 psi’ye dayanabilecek kapasitedeydi. 200 psi emniyet açısından max. çalışma basıncı olarak tavsiye edilmekteydi. Çünkü sıkıştırılmış gaz kapları patlamak suretiyle kullanım dışı olmaktadır. Hava ile çalışan frenler çağdaş uçaklarda depolama silindirlerinde su gücüyle çalışan sistemler kullanılmaktadır.



Şekil 2.73: Pedal operasyonu için pnömatik kontrol tertibi



Şekil 2.74: Diferansiyel kontrole sahip elle çalışan pnömatik sistemin tertibi

2.6.3.2 Hidrolik Frenler

Basit olma, hafif ağırlık ve güvenilirlik nedenleriyle sıvı gücüyle çalışan frenler, bütünüyle, küçük ve büyük uçaklarda kullanılmaktadır. Esas olarak hidrolik sistemler, dümen pedalının yanına yerleşmiş ana silindir ile tekerleğin

yanındaki yardımcı silindirin arasına bir sıvı sütunu karıştırarak, böylece mekanik sistemlerde kullanılan kablonun yerini alarak, çalışırlar.

Hafif uçaklarda hidrolik fren bir kapalı halka sistemidir. Basınç ya bir ayak pedalı yada el kolu tarafından sağlanmaktadır. Büyük uçaklarda insan çabası yetersizdir ve güç artırma sistemi uçak hidrolik sistemi basıncının kullanılmasıyla çalıştırılmaktadır (3000 lb-psi).

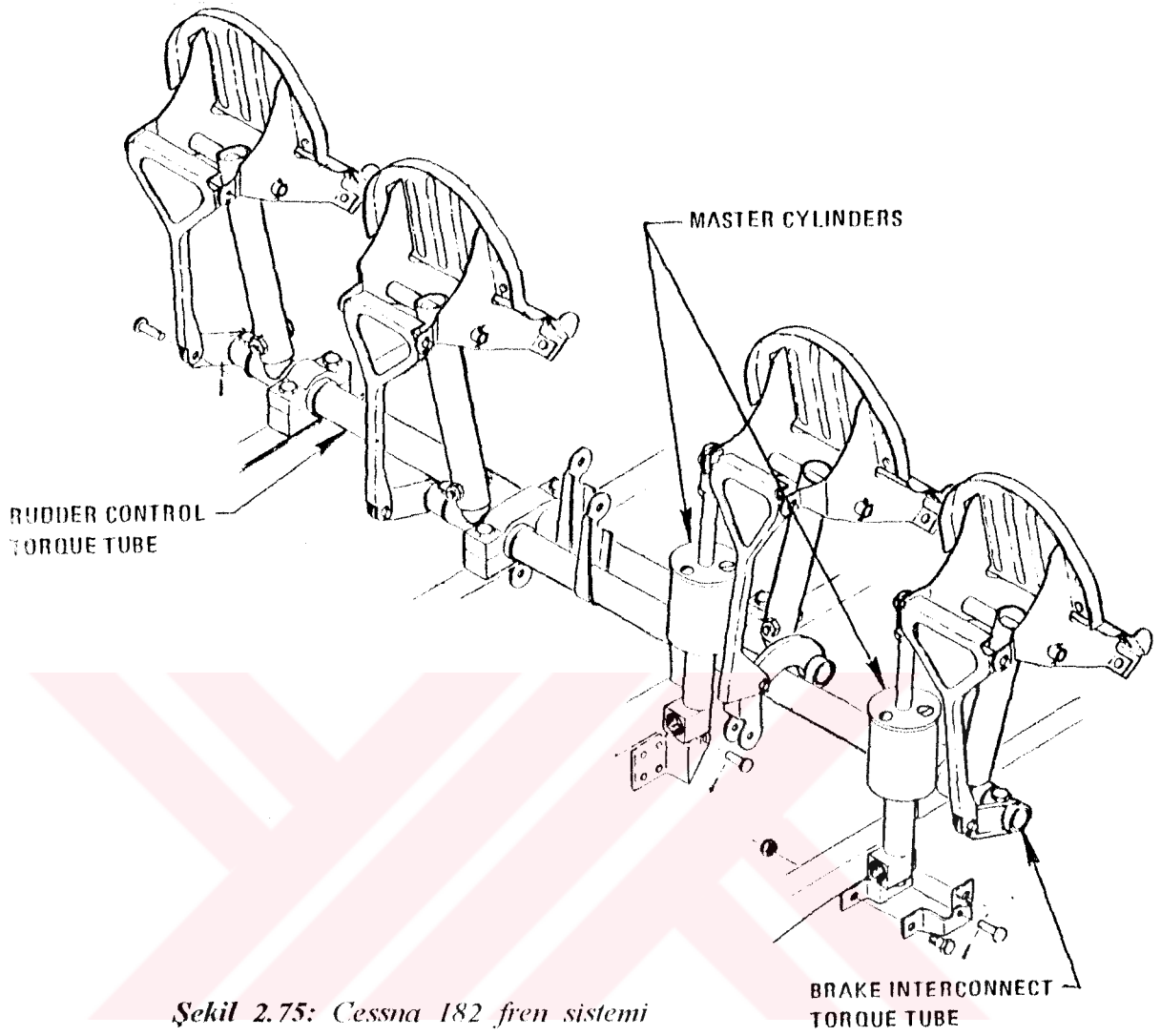
Hidrolik fren sistemlerinin özel öğelerinin çoğu uzmanlaşmış tedarik kaynakları tarafından üretilmektedir (Scott, Cleveland, Gariles, Roserhan).

Çift kontrollü bir uçakta pilot ve yardımcı pilot pedalleri arasındaki bağlantı, ya mekanik yada hidroliktir. Her iki metod da oldukça güvenilir ve seçim yapmanın tercihlerine veya şirket hareket tarzına bağlıdır. İleriki sayfalarda bu sistemlerden örnekler açıklanmıştır.

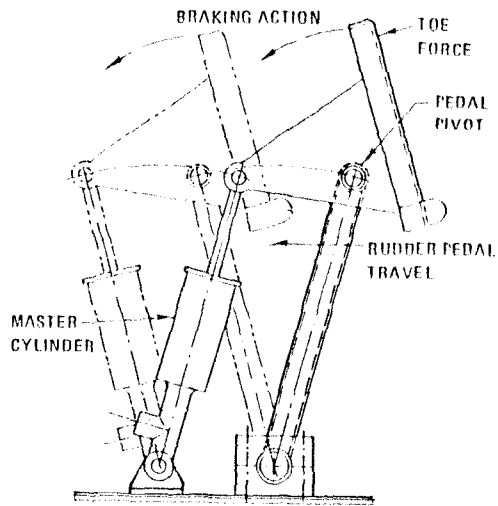
Ayak ucu ile çalıştırılan Frenler: Şekil 2.75 Cessna 182 uçağının fren sistemini göstermektedir. Her iki pilot ayak ucu frenlerine sahiptir. Fakat yalnız sol sürücü için olan pedallerin ana silindirleri vardır. Sağ pilot için pedallerle olan bağlantı mekaniktir. Ve uygun dümen kontrol pedallerini bağlayan daha geniş çaptaki dönme borularının içine yerleştirilmiş daha küçük dönme boruları sayesinde gerçekleştirilmektedir.

Ayak ucu frenleri şekil 2.76' da gösterilmiş paralelogram kuralları çerçevesinde çalışmaktadır.

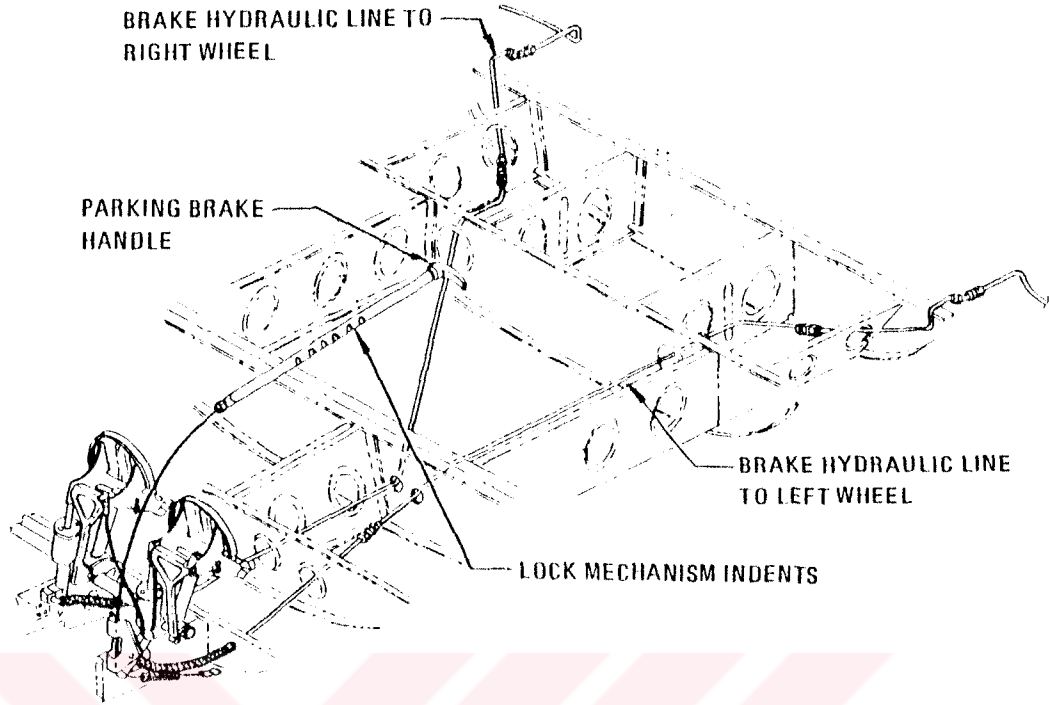
Cessna 182 için olan park yapma fren kontrolü şekil 2.77' de gösterilmiştir. Esnek bir kılıf tarafından refakat edilen kabloya bir fren tutacağı bağlanmıştır. Kablonun diğer ucu bir kola bağlanmıştır. Kolun karşı kenarı hareketi her iki ana silindirin tulumba pistonlarına gönderen iki kabloya bağlıdır. Fren tutacağını çekerek her iki ana silindir tulumba pistonları aynı anda bastırılmaktadır. Fan kolunu bükme bir kilit mekanizması görevini yapar.



Şekil 2.75: Cessna 182 fren sistemi



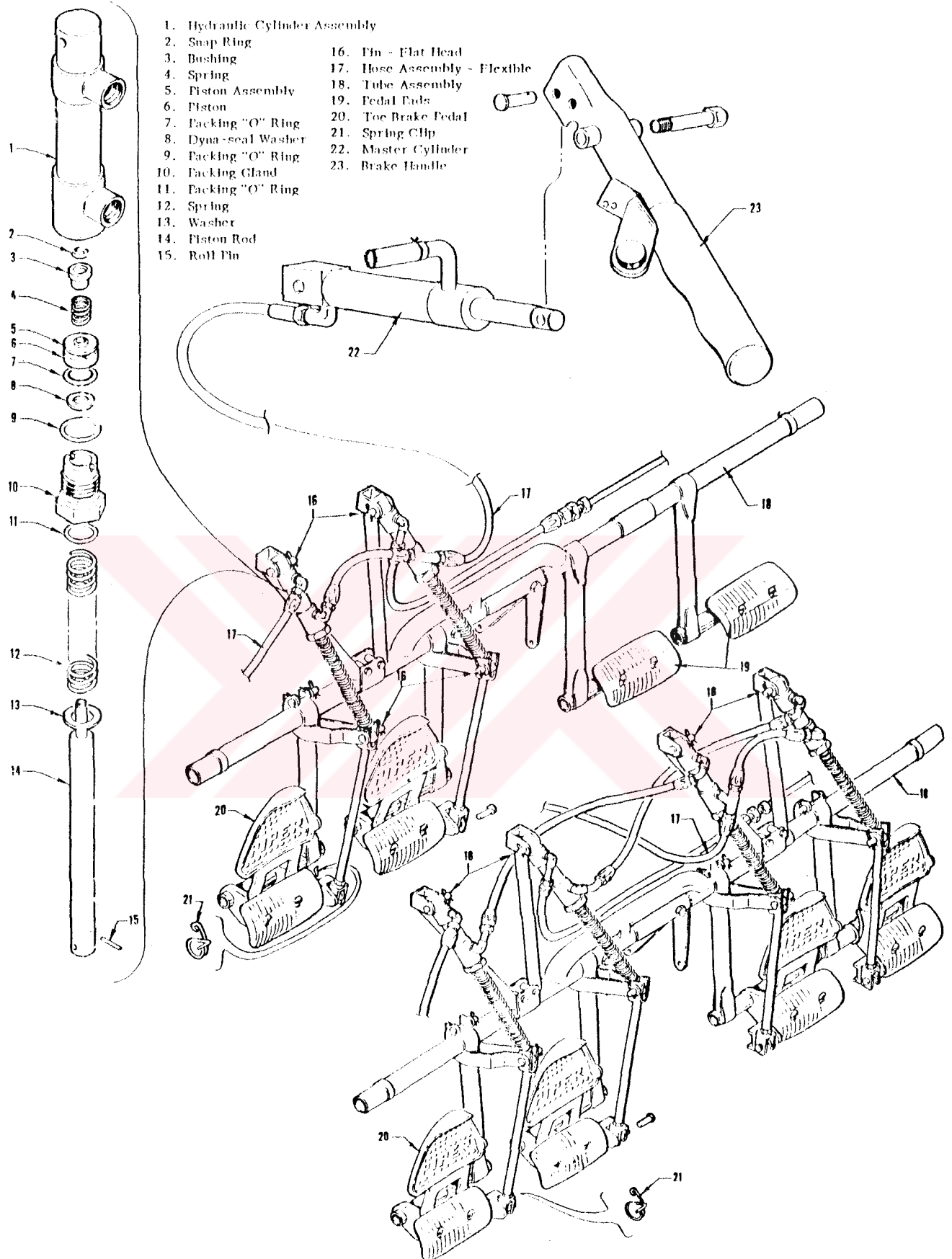
Şekil 2.76: Ayak ucu fren - özel paralelogram



Şekil 2.77: Cessna 182 park etme freni

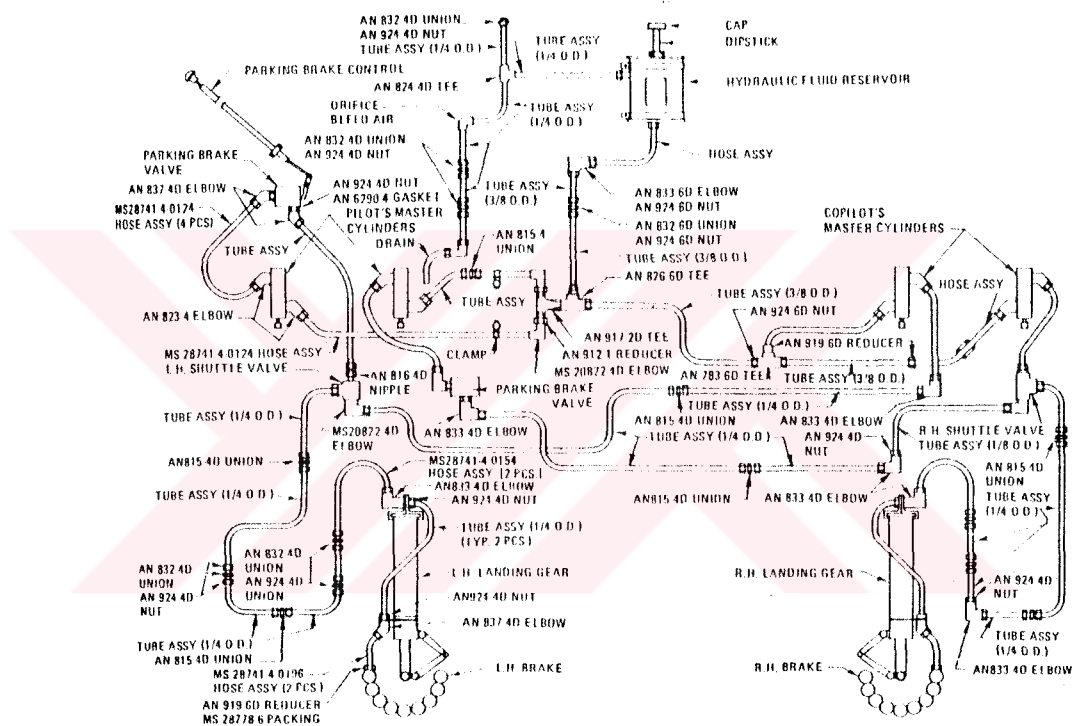
Piper PA-28 fren sisteminin iki çeşidi Şekil 2.78’ de gösterilmiştir. Şeklin üst kısmı, yalnız pilot için olan fren kontrolünü göstermektedir. Sağ koltuk sürücüsünün fren pedalleri yoktur. Park yapma freni, ayrı bir ana silindiri (22) çalıştıran bir fren kolu (23) tarafından çalıştırılmaktadır. Bu silindir basıncının altında bulunan hidrolik sıvı 6 pistonun dip yüzeyinde işler. Bu toplu çizimde gösterilmediği halde esnek hortum (17) iki tekerlek frenine de eşit basınç sağlayan iki ana silindirede bağlıdır.

Şekil 2.78’ in aşağı kısmında ikili fren sistemi gösterilmiştir. Bu durumda iki pedal seti arasındaki bağlantı sıvı gücüyle olmaktadır. Park yapma freni yukarıda gösterilenin benzeridir. Esnek hortum (17)’ un sağ pilot koltuğu için olan iki ana silindirle bağlantısı açıkça görülmektedir. Ana silindirlerle tekerlekler arasındaki çubuklar, Al (5052) borudur. Tüm parçalar standart AN veya MS tipidir. Ana destekleyicilerle esnek lastik hortumlar amortisörün darbe yemesini hesaba katacak bir tedbirdir.

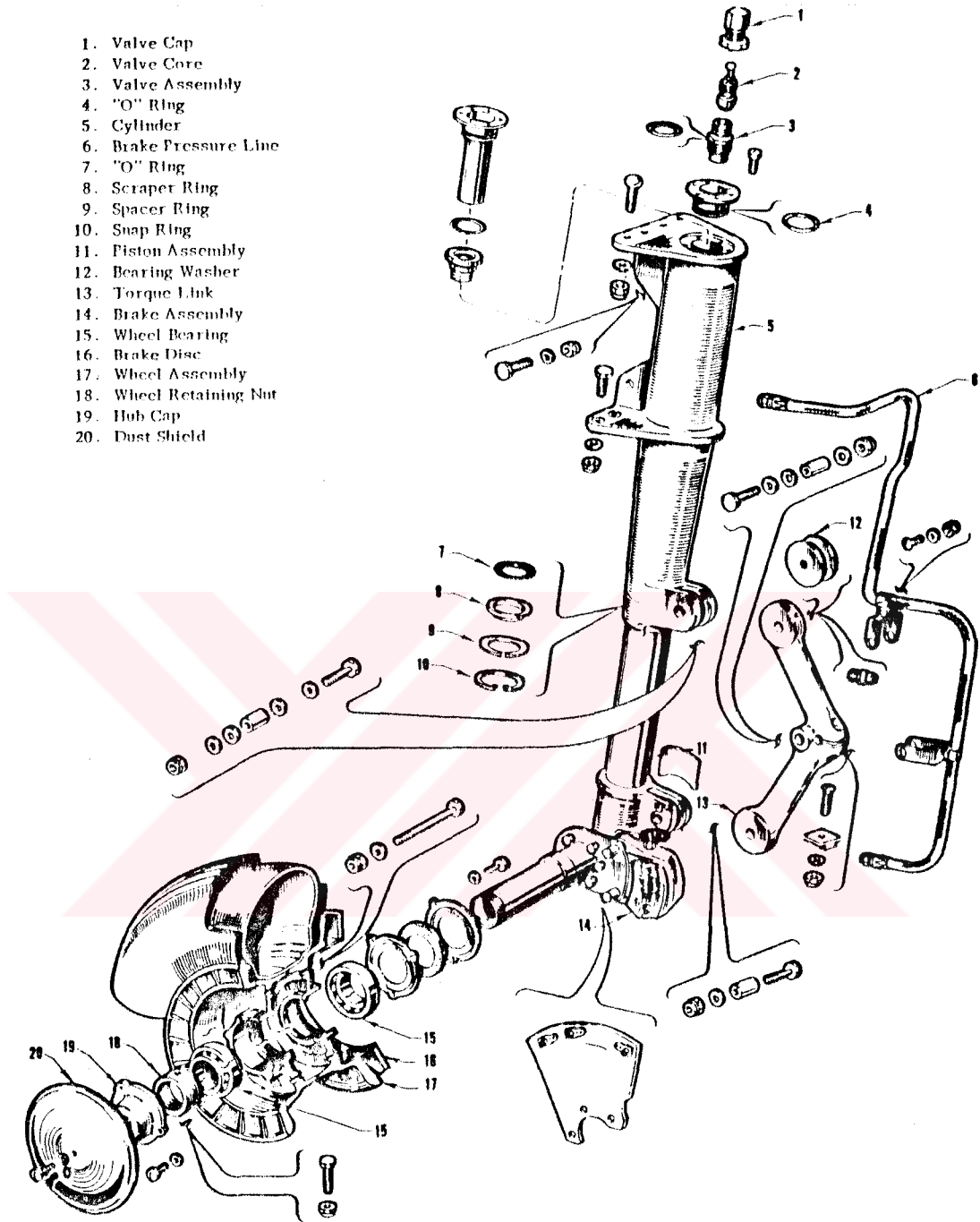


Şekil 2.78: Piper PA-28 - Cherokee ayak ucu fren sistemi

Şekil 2.80, Piper PA-28 ana dişli yapısını göstermektedir. 6 maddeden fren basınç çubuğuna dikkat ediniz. Bu standart bir MS28741-4 hortum yapısı olabilir. Hortum, döndürme bağlarındaki (13) manivela dayanağı ucundaki kenet tarafından desteklenmektedir.



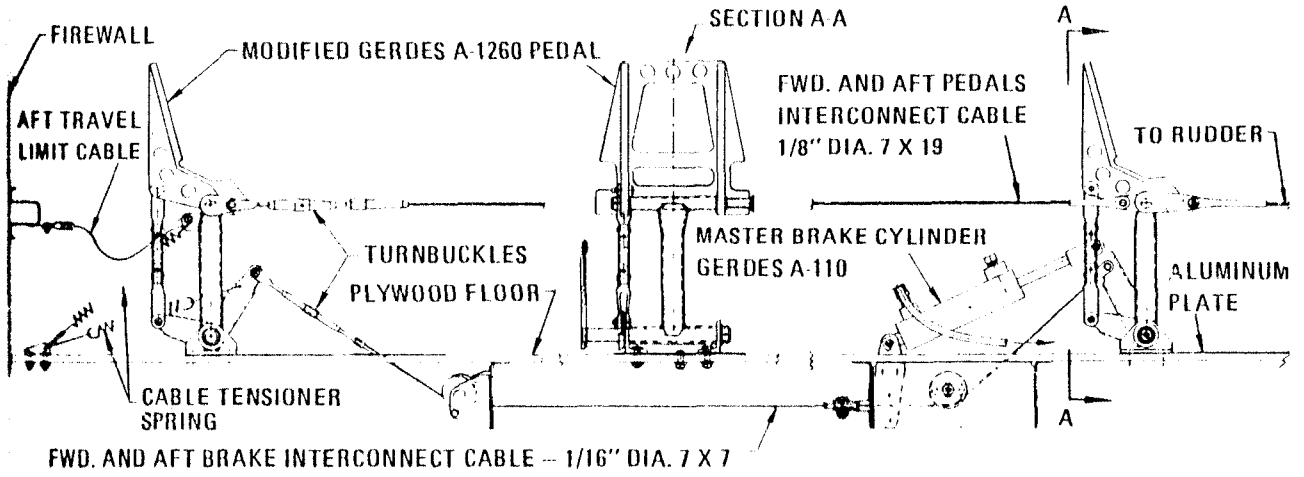
Şekil 2.79: Beechcraft “King Air” fren sistemi



Şekil 2.80: Piper PA-28 ana iniş takımını montajı

Bir iki kişilik uçak için olan fren pedalleri ve ana silindir yerleştirilmesi şekil 2.81’ de gösterilmiştir.

Her iki pilotda arka pilotun pedallerine (her tekerlek için bir tane) doğrudan bağlı olan ana silindirleri çalıştırabilirler.



Şekil 2.81: İki kişilik kokpitli uçak için fren sistemi

İlerdeki pilotun fren pedalleri makaralarla ilerleyen 1/10 inç çapındaki esnek kablolarla arka pedallere bağlanmıştır. Bunlar, ayak burnuyla çalışan frenlerdir. Yangın duvarına bağlanmış iki kablo gerilim çevirme yayına dikkat ediniz. Yaylardan biri dümen kontrol kablolarını gergin tutmakta, diğeri, fren pedalleri bağlantı kablosunu germektedir. Ayrıca pedal ağırlığının yaklaşık %50' sini kaldıran standart dökme aliminyumun kapsanlı derecede hafiflemesine de dikkat ediniz. Şekil 2.85' te gösterilmiş olan standart pedalle karşılaştırınız.

Pazmany PL-4A ana inıştakımı daha önce gösterildi. Fren çubukları naylon borulardır. Bu borular 2500 psi derecesindedir ve aliminyum borulara göre aşağıdaki avantajlara sahiptir.

1. Hafif ağırlık.
2. Düşük fiyat.
3. Aşımına direnci.
4. Bükme aletlerine ihtiyaç duyulmadan yönlendirilebilirler.
5. Esnek oldukları için sert aliminyum borularında geri bölmeleri aralarında makine kurulmasını olanaklı kılan bağlayıcılara ihtiyaç duyulmamaktadır.
6. Yüklenme nedeniyle çatlama olmaz.

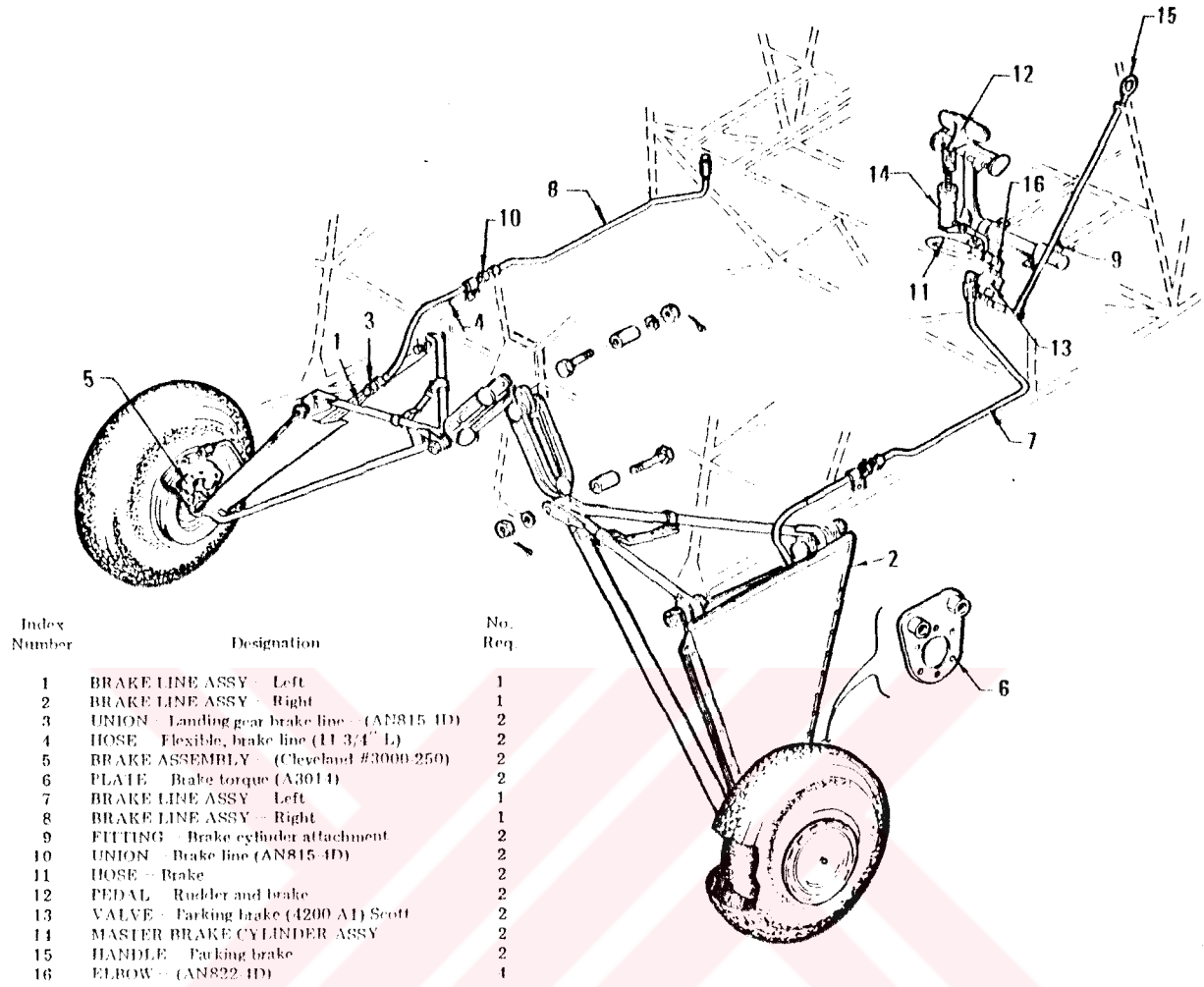
Deney amaçlı amatör yapımı uçaklarda naylon boru uygun olduğu halde, yazar tarafından yapılmış olan Ryson ST-100 motor gladörü hariç

sertifikalı uçak tipleri üretiminde kullanılmamıştır. Bu naylon boru düzenlemesinin FAA sertifikası bir problem oluşturmaz.

Yapımcı, naylon borularının uzun TSO'lu hortumlarında da olduğu gibi, basınç altında genişleyeceklerini bilmelidir. Genişleme miktarı çubuğun uzunluğu ve uygulanan basınçla orantılı olacaktır. Anlık çap genişlemesi bile bir miktar süngerleşme ve etkinlik kaybıyla sonuçlanabilir. Kısa fren çubukları görünürde hiçbir problem oluşturmamaktadır. Şüphe durumunda, fren çubuklarının gerçek uzunlukları birleştirilerek fren sisteminin bir cetveli çıkarılabilir ve tüm parçalar test edilebilir.

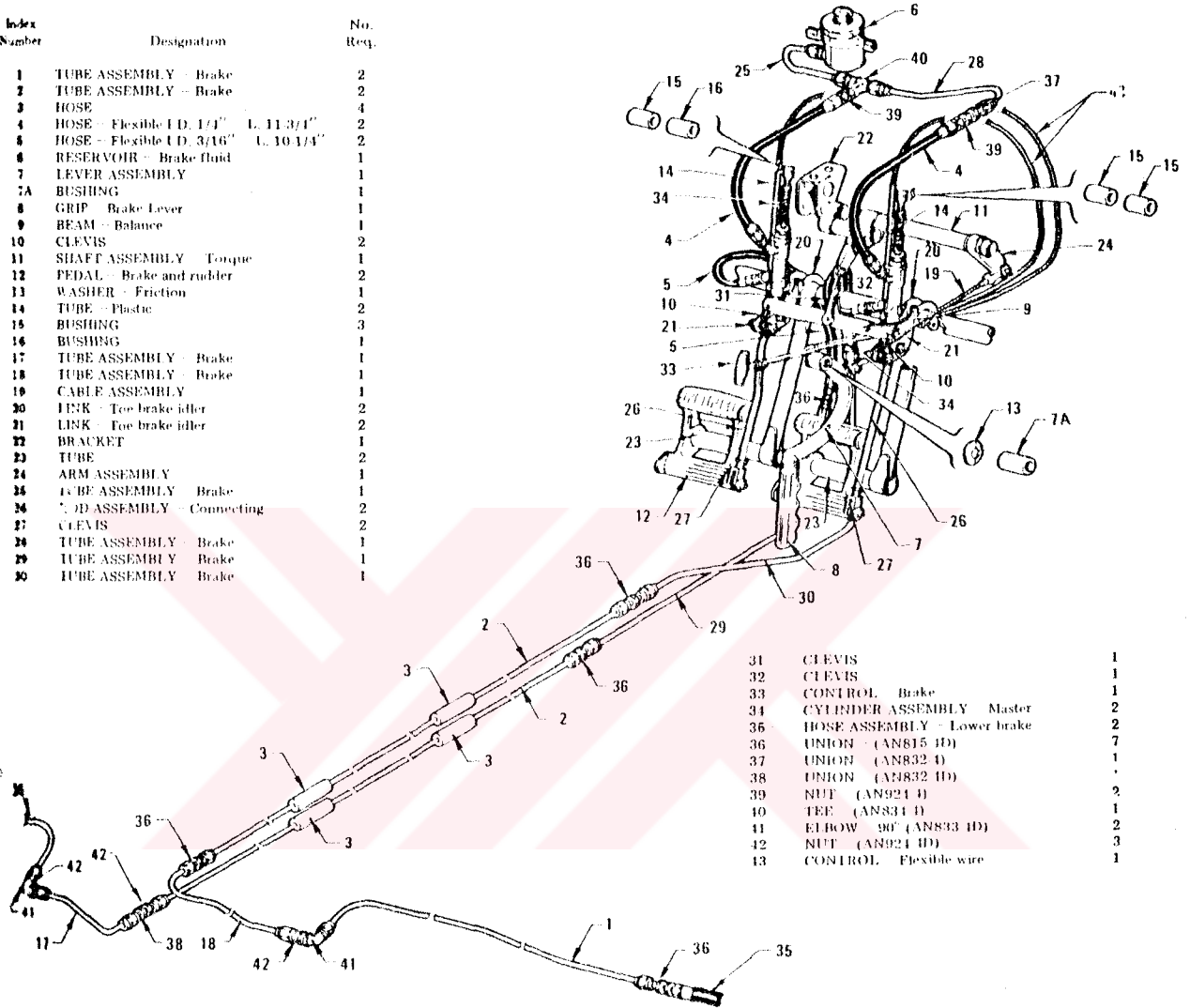
Şekil 2.82, Piper PA-25 Pawnee tarımsal uçağın fren sistemini göstermektedir. İki ayakucu freni ve iki park yapma freni kolundan ibarettir. 16 temel öğeye ihtiyaç olup listede gösterilmiştir. Standart parçalar AN numaralarından tanınmaktadır. Ayrıca bazı Scott parçaları kullanılmaktadır. Tüm diğer parçalar uçak üreticileri tarafından temin edilmektedir. Yalnız sol fren pedal yerleştirilmesi gösterilmiştir (Şekil 2.80). Sağ fren pedal yerleştirilmesi açıklık amacıyla çıkarılmıştır.

Piper PA-24 için olan ayakucu fren sistemi yerleştirilmesi şekil 2.83' de gösterilmiştir. Dümen pedalleri (12) bir borudan sarmaktadır. Ana silindirlere (43) pedallerin üzerinde bulunmakta ve pedallerle bağlantı çubuklarıdır (26). Fren sıvısı depo (6) tarafından sağlanmaktadır. Bir kola (24) ve gövdeye (11) (shaft) bağlı bir kabloyu (19) park yapma fren kolu (17) çekmektedir. Bu sütunun Clevis (31) ve (32) çeken ve denge koluna (9) bağlı başka bir kolu vardır. Kolun (9) uçları idler (boşta bırakma) bağlantılarına (20), (21) bağlıdır ve ayrıca ana silindirlere takılmıştır. Her ana silindirin dibine bağlanmış bir subap bağlı esnek çekme kontrolleri (43) aracılığı ile kontrol topuzu (33) park yapma frenini kilitler.



Şekil 2.82: Piper PA-25 - Pawnee uçağının fren sistemi

Index Number	Designation	No. Req.
1	TUBE ASSEMBLY - Brake	2
2	TUBE ASSEMBLY - Brake	2
3	HOSE	4
4	HOSE - Flexible I.D. 1/4" L. 11 3/4"	2
5	HOSE - Flexible I.D. 3/16" L. 10 1/4"	2
6	RESERVOIR - Brake fluid	1
7	LEVER ASSEMBLY	1
7A	BUSHING	1
8	GRIP - Brake Lever	1
9	BEAM - Balance	1
10	CLEVIS	2
11	SHAFT ASSEMBLY - Torque	1
12	PEDAL - Brake and rudder	2
13	WASHER - Friction	1
14	TUBE - Plastic	2
15	BUSHING	3
16	BUSHING	1
17	TUBE ASSEMBLY - Brake	1
18	TUBE ASSEMBLY - Brake	1
19	CABLE ASSEMBLY	1
20	LINK - Toe brake idler	2
21	LINK - Toe brake idler	2
22	BRACKET	1
23	TUBE	2
24	ARM ASSEMBLY	1
25	TUBE ASSEMBLY - Brake	1
26	JOINT ASSEMBLY - Connecting	2
27	CLEVIS	2
28	TUBE ASSEMBLY - Brake	1
29	TUBE ASSEMBLY - Brake	1
30	TUBE ASSEMBLY - Brake	1



31	CLEVIS	1
32	CLEVIS	1
33	CONTROL - Brake	1
34	CYLINDER ASSEMBLY - Master	2
35	HOSE ASSEMBLY - Lower brake	2
36	UNION - (AN815 ID)	7
37	UNION - (AN832 ID)	1
38	UNION - (AN832 ID)	1
39	NUT - (AN921 ID)	2
40	TEE - (AN834 ID)	1
41	ELBOW - 90° (AN833 ID)	2
42	NUT - (AN921 ID)	3
43	CONTROL - Flexible wire	1

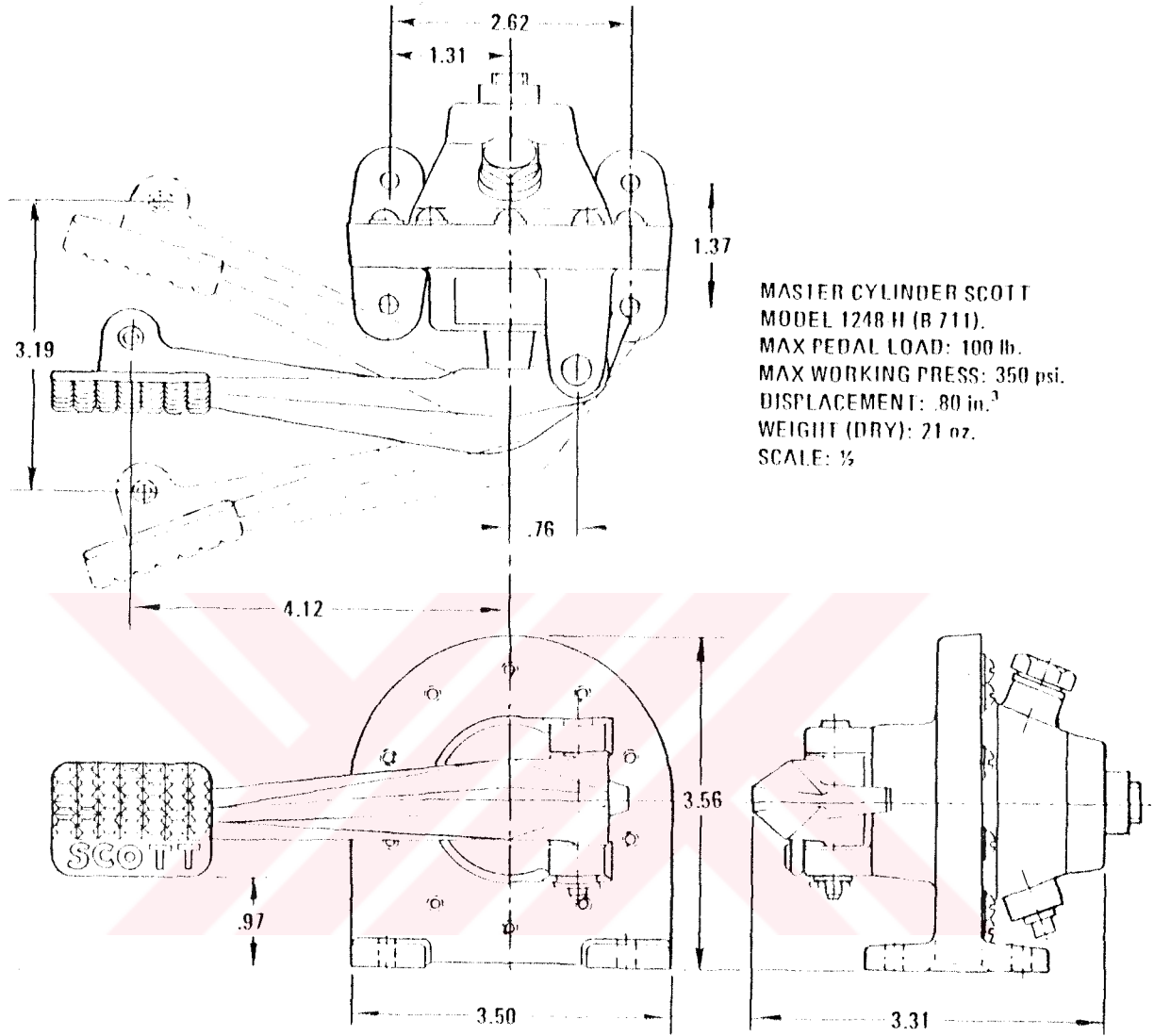
Şekil 2.83: Piper PA - 24 uçağının ayakucu fren sistemi

2.6.3.3 Fren Sisteminin Parçaları

Fren sistemi dizaynında yararlı olan bir mükemmel bilgi kaynağı çeşitli uçakların parçalarının resimli kataloglarıdır. Bu kataloglar ilgililerden doğrudan veya dağıtıcıdan, üreticiden iyi bir fiyata satın alınabilir. Başka bir kaynak ise uçak parçalarının ticari kataloglarıdır. Aircraft Spruce and Speciality Co., Fullerton, California, 92632 tarafından basılan gibi. Bu katalog yaklaşık standart bir uçağın donanım ve gereçlerinin hepsini listeler.

Her ne kadar, dizayncı genelde parçaların resimlerini gösteren ticari kataloglar gibi bir genel problemle yüzleşse de bunlar parçaları gerçek ölçülerinde tarif etmezler. Çoğu uçak dizaynından çıkan iş tam veya yarı ölçüsünde çizilmiştir. Standart parça ve araç gereçlerin bilgi kaynağının yarı ölçü veya tam ölçüde üç boyutlu olarak basit yükleniş boyutlarıyla bir bilgiye sahip olunması istenen bir durumdur.

Gelecek sayfalarda, bazı genel kullanılan parçalar gösterilecektir. (Şekil 2.84'den 2.91' e kadar)



Şekil 2.84: Topuk fren pedali/Ana silindir Scott Model 1248 - H (B-711)

Technical drawing of a mechanical part, showing a top view and a side view. The top view is a trapezoid with a central vertical line and a horizontal line. The side view is a trapezoid with a central vertical line and a horizontal line. A dimension line at the bottom indicates a width of 5.25.

THIS ARM MAY BE SHORTENED
IF NECESSARY FOR CLEARANCE
AND TO REDUCE LEVERAGE ON
MASTER CYLINDER

6.00

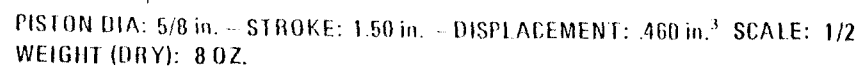
.191 D A.

.312
DIA.

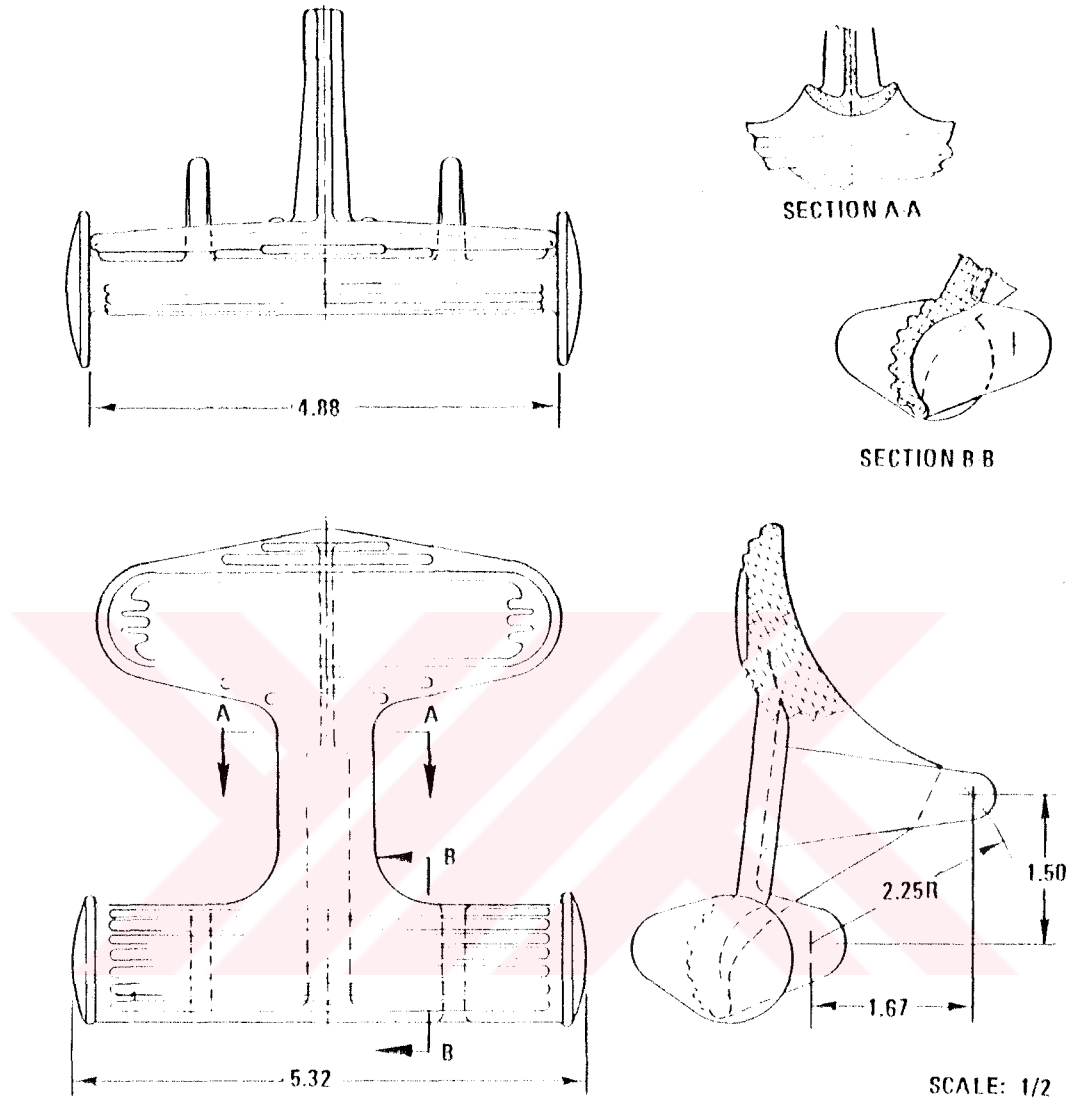
3.56

1.69

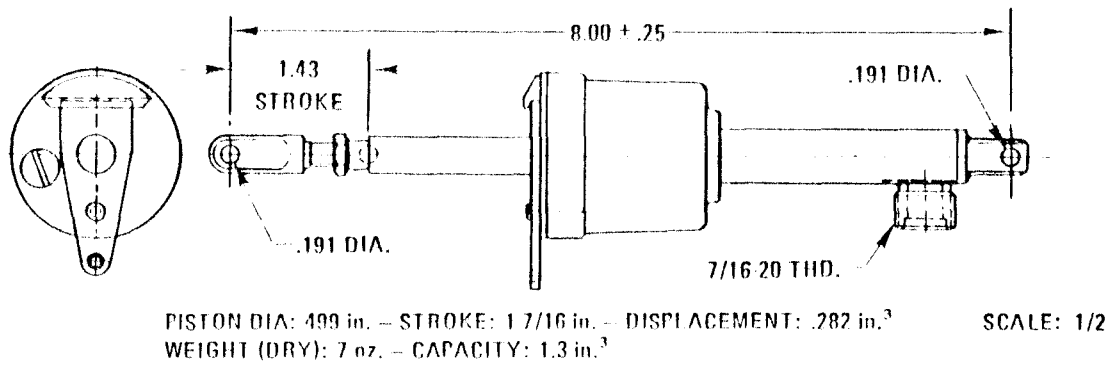
Şekil 2.85: Dömen pedali / Ayakucu freni Gerdes Model A-1260



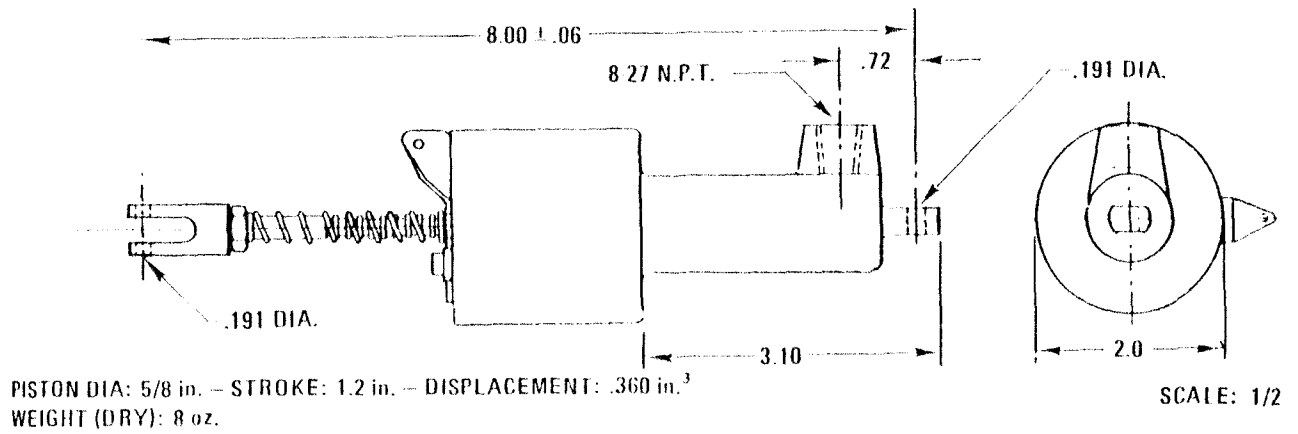
155



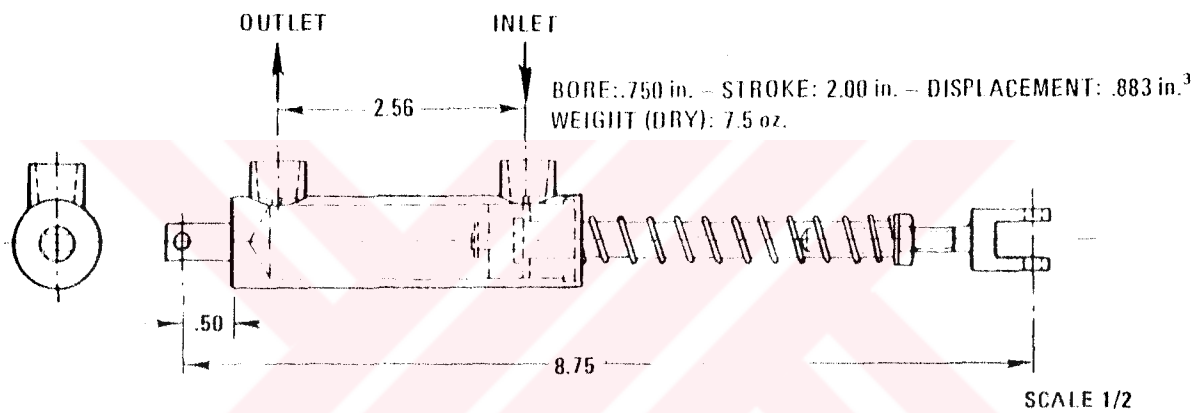
Şekil 2.87: Dişli pedal / ayakcuğu freni Scott Model 4058-2



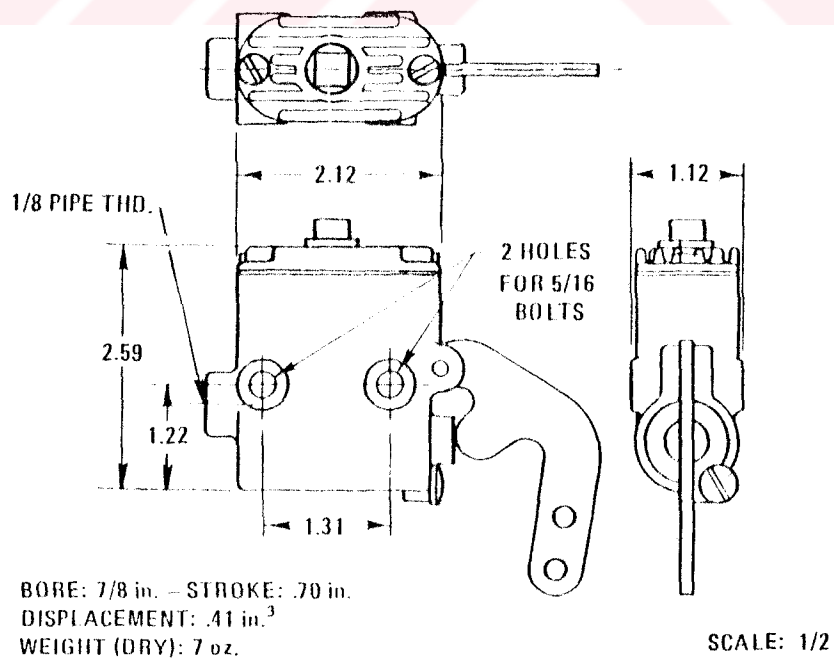
Şekil 2.88: Ana silindir - Scott model 4408C



Şekil 2.89: Ana silindir - Gerdes A-049-4P



Şekil 2.90: Ana silindir - Cleveland model 10-24



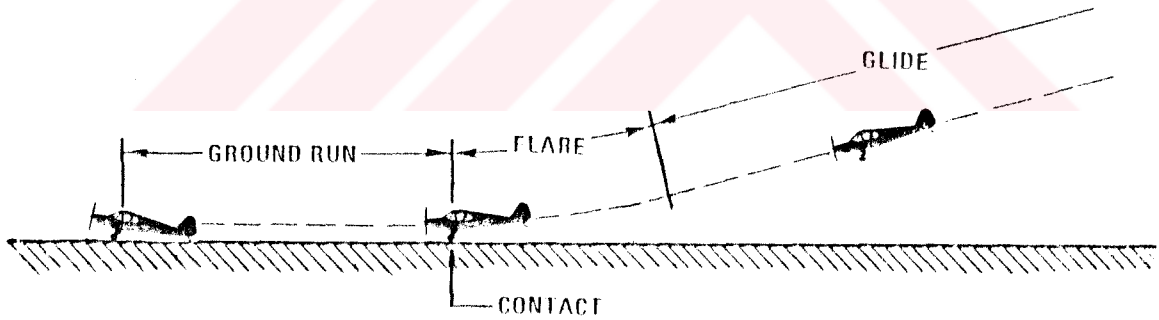
Şekil 2.91: Ana silindir - Hurst/Airheart model 03-8523

2.7 YÜKLER VE ETKİLERİ

Ana iniş takımının en temel görevi, iniş çarması sırasında oluşan bir yükleme için enerji yutmayı (absorbsiyon) sağlamaktır. İkinci görevi ise bir arazide, düzensiz yerlerde manevra ve düz gitme sırasında bir elastik suspansiyon sağlamaktır. Birinci gerekliliği başarması için dizaynlanan bir iniş takımı hemen hemen her zaman ikinci gerekliliği karşılar.

Burun iniş takımı, ana tekerlek frenleri uygulandığı ve uçak burun aşağı doğru hedeflendiği zamanki burunu etkileyen iniş sonrası durumlar için dizayn edilir. Bu dinamik frenleme durumu olan “nose-slam” hareketi en yüksek yüklemeyi oluşturur.

Şekil 2.92’ de gösterilen bir ideal iniş rotasındaki uçak temas noktasında yere teğet olur.



Şekil 2.92: Tam iniş yörüngesi

İniş takımlarının dizaynında parçaların boyutlandırılması için önce bunlara gelen yüklerin belirlenmesi gerekir. Fakat bu yüklerin minimum ve maksimum değerlerinin neler olması gerektiği FAR 23 nizamnamelerinde belirlenmiştir. Ohalde öncelikle FAR 23 nizamnamelerini inceleyelim.

2.7.1 FAR 23' te Yer Yükleri

23.471 Genel

Bu alt bölümde tanımlanmış olan yer yükleri, uçak yapısına etkiyen dış yükler ve atalet yükleri olarak düşünülür. Herbir tanımlanmış yer koşulu için dış tepkiler denklemde, lineer ve açısal atalet kuvvetleri olarak vede rasyonel veya konservatif (korunumlu) olarak yerleştirilmelidir.

23.473 Yer tepki yükleri ve kabuller.

(a) Bu alt bölümde yer yük gerekleri aşağıda belirtilen durumlar hariç dizayn maksimum ağırlığına uygunluk göstermelidir. Hariç durumlar ise 23.479, 23.481 ve 23.483 te bu bölümün b ve c paragraflarında kabul edilen dizayn iniş ağırlığına (iniş koşullarında ve maksimum alçalma hızında en yüksek ağırlıktır) uygunluk göstermelidir.

b) Dizayn iniş ağırlığı ancak şu kadar küçük olabilir:

- (1) Eğer minimum yakıt kapasitesi maksimum daimi güçte enaz 1.5 saat çalışmaya yeterli ise ve buna ilaveten dizayn maksimum ağırlığı ile dizayn iniş ağırlığı arasındaki ağırlığa sahip yakıt kapasitesi mevcut ise maksimum ağırlığın %95 kadar küçük olabilir; veya
- (2) dizayn maksimum ağırlığından toplam yakıt kapasitesinin %25 inin çıkarılması sonucu.

(c) Çok motorlu uçaklarda dizayn iniş ağırlığı eğer aşağıdaki şu şartları sağlıyor ise bu bölümün (b) paragrafında kabul edilmiş olan ağırlıktan daha düşük olabilir;

- (1) uçak 23.67 (a) veya (b) deki tek motor arızalı tırmanma gereklerini karşılıyor ise; ve

(2) 23.1001 deki yakıt atma sisteminin uygunluğu gösterilir ise.

(d) Bu alt bölümde yer yük koşulları için tanımlanmış olan uçağın ağırlık merkezindeki seçilmiş olan limit dikey atalet yük faktörü, alçalma hızının $4.4(W/S)^{1/4}$ değerine eşit olduğu fakat bu hızın 10 ft/sn den fazla ve 7 ft/sn den düşük olmadığı bir hızdaki yük faktöründen daha az olmaması gerekir.

(e) Uçak ağırlığının 2/3 ünü geçmeyen kanat taşımasının iniş çarpması boyunca mevcut olduğu ve ağırlık merkezinde etkidiği kabul edilebilir. Yer tepki yük faktörü atalet yük faktöründen yukarda kabul edilen kanat taşıması yük faktörünün çıkarılması ile elde edilen değer olarak kabul edilebilir.

(f) Enerji absorbe testleri (gerekli limit alçalma hızlarına karşılık gelen limit yük faktörlerini tesbit etmek için) 23.723(a) ya göre yapılmalıdır.

(g) dizayn amacı için atalet yük faktörü 2.67 den ve limit yer tepkisi yük faktöründe 2.0 daha az olamaz, şu şartlari; ancak bu servis sırasında beklenen bir pürüzlülüğe sahip arazi üzerinde kalkış hızına kadar olan hızlardaki taksi hızlarında bu düşük değerler aşlamayacağı sürece.

23.477 İniş takımı düzenlemesi.

23.479 ile 23.483 arası bölümler veya Ek C deki koşullar, geleneksel olarak ana-burun veya ana-kuyruk tekerlekli iniş takımlarına sahip uçaklar için uygulanır.

23.479 Seviye iniş koşulları.

(a) Seviye inişi için uçağın aşağıdaki pozisyonlarda durduğu kabul edilecektir.

(1) Kuyruk tekerlekli uçaklar için normal seviye uçuşu pozisyonundadır.

(2) Burun tekerlekli uçaklar için pozisyonlar şöyledir.

(i) Burun ve ana tekerlekler yere aynı anda temas eder; ve

(ii) Ana tekerler yere temas eder ve burun tekeri ile yer arasında küçük bir mesafe vardır.

Bu bölümün (a) (2) (i) paragrafında kullanılan pozisyon, gerekli olduğu takdirde bu bölümün (a) (2) (ii) paragrafındaki analizde kullanılabilir.

(b) İniş koşulları incelenip araştırıldığında, lastik ve tekerlekleri iniş hızına kadar hızlandırmak için gerekli kuvvetleri gösteren (temsil eden) sürüklenme bileşenleri, (kanat taşımalarının ve lastik kayması sürtünme katsayısının 0.8 olduğu farzedilerek) bunlara karşılık gelen ani dikey yer tepkileri ile uygun olarak birleştirilmelidir. Bununla beraber sürüklenme kuvvetleri, maksimum dikey yer tepki kuvvetlerinin (kanat taşımaları ihmal edilerek) %25 inden daha küçük olamayacağı durumu çok kuvvetlidir.

(c) İniş koşulları için tekerlek spin-up yüklerinin hesaplanmasında, Ek D deki oluşturulmuş olan metod veya Ek C deki keyfi sürüklenme bileşenleri kullanılmalıdır. Bununla beraber, eğer Ek D kullanılacak ise minimum sürüklenme bileşeni için %25 değeri kullanılmalıdır.

(d) Kanat ucu tanklarının veya büyük askı kütlelerin (turboprop veya jet uçaklarda olduğu gibi) kanat tarafından taşındığı (desteklendiği) uçaklar için kanat ucu tankları ve yapının desteklemiş olduğu tanklar veya asılmış kütleler, bu bölümdeki (a) (1) veya (a) (2) (ii) paragraflarının herbirindeki seviye iniş koşullarındaki dinamik response (dinamik karşılık) etkilerine göre dizayn edilmelidir. Dinamik response etkilerinin geliştirilmesinde, uçak taşımaları uçak ağırlığına eşit olarak kabul edilebilir.

23.481 Kuyruk aşşağı iniş koşulları.

(a) Kuyruk aşşağı iniş için, uçağın aşşağıdaki pozisyonlarda (duruşlarda) olduğu kabul edilir:

- (1) Kuyruk tekerlekli uçaklar için, ana tekerleklerle kuyruk tekerleğinin aynı anda yere temas etmesi duruşu.
- (2) Burun tekerlekli uçaklar için, stoll duruşu veya uçağın herbir parçası için yer aralığını temin edilen maksimum açının hangisi daha küçük ise o açının duruşu alınır.

(b) Burun veya kuyruk iniş takımlı uçaklarda, maksimum dikey yük elde edilmeden önceki hızlarda, tekerleklerin maksimum yer tepkilerinin dikey olduğu kabul edilir.

23.483 Bir tekerlek üzerine iniş koşulları.

Bu iniş koşulu için, uçağın seviye duruşunda ve yere ana tekerleklerden sadece bir taraftaki ile temas ettiği kabul edilir. Bu duruşta, yer tepkileri 23.479 da elde edilen tepkiye eşit olmalıdır.

23.485 Yan yük koşulları.

(a) Yan yük koşulu için uçağın seviye duruşunda ve yalnızca ana tekerleklerinin yere temas ettiği vede şok absorbe edicilerin ve lastiklerin kendi statik pozisyonlarında olduğu kabul edilir.

(b) Limit dikey yük faktörü 1.33 olarak alınmalıdır ve dikey yük tepkisi ana tekerleklerle eşit olarak bölünmelidir.

(c) yan yük faktörü 0.83 olmalıdır ve yan tepkiler ise ana tekerlekler arasında şu şekilde bölünür:

- (1) 0.5W kadarı içe doğru (uçağa doğru) etkir; ve

(2) 0.33W kadarıda diğer taraftan dışa doğru etkir.

23.493 Frenlenmiş haldeki yuvarlanma koşulları.

Bu koşullarda, şok absorbe ediciler ve lastikler kendi statik pozisyonlarındadır ve aşağıdakiler uygulanır:

(a) Limit dikey yük faktörü 1.33 olmalıdır.

(b) Duruş ve yer temasları 23.479 daki belirtilen seviye inişi durumunda tanımlandığı gibidir.

(c) Ana tekerleklerdeki sürüklenme tepkisi fren bulunan her bir tekerlek için yer temas noktasında dikey tepkinin 0.8 ile çarpılması ile elde edilen tepki olarak alınmalıdır ancak limit fren torku baz alınarak elde edilen maksimum değeri geçmemelidir.

23.499 Burun tekerlekleri için ilave koşullar.

Burun tekerlekleri üzerindeki yer tepkilerinin ve etkilenen yapılardaki tepkilerin hesaplanmasında ve şok absorbe edicilerin ve lastiklerin kendi statik pozisyonlarında olduğu kabulü ile aşağıdaki koşulların karşılanması gerekir:

(a) Arkaya doğru olan yükler için, teker milindeki limit kuvvet bileşenleri şöyle olmalıdır:

(1) Dikey bileşen, tekerlekteki statik yükün 2.25 katı olmalıdır; ve

(2) Sürüklenme bileşeni dikey yükün 0.8 katıdır.

(b) Öne doğru olan yükler için tekerlek milindeki limit kuvvet bileşenleri şöyle olmalıdır:

(1) Dikey bileşen, tekerlekteki statik yükün 2.25 katı olmalıdır; ve

(2) Öne doğru olan bileşen dikey yükün 0.4 katıdır.

(c) Yan yükler için yer temasındaki limit kuvvet bileşenleri şöyle olmalıdır:

(1) Dikey bileşen, tekerlekteki statik yükün 2.25 katı olmalıdır; ve

(2) Yan bileşen dikey yükün 0.4 katıdır.

23.507 Krikolama (Jacking) yükleri.

(a) Üç nokta duruşunda iniş takımları jack (kriko) noktaları için ve seviye duruşundaki birincil uçuş yapıları jack noktaları için dizayn maksimum ağırlığında aşağıdaki yük faktörleri için uçağın jack noktalarındaki destek yapılarında oluşacak olan yüklere göre dizayn edilmelidir:

(1) Dikey yük faktörü statik tepkilerin 1.35 katı olarak alınır.

(2) Ön, arka, ve yanal yük faktörleri dikey statik tepkilerinin 0.4 katıdır.

(b) Jack noktalarındaki yatay yükler öyle tepki ettirilmelidir ki jack noktalarındaki bileşke yükün yönünde bir değişme olmayacak şekilde atalet kuvvetleri etki etmelidir.

(c) Yatay yükler bütün kombinasyonlarda dikey yük ile beraber düşünülmelidir.

23.509 Çekme yükleri.

Bu bölümdeki çekme yükleri çekme adaptörlerine ve onların yakınında bağlantı yapılarına uygulanmalıdır.

(a) Bu bölümün (d) paragrafında belirtilmiş olan çekme yüklerinin herbiri ayrı olarak düşünülmelidir. Bu yükler çekme adaptörlerine uygulanmalı ve yere paralel olarak alınmalıdır. Bunlara ilave olarak;

(1) Dikey yük faktörü 1.0 değerine eşit olarak ve uçağın ağırlık merkezine etki ettiği düşünülmelidir; ve

(2) Şok kırışları ve lastikleri kendi statik pozisyonlarında olmalıdır.

(b) Çekme noktalarının iniş takımının üzerinde değilde uçağın simetri eksenini civarında olduğu uçaklarda sürükleme ve yan çekme yükü bileşenleri yardımcı iniş takımı uygulamasına göre belirlenmiştir. Çekme noktalarının ana tekerleklerden dışarı doğru olarak alındığı sürükleme ve yan çekme yükü bileşenleri ana iniş takımı uygulamasına göre belirlenmiştir. Swivelin belirlenmiş olan açısına ulaşamadığı durumlarda elde edilebilen maksimum açı kullanılmalıdır.

(c) bu bölümün (d) paragrafında tanımlanmış olan çekme yükleri şu şekilde tepki vermelidir:

(1) ana iniş takımındaki çekme yükünün yan bileşeni, yükün uygulandığı tekerleğin statik yer hattında etkiyen yan kuvvet olarak etkilettirilmelidir.

(2) yardımcı iniş takımındaki çekme yükleri ve bu yükün ana iniş takımındaki sürükleme bileşeni şu şekilde tepkimelidir:

(i) dikey tepkiye eşit olan maksimum tepki değeri yükün uygulandığı tekerleğin miline etki ettirilmelidir. Dengeyi temin etmek için yeterli uçak ataleti uygulanmalıdır.

(ii) yükler uçak ataleti tarafından tepki kuvveti ile karşılanmalıdır.

(d) Daha önce tanımlanmış olan çekme yükleri aşağıdaki gibidir. Burdaki W dizayn maksimum ağırlığıdır.

Tablo 2.19: Çekme yükleri.

<i>Çekme noktası</i>	<i>Pozisyon</i>	<i>Büyüklik</i>	<i>Yük</i>	<i>Yön</i>
Ana iniş takımı	-	0.0225W	1	Öne, sürüklenme eksenine paralel
		Ana iniş takımı ünitesi başına	2	Öne, sürüklenme eksenine 30° açılı
			3	arkaya, sürüklenme eksenine paralel
			4	Arkaya, sürüklenme eksenine 30° açılı
Yardımcı İniş takımı	Öne doğru meyilli	0.30 W	5	Öne
			6	Arkaya
	Arkaya doğru meyilli	0.30 W	7	Öne
			8	Arkaya
	Önden 45° meyilli	0.15 W	9	Öne, tekerlek düzleminde
			10	Arkaya, tekerlek düzleminde
	Arkadan 45° meyilli	0.15W	11	Öne, tekerlek düzleminde
			12	Arkaya, tekerlek düzleminde

BURUN TEKERLEKLİ KONFIGURASYON	KUYRUK TEKERLEKLİ KONFIGURASYON	BURUN TEKERLEKLİ KONFIGURASYON	KUYRUK TEKERLEKLİ KONFIGURASYON
#1 	#1A 	#7 	#7A
#2 	#2A 	#8 	#8A
#3 	#3A 	#9 	#9A
#4 	#4A 	#10 	#10A
#5 	#5A 	#11 	#11A
#6 	#6A 	#12 	#12A

Şekil 2.93: Çekme yükleri (bu yükler tablo 2.19' da gösterilen yüklere karşılık gelir).

Acil İniş Koşulları

23.561 Genel.

(a) Uçak tehlike anı iniş koşullarında hernekadar kendi hasar görse bile, öyle dizayn edilmelidirki, bu bölümde tanımlandığı gibi herbir kişi bu koşullarda korunabilmelidir.

(b) Küçük çarpma inişlerinden sonra uçaktaki herbir kişinin ciddi bir yaralanmadan her makul kurtulma şansı verecek şekilde yapı dizayn edilmelidir. Küçük çarpma inişleri olarak:

- (1) dizaynda koltuk ve omuz kemerlerinin uygun kullanımı temin edilmeli; ve
- (2) uçaktaki kişiler için tecrübe yoluyla belirlenmiş nihai atalet kuvvetleri aşağıdaki tabloda gösterilmiştir.

Tablo 2.20: Nihai atalet kuvvetleri

	<i>Normal ve utility kategorileri</i>	<i>Akrobasi kategorisi</i>
Yukarı doğru	3.0 g	4.5 g
Öne doğru	9.0 g	9.0 g
Yana doğru	1.5 g	1.5 g

(c) şu gibi iniş durumlarında geri çekilebilir iniş takımlarına sahip uçaklar her yolcuyla koruyacak şekilde dizayn edilmelidir:

- (1) Tekerlekler çekilmiş halde;
- (2) Orta alçalma hızlarında; ve
- (3) Daha fazla rasyonel (gerçekçi) analizlerin olmadığını kabul ederek-

(i) aşağı doğru nihai atalet kuvvetinin 3g; ve

(ii) yerde iken sürtünme katsayısının 0.5 alınacaktır.

(d) Eğer makul bir ihtimalde ters dönme ihtimali var ise her bir kişi bu ters dönme işleminde korunacak şekilde yapı dizayn edilmelidir. Dizaynda daha gerçekçi analizler olmadığı takdirde-

(1) yukarı doğru olan nihai atalet kuvveti 3g; ve

(2) yerdeki sürtünme katsayısı da 0.5 alınacaktır.

(e) 23.787 deki verilmiş olanlar hariç olarak, destek yapılar, paragraf (b) (2) de belirtilmiş olan yükler altında küçük bir çarpmaya sonucu gevşeyebilen ve yolcuyla zarar verebilecek olan kütleleri tutabilecek şekilde dizayn edilmelidir.

23.723 Şok absorbe etme testleri.

(a) Kalkış ve iniş ağırlıkları için 23.473 e uygun olarak dizayn için seçilmiş limit yük faktörlerinin aşılmayacağı gösterilmelidir. Bu gösterim enerji absorbe testleriyle olmalıdır ancak daha önceki tasdik edilmiş kalkış ve iniş ağırlıklarındaki artışın analizi için iniş takımlarında benzer enerji absorpsiyon karakteristikleri kullanılabilir.

(b) Alçalma hızının 1.2 katı daha fazla hızda alçalma ile ve kanat taşımasının uçak ağırlığına eşit olarak alındığı kabulü ile yapılan yedek enerji absorpsiyon kapasitesinin testi sırasında iniş takımı göçmeyecek fakat akma özelliği gösterebilecektir.

23.725 Limit düşme testleri.

(a) Eğer 23.723 serbest düşme testleri ile sağlandığında, bu testler tüm uçak için veya tekerlek, lastik, ve şok absorbe ediciyi kendi uygun ilişkilerinde tutacak şekildeki içeren üniteler için bu testler aşağıdaki formülle hesaplanan yükseklikten daha az olmayan yükseklik için yapılmalıdır:

$$h = 3.6 (W/S)^{1/2} \quad (2.22)$$

Bununla beraber, serbest düşme yüksekliği 9.2 inçten daha küçük ve 18.7 inç ten daha büyük olmasına gerek yoktur (önemle tavsiye edilir).

(b) Eğer kanat taşıma etkisi serbest düşme testleri sırasında mevcut ise, iniş takımları aşağıdaki efektif ağırlığı eşit bir ağırlıkta düşürülmelidir:

$$W_e = W \left[\frac{h + (1 - L) d}{h + d} \right] \quad (2.23)$$

Burada

We= düşme testinde kullanılacak olan efektif ağırlık (lbs);

h= belirlenmiş olan serbest düşme yüksekliği (inch);

d= lastiğin çarpma sırasındaki esnemesi ve buna ilaveten tekerlek milinin düşme kütesine nisbeten dikey olarak yerdeğiştirme miktarı (inch);

W= ana iniş takımları için W_M olup (lbs), uçak seviye duruşunda iken bu ünite üzerindeki statik ağırlığa eşittir (burun tekerlekli uçaklarda burun tekerleği yere değmemiş bir haldedir);

W= kuyruk tekerlekli uçaklarda W_T olup (lbs), uçağın kuyruk aşağı inişi pozisyonunda kuyruk ünitesine gelen statik yüke eşittir;

W= Burun üniteleri için W_N olup (lbs), uçak kütesinin ağırlık merkezinde aşağı doğru 1.0 g ve öne doğru 0.33 g ivme uygulandığında burun ünitesinde oluşan statik tepkinin dikey bileşenidir; ve

L= kanat taşımasının uçak ağırlığına oranı olup, 0.667 den daha büyük olamaz.

(c) Düşme testi sırasında iniş koşullarını temsil eden iniş takımı ünitesi pozisyonunu ve sürüklenme yüklerini kullanarak, limit atalet yük faktörü rasyonel ve konservatif bir tarzda hesaplanmalıdır.

(d) Bu bölümün (b) paragrafındaki W_e nin hesaplanmasında kullanılan d nin değeri, düşme testinden elde edilen d nin gerçek değerinden daha büyük olmayabilir (olmasın).

(e) Bu bölümün (b) paragrafındaki düşme testinden elde edilmesi gereken limit atalet yük faktörü aşağıdaki formülde verilmiştir:

$$n = n_j(W_e/W) + L \quad (2.24)$$

Burada-

n_j = düşme testinden elde edilmiş yük faktörüne (yani, düşme testinde (dv/dt) ivmesinin g cinsinden kaydedilmiş değeri) 1 ilave edilmesiyle elde edilir; ve

W_e, W ve L düşme test hesaplamalarındaki aynısıdır.

(f) (e) paragrafına göre tesbit edilmiş olan n nin değeri 23.473 te ki iniş koşullarında kullanılan limit atalet yük faktörü değerinden daha fazla olmamalıdır.

23.726 Yer yükü dinamik testleri.

(a) 23.479 ile 23.483 arasındaki yer yükü gereklerine uygunluk dinamik olarak düşme testleri ile sağlandığı takdirde bir düşme testide 23.725 gereklerini de karşılayan test yapılmalıdır yalnız düşme yüksekliği şu şekilde alınacaktır:

(1) 23.725(a) da tanımlanmış olan düşme yüksekliğinin 2.25 katı;
veya

(2) limit yük faktörünü 1.5 kat yapmaya yetecek yükseklik.

(b) 23.479 ile 23.483 arasında tanımlanmış olan dizayn koşullarının herbiri için kritik iniş koşulları mukavemet açısından emniyet hesaplarında kullanılmalıdır.

23.727 Yedek enerji absorbe testleri.

(a) 23.723 (b) deki yedek enerji absorbe gereğinin serbest düşme testleri ile karşılanıldığı takdirde düşme yüksekliği 23.725 te belirlenmiş olan yüksekliğin 1.44 katından daha düşük olamaz.

(b) Eğer kanat taşıması mevcut ise üniteler efektif kütle olan

$$W_e = W \left(\frac{h}{h+d} \right) \quad (2.25)$$

ye eşit olan bir kütle ile düşürülmelidir. Burdaki semboller ve diğer ayrıntılar 23.725 teki gibidir.

23.729 İniş takımının açma ve geri çekme sistemi.

(a) Genel. Geri çekilebilir iniş takımına sahip uçaklar için aşağıdakiler uygulanır:

- (1) Herbir iniş takımı geriçekme mekanizması ve onun destek yapısı iniş takımının çekilmiş halinde maksimum uçuş yük faktörlerine göre dizayn edilmelidir ve geri çekme sırasında 1.6Vs1 e kadar olan hava hızlarında ve flaplar açılmış halde iken sürtünme kombinasyonuna, atalet, fren torku ve hava yüklerine göre ve 23.345 te flaplar uzatılmış halde belirlenmiş olan yük faktörlerine kadar olan yük faktörlerine göre dizayn edilmelidir.
- (2) İniş takımları ve geriçekme mekanizmaları (tekerlek yuvası kapılarında içerir), flaplar geriçekilmiş halde en az 1.6Vs1 e kadar olan hızlarda iniş takımları açılmış haldeki 23.351 de belirlenmiş olan sapma (yawing) koşullarının sonucunda oluşan yükleride içeren uçuş yüklerine dayanmalıdır.

(b) İniş takımı kilidi. İniş takımının açılmasını önlemek için pozitif tertibatlar olmalıdır (hidrolik basınç kullanımından farklı olarak).

(c) Tehlike anı operasyonu. Gerçekleşebilir iniş takımlarına sahip fakat elle açma tertibatı olmayan kara uçakları için şu durumlar için iniş takımlarını açma tertibatlarının olması gerekir. Bu durumlar şunlardır:

- (1) Normal iniş takımı operasyonu sisteminde makul bir muhtemel arızada; veya
- (2) Normal iniş takımı operasyonu sisteminin çalışmasını önleyecek olan güç kaynağındaki makul bir muhtemel arızada.

(d) Operasyon testi. Gerçekleşme mekanizmasının uygun fonksiyonlandırılması operasyon testleri ile gösterilmelidir.

(e) Pozisyon göstergesi. Eğer gerçekleşebilir iniş takımı kullanılıyor ise iniş takımı pozisyon göstergesi olmalıdır (göstergesi çalıştırmak için gerekli olan düğmeler de olduğu gibi) veya pilota iniş takımının emniyetli bir şekilde açılmış (veya gerçekleşmiş) pozisyonda olduğunu haber veren başka tertibatlar olmalıdır. Eğer switchler (düğmeler) kullanılırsa, bunlar öyle yerleştirilmeli ve iniş takımı mekanik sistemine öyle bağlanmalıdır ki, iniş takımı tamamen açılmadığı halde “açıldı ve kilitlendi” mesajını veya iniş takımı tümüyle çekilmediği halde “çekildi ve kilitlendi” mesajını yanlış olarak vermesin. Bu switchler hakiki iniş takımı kilitleme mandalı veya tertibatı tarafından çalıştırıldığı yere yerleştirilebilirler.

(f) İniş takımı uyarısı. Kara uçakları için aşağıdaki sesli ve buna eşdeğer etkin bir iniş takımı uyarı tertibatları sağlanmalıdır:

- (1) Eğer iniş takımı tümüyle açılmadan ve kilitlenmeden bir veya daha fazla gaz valfi (throttle) kapanırsa, devamlı olarak çalışarak uyarı veren bir alet. Gaz kesme sesli aletin yanındaki yerde kullanılmamalıdır. Bu paragrafta tanımlanmış olan uyarı aletinin elle kapama düzeneği varsa, uyarı sistemi öyle dizayn edilmelidir ki, bir veya daha fazla gaz valfi kapandıktan sonra uyarının susmasından sonra, diğer gaz valflerinin geç kalması

veya normal iniş yaklaşması pozisyonunun geçilmesi halinde uyarı aleti tekrar çalışacaktır.

- (2) Eğer iniş takımları tamamen açılmadığı ve kilitlenmediği halde normal iniş prosedürünü kullanarak, kanat flaplarının açılması veya yaklaşma flap pozisyonundan daha fazla açılması uyarı aleti devamlı olarak çalışır. Bu uyarı aletinin elle kapama düzeneğinin olmaması gerekir. Flap pozisyonu algılama ünitesi herhangi uygun bir yere yerleştirilebilir. Bu aletin sisteminde bu bölümün alt paragraf (f) (1) de gerekli olan aletlerin sistemleride kullanılabilir (sesli uyarı aletide dahil).

23.731 Tekerlekler.

(a) Herbir ana ve burun tekerleği tasdik edilmiş olmalıdır.

(b) Herbir tekerleğin maksimum statik yük derecelemesi şu durumlardaki karşılık gelen statik yer tepkisinden küçük olmamalıdır:

- (1) dizayn maksimum ağırlığı; ve
- (2) kritik ağırlık merkezi.

(c) Herbir tekerleğin maksimum limit yük derecelemesi bu bölümün uygulanabilir yer yükü gerekleri altında tesbit edilmiş olan maksimum radyal limit yüke eşit veya daha fazla olmalıdır.

23.733 Lastikler.

(a) Her bir iniş takımı tekerleği, lastik derecelemesi (Lastik ve Cant Kuruluşu veya Yönetimi tarafından belirlenir) şu aşağıdakiler tarafından geçilmeyecek olan lastiklere sahip olmalıdır-

- (1) herbir ana tekerlekte dizayn maksimum ağırlığında ve kritik ağırlık merkezi durumunda yer tepkisine eşit yük tarafından geçilmeyecektir; ve

- (1) herbir ana tekerlekte dizayn maksimum ağırlığında ve kritik ağırlık merkezi durumunda yer tepkisine eşit yük tarafından geçilmeyecektir; ve
- (2) burun tekerleğinde lastiklerinde ise (bu gibi lastikler için oluşturulmuş dinamik derecelemeyle kıyaslanır) uçak ağırlığının en kritik ağırlık merkezinde yoğunlaştığı ve aşağıya doğru $1W$ ve öne doğru $0.31W$ lik (burada W dizayn maksimum ağırlığıdır) kuvvet uyguladığı ve burun ve ana tekerleklerde tepkiler statik kurallarına göre dağıtıldığı ve yerdeki sürüklenme tepkilerinin yalnızca frenlere sahip olan tekerleklerle uygulandığı varsayılarak elde edilen yük tarafından geçilmeyecektir.

(b) Eğer özel olarak inşa edilmiş lastikler kullanılacak ise tekerlekler doğru ve aşık bir surette etkilere karşı markalanmalıdır. Markalama yapımı, boyut, katman sayısı ve uygun lastiğin tanımlama markalamalarının da içermelidir.

(c) Gerçekleştirilebilir iniş takımlarına yerleştirilmiş olan her bir lastik servisi sırasında umulan maksimum boyutunda etrafındaki yapı ve sistemler ile belirli bir aralığa sahip olmalıdır ve lastik ile yapı ve sistemlerin birbirlerine teması önlenmelidir.

23.735 Frenler.

(a) Frenler, her bir tekerlek fren montesinin kinetik enerji kapasitesi sınıflandırması aşağıdaki metodlarla belirlenmiş olan kinetik enerji absorbe gereklerine nispeten daha az olmamalıdır:

- (1) Fren kinetik enerji absorbe gerekleri, dizayn iniş ağırlığında iniş sırasında beklenen olaylar silsilesinin konservatif ve rasyonel bir tarzda baz olarak alınmasıyla elde edilmelidir.
- (2) Rasyonel analiz yerine her bir tekerlek fren montesinin kinetik enerji absorbe gerekleri şu formülde türetilir:

$$KE= 0.0443WV^2/N \quad (2.26)$$

burada:

KE= Tekerlek başına kinetik enerji (ft-lb);

W= Dizayn iniş ağırlığı (lb)

V= Knot cinsinden uçak hızı. V Vso (deniz seviyesinde dizayn iniş ağırlığında ve iniş konfigrasyonunda güç kesik stoll hızı); ve

N= Frene sahip ana tekerlek sayısı.

*Not: herhangi bir irtifada inişte stoll hızı / $\sqrt{\sigma}$ oranında artacaktır.

Burada σ yoğunluk oranıdır.

(b) Frenler tekerleklerin, kritik motordaki kalkış gücünde pist üzerinde dönmesini önleyebilmelidir, fakat tekerlekler kilitli halde iken uçağın hareketini önlemek zorunda değildir.

Ek C

Tablo 2.21: Temel iniş koşulları.

<i>Koşul</i>		Burun tekerlekli tip		
		temas tepkili seviye inişi	burun tekeri mesafeli seviye inişi	kuyruk aşağı iniş
Referans bölüm		23.479(a)(2) (i)	23.479(a)(2)(ii)	23.481(a)(2) ve (b)
Ağ. Merk. Dikey bileşen		nW	nW	nW
Ağ. Merk. Ön ve arka bileşen		KnW	KnW	KnW
Ağ. Merk. Heriki tarafa doğru yanal bileşen		0	0	0
Şok absorbe edici uzaması (hidrolik şok absorbe edici)		Not (2)	Not (2)	Not (2)
Şok absorbe edici esnemesi (lastik ve yaylı şok absorbe edici)		%100	%100	%100
Lastik esnemesi		statik	statik	statik
Ana tekerlek yükleri (heriki tekerlek)	V r	(n-L)Wa'/d'	(n-L)W	(n-L)W
	Dr	KnWa'/d'	KnW	0
Burun tekeri yükleri	V r	(n-L)Wb'/d'	0	0
	Dr	KnWb'/d'	0	0
Notlar		(1)	(1),(3) ve (4)	(3) ve(4)

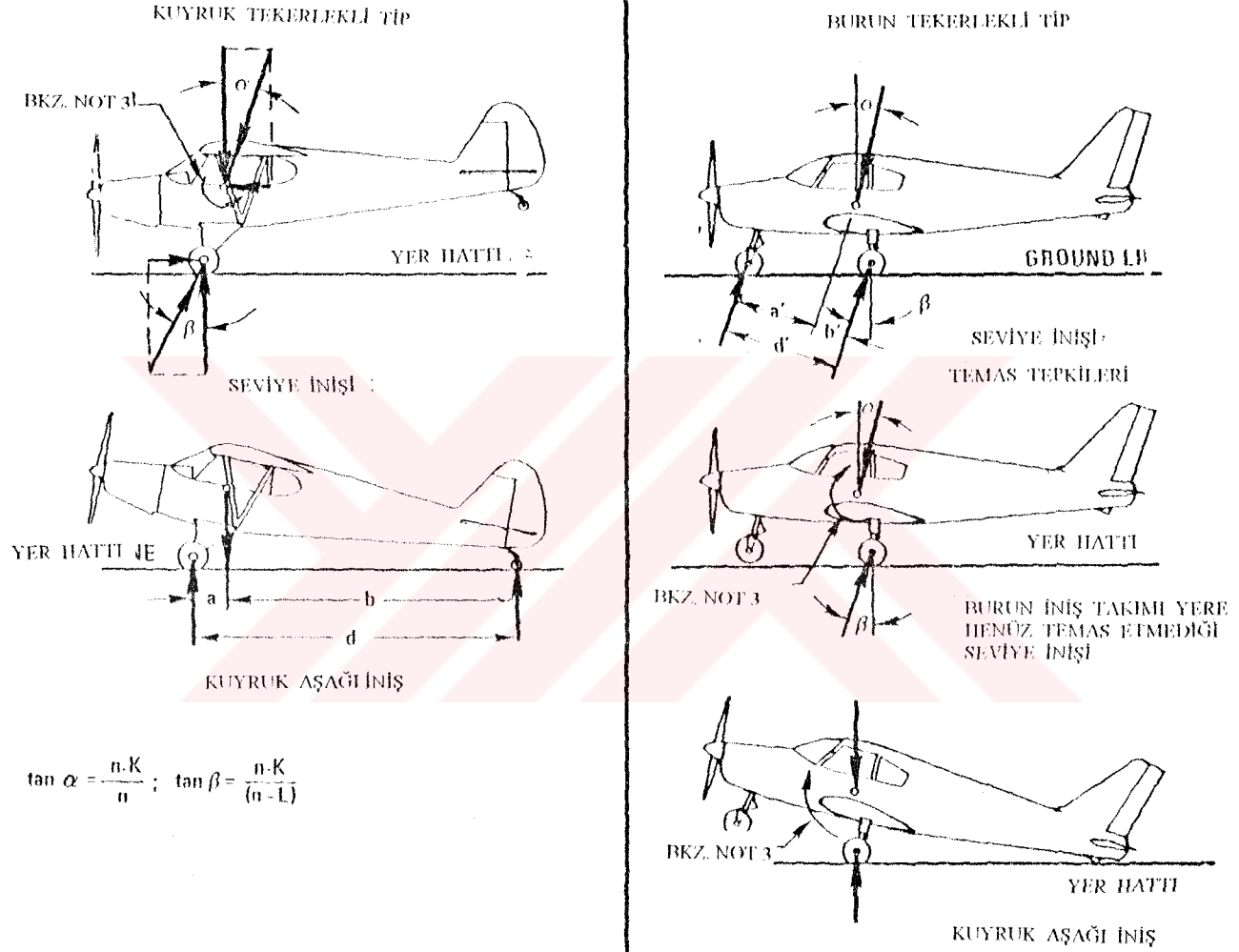
NOT (1). K değeri şöyle tesbit edilebilir: W=3000 lb veya daha küçük uçaklar için K= 0.25; W= 6000 lb veya daha büyük uçaklar için K= 0.33, ve bu aradaki aralıkta kalan uçaklar için K lineer olarak değişmektedir.

NOT (2). Dizayn amaçları için, aksi gösterilmediği takdirde, maksimum yükün şok absorbe edici strokunun %25 ila %100 esneme arasında iken oluştuğu kabul edilecek, ve yük faktörü iniş takımının herbir elemanı için en kritik olan şok absorbe esnemesindeki faktör olarak kullanılmalıdır.

NOT (3). Dengelenmemiş momentler rasyonel konservatif bir tarzda dengelenmelidir.

NOT (4). L = kanat taşımasının uçak ağırlığına oranı olup 0.667 den daha büyük olamaz.

NOT (5). n uçak ağırlık merkezindeki limit atalet yük faktörü olup 23.473(d),
(f) ve (g) den seçilir.



Şekil 2.94: FAR 23 - Temel iniş koşulları.

EK D - Tekerlek Spin - Up Yükleri.

D23.1 Tekerlek spin-up yükleri.

(a) İniş koşulları için tekerlek spin-up yükünün tesbit edilmesi için kullanılan aşağıdaki metod NACA T.N 863' ten alınmıştır. Bununla beraber dizayn için kullanılan sürükleme bileşeni 23.479 (b) da tanımlanmış olan sürükleme yükünden daha küçük olamaz.

$$F_{II\max} = \frac{1}{r_c} \sqrt{\frac{2I_w (V_{II} - V_c) n F_{v\max}}{t_z}} \quad (2.27)$$

burada:

$F_{II\max}$ = tekerlek üzerine etkiyen maksimum arkaya doğru olan yatay kuvvet (lb)

r_c = yere değme sırasında ve tavsiye edilen lastik basıncındaki etkin dönme yarıçapıdır ($n_j W_e$ deki statik yük altındaki dönme yarıçapına eşit olduğu kabul edilebilir) ve ft cinsindendir.

I_w = dönen montenin rotasyonel kütle atalet momentidir (slug-ft)

V_{II} = yere temas sırasındaki uçağın yere paralel olan lineer hızıdır (1.2 V_{so} olduğu kabul edilir) ve ft/sn cinsindendir.

V_c = Eğer öndönme kullanılıyorsa (lastiğe yere temas etmeden daha önce bir hız veriliyor ise) lastiğin çevresel hızıdır ve ft/sn cinsindendir (eğer öndönmenin kullanılması düşünülüyorsa bu pozitif yönde olmalıdır).

N = etkin sürünme katsayısıdır (0.80 kullanılabilir).

$F_{v\max}$ = tekerlek üzerindeki maximum dikey kuvvettir. (W_e ve n_j nin 23.725 te tanımlandıkları zaman pounds= $n_j W_e$);

t_z = yer teması ile tekerlek üzerine etkiyen dikey kuvvetin maksimumunun elde edildiği an arasındaki geçen zaman (saniye). Bununla beraber, yukarıdaki denklemden elde edilen F_{vmax} ın değeri $0.8F_{vmax}'$ ı geçtiği takdirde F_{IImax} hesabında son değer kullanılmalıdır.

(b) Bu denklem yük faktörünün en uç değere ulaşana kadar zaman ile lineer olarak değiştiği kabulü ile oluşturulmuştur ve bu kabul ile denklem r_c yarıçapında tekerlek çevre hızının uçak hızına eşit olduğu andaki sürüklenme kuvvetini tesbit eder. Çoğu şok absorbe edicilerde yük faktörü zaman ile lineer olarak değişmez. Bu yüzden bu değişimleri telafi etmek için korunumlu kabullerin yapılması gerekir. Çoğu iniş takımlarında tekerlek spin - up ı için gerekli süre, belirli alçalma ve öne doğru olan hızlar için maksimum dikey yük faktörünün oluşması için gerekli olan süreden daha küçük olacaktır. Çok büyük tekerlekler hariç, yer hızına eşit olan tekerlek çevre hızı maksimum dikey iniş takımı yükü elde edildiği zamanda elde edilemeyecektir. Bununla beraber yukarıda ifade edildiği gibi sürüklenme spin -up yükünün maksimum dikey yüklerin % 80 ininden daha büyük olmasına gerek yoktur.

Bu tip uçaklar için USAF gerekleri ise MIL-S-8552 ve MIL-T-6053 te sunulmuştur.

2.7.2 Yük Ve Boyut Hesapları

Bu bölümde bir önceki kısımda anlatılmış olan FAR 23 nizamnamelerinde verilmiş şartlar ile, yine daha önce hesaplanmış ve seçilmiş olan uçağa ait verilerin beraber kullanılarak, uçağımızın iniştakımlarına gelen kuvvetler, lastik ve şok absorbenin esneme boyu (strok) hesaplanacaktır. Iniştakımı parçalarının dizaynında bu aşama çok önemli bir yer tutar. Bu bölümde hesaplar tümüyle bir bilgisayar yazılımıyla yapılmıştır. İncelenecek olan bölümler FAR 23' teki konularla eşdeğerdir.



İNİŞTAKIMI YÜKLERİ ÖNDEGERLER.

W	: Uçak gross ağırlığı	W	=	2430	lb
W_f	: Yakıt ağırlığı	W_f	=	558	lb
n	: Yük katsayısı	n	=	3,5	
V_{SO}	: Stöl hızı	V_{SO}	=	118	km/h
a	: Burun tekerleği temas noktasının ağırlık merkezine olan yatay mesafesi	a	=	58,23	in
b	: Ana tekerlek temas noktasının ağırlık merkezine olan yatay mesafesi	b	=	10,28	in
d	: Teker açıklığı (ana teker-burun tekeri arası mesafe)	d	=	68,5	in
h_{cg}	: Ağırlık merkezi yüksekliği	h_{cg}	=	41,2	in
h_c	: Çekme noktası yüksekliği	h_c	=	7,0	in
α	: Burun tekerleği max. dönebilme açısı.	α	=	30	derece
n_z	: Yer tepkisi yük faktörü	n_z	=	3	
K_t	: Lastik verimi	K_t	=	0,45	
K_s	: Şok absorbe verimi	K_s	=	0,75	
K	: Yatay kuvvet katsayısı	K	=	0,25	
S	: Kanat alanı	S	=	106	sqft
L	: Taşıma/ağırlık oranı	L	=	0,67	sqft
g	: Yerçekimi ivmesi	g	=	32,2	ft/sn ²

seviye inişi - temas tepkileri (far 23 .479 (a) (2) i) ve ek A)

burada burun tekerleklerininde aynı zamanlama ile yere temas ettikleri kabul edilir.

W : Uçak ağırlığı.

$$W = 2430 \text{ lb}$$

n : Yük faktörü.

Kaynak : FAR 23. 479 (a) (2) (i) ve Ek C
den alınır.

$$n = 3,5$$

K : Yatay kuvvet katsayısı.

Kaynak : FAR 23 Ek C
den alınır.

$$K = 0,25$$

L : Taşıma / ağırlık oranı

FAR 23 te Maksimum 2/3
olarak alınır.

$$L = 0,67$$

a : Burun tekerleği temas noktasının ağırlık merkezine olan yatay
uzaklığı.

Bu değer uçak çiziminden ilk yaklaşım olarak okunur.

$$a = 58,23 \text{ in}$$

b : Ana tekerlek temas noktasının ağırlık merkezine olan yatay
uzaklığı.

Bu değer uçak çiziminden ilk yaklaşım olarak okunur.

$$b = 10,28 \text{ in}$$

d : Teker açıklığı (ana tekerlek-burun tekerleği arası mesafe)

Bu değer uçak çiziminden ilk yaklaşım olarak okunur.

$$d = 68,5 \text{ in}$$

Ağırlık merkezine gelen kuvvetler

Ağırlık merkezinde etkiyen dikey kuvvet

$$V-nW$$

$$V = 8505,0 \text{ lb}$$

Ağırlık merkezinde etkiyen yatay kuvvet

$$H=KnW$$

$$H = 2126,3 \text{ lb}$$

Yer tepkileri

yerdeki tepkinin dikey bileşeni

$$Vg=(n-L)W$$

$$Vg = 6885,0 \text{ lb}$$

yerdeki tepkinin yatay bileşeni

$$Hg=KnW$$

$$Hg = 2126,3 \text{ lb}$$

yerdeki bu bileşenlerin oluşturacağı bileşke kuvvetin doğrultusu

$$\tan b = Hg/Vg$$

$$\tan b = 0,3088235$$

$$b = 0,30 \text{ rad}$$

$$b = 17,2 \text{ der}$$

tekerleklerin ve ağırlık merkezinin yerlerini gösteren a, b ve d boylarının oluşan b eğimine göre alınması ile oluşacak olan a" b" d" boylarının belirlenmesi

$$a''=a*\cos(b)$$

$$a'' = 55,64 \text{ in}$$

$$b''=b*\cos(b)$$

$$b'' = 9,82 \text{ in}$$

$$d''=d*\cos(b)$$

$$d'' = 65,45 \text{ in}$$

ana tekerleklere gelen yükler (her bir tekerleğe ayrı)

ana tekerleğe gelen dik kuvvet

$$Vr/2 = (n-L)Wa''/(2d'')$$

$$Vr/2 = 2926,4 \text{ lb}$$

ana tekerleğe gelen yatay kuvvet

$$Dr/2 = KnWa''/(2d'')$$

$$Dr/2 = 903,7 \text{ lb}$$

burun tekerleğine gelen yükler

burun tekerleğine gelen dik kuvvet

$$V_f = (n-L)W_b''/d''$$

$$V_f = 1033,3 \quad \text{lb}$$

burun tekerleğine gelen yatay kuvvet

$$D_f = K_n W_b''/d''$$

$$D_f = 319,1 \quad \text{lb}$$

Wheel spin-up yükü (ref. FAR 23, ek D)

F_{Imax} : Spin - up yükü

$F_{\text{Imax}} = 1/r_e [2I_w(V_{\text{li}} - V_e) n F_{\text{vmax}} / l_2]^{1/2}$ formulu ile hesaplanır.

Kaynak: FAR 23 Appendix D, D23.1

I_w : Tekerlek atalet momenti

$I_w = (M_w * 0.6 R_w^2) + M_t (R_l^2 + 1.5 r^2)$ formülünden elde edilir.

Kaynak: Pazmany L.G.D. sayfa 34

Formüllerde kullanılacak olan diğer büyüklükler ise tekerlek standartlarından alınır.

	$O.D_{\text{max}}$	$O.D_{\text{min}}$	$W_w \text{ (lb)}$	$W_T \text{ (lb)}$	M_w	M_T	R_w
5.00-5(6kat)	14,2	13,65	4,02	6,1	0,0104	0,0158	2,5
6.00-6(6kat)	17,5	16,8	4,5	6,7	0,0117	0,0173	3

seçim yaptığımız lastiği nosunu tıklayınız.

2

seçilmiş olan lastik ve tekerlek boyutları

	$O.D_{\text{max}}$	$O.D_{\text{min}}$	$W_w \text{ (lb)}$	$W_T \text{ (lb)}$	M_w	M_T	R_w
6.00-6(6kat)	17,5	16,8	4,5	6,7	0,0117	0,0173	3

Burada W_w derken tekerleğe fren diskinin ağırlığında ilave edilmelidir.

Bu diskin ağırlığı ortalama 1.42 lb olarak alınabilir.

W_t bulunurken lastik ağırlığına ilaveten tüpün ağırlında ilave edilir.

Tüp ağırlığı verilmediği durumda 1.2 lb alınabilir.

Yukardaki sembollerin karşılıkları ise

$O.D_{\text{max}}$: Lastik dış çapı (maximum)

$O.D_{\text{min}}$: Lastik dış çapı (minimum)

W_w : Tekerlek ağırlığı

W_t : Lastik ağırlığı

M_w : Tekerlek kütlesi

M_t : Lastiğin kütlesi

R_w : Tekerlek yarıçapı

R_T : Lastik yarıçapı olup $O.D_{\text{max}}$ in yarısıdır.

$R_T =$	8,75	in
---------	------	----

$r = (R_T - R_w) / 2$ dir

$r =$	2,875	in
-------	-------	----

$R_l = (R_T + R_w) / 2$

$R_l =$	5,875	in
---------	-------	----

S : Kanat alanı

$S =$	106	ft ²
-------	-----	-----------------

L : Taşıma/ağırlık oranı

$$L = 0,67$$

w : Uçak ağırlığının ana tekerleklerle dağıtılmasıyla elde edilen yük

$$w = 1215 \text{ lb}$$

V_{so} : Stöl hızı

$$V_{so} = \begin{matrix} 118 & \text{km/h} \\ 107,54 & \text{ft/sn} \end{matrix}$$

n_s : Sürtünme katsayısı

Genelde 0.8 olarak alınabilir.

$$n_s = 0,8$$

Tekerlek ataleti

$$I_w = (M_w * 0.6R_w^2) + M_l(R_l^2 + 1.5r^2)$$

$$I = \begin{matrix} 0,8764 & \text{in.lb.sec}^2 \\ 0,0023 & \text{slug.ft} \end{matrix}$$

veya:

Şimdi F_{vmax} yükünü hesaplamak için:

Düşme testi uygulanırken:

$$W_e = W(h + (1-L)d)/(h + d)$$

burada:

$$h = 3.6(W/S)^{1/2}$$

$$h = 17,2 \text{ in}$$

Düşme testindeki toplam strok ise aslında test sırasında ölçülecek olan değerler olup, biz burada pazmany PL-2 uçağına yapılan teste göre bu toplam stroğu oranlayarak bulalım.

Yani pazmany şok absorbe edici için 2 inc fazla almış lastik esnemesini ise ihtiyat hesabında elde edilen lastik esnemesine eşit almış.

$$d = d_s + d_t$$

$$d = 12,4 \text{ in}$$

yine yukardaki formülde kullanılacak olan W uçak ağırlığının ana tekerleklerle dağıtılması ile elde edilecek olan yükür.

bunları yukarda verilen

$$W_e = w(h + (1-L)d)/(h + d)$$

foromulunde yerlerine koyarsak:

$$W_e = 875,9 \text{ lb}$$

$$n_j = n + 1$$

$$n_j = 4,5 \text{ ise:}$$

$$F_{vmax} = n_j W_e$$

$$F_{vmax} = 3941,5 \text{ lb}$$

Tekerlek esneme eğrilerinden bu yükteki esneme:

$dt=$	2,93	in	olarak okunur.
-------	------	----	----------------

yuvarlanma yarıçapı re ise:

re : (ortalama çap/2)- dt

$re=$	5,6	in
$re=$	0,470	ft

yatay hızımız:

$$Vh=1.2 \cdot Vs_o$$

$Vh=$	129,0	ft/sn
-------	-------	-------

ilk tekerleğe verilen başlangıç hızı olmadığı için

$V_c=$	0,0	ft/sn
--------	-----	-------

dalış hızı (veya alçalma hızı)

$$Vs=4.4(W/S)^{1/4}$$

$V_s=$	9,6	ft/sn
--------	-----	-------

t_z :Strok süresi

$t_z=$	d/ V_s
$t_z=$	0,11 sn

Spin - up yükü

$$F_{lmax}=1/r_c[2I_w(V_h-V_c)nF_{vmax}/t_z]^{1/2}$$

formülünde yerlerine koyarsak:

$F_{hmax}=$	278,69	lb
-------------	--------	----

Bu değer FAR23.479 da belirtilen $Vr/2$ değeri olan düşük bir değerdir.

2926,38 değerinden oldukça

ROSKAM metoduna göre strok boyu

h_{cg} : Ağırlık merkezi yüksekliği

$$h_{cg} = 41,2 \text{ in}$$

a : Burun tekerleği temas noktasının ağırlık merkezine olan yatay mesafesi

$$a = 58,23$$

b : Ana tekerlek temas noktasının ağırlık merkezine olan yatay mesafesi

$$b = 10,28 \text{ in}$$

d : Teker açıklığı (ana teker-burun tekeri arasındaki mesafe)

$$d = 68,5 \text{ in}$$

W : Dizayn iniş ağırlığı

İniş sırasında umulan maximum ağırlık

$$W = 2290,5 \text{ lb}$$

g : Yerçekimi ivmesi

$$g = 32,2 \text{ ft/sn}^2$$

V_{dik} : Yere dikey değme hızı

$$V_{dik} = 9,6 \text{ ft/sn}$$

P_m : İnişte ana tekere geldiği varsayılan yük

Dizayn iniş ağırlığının yarısıdır

$$P_m = 1145,3 \text{ lb}$$

dt : Lastik esnemesi

$$dt = 2,60 \text{ ft}$$

nt : Lastik etkinlik oranı

$$nt = 0,45$$

ns : Şok absorber etkinlik oranı

$$ns = 0,75$$

P_n : Burun tekerleğine gelen statik yük

$$F_3 = 364,5 \text{ lb}$$

dtb :Burun tekerlek esnemesi

$$dtb = 0,118972 \text{ ft}$$

Burun tekerleğine gelen dinamik yük

$$P_{dyn} = W_{to} \{ b + a_s / g(h_{eq}) \} / n_i (b + a)$$

$$P_{dyn} = 1022,4 \text{ lb}$$

Ana tekerlek şok absorbe edici stroku

$$ds = -1,0 \text{ ft}$$

$$ds = -12,1 \text{ in}$$

$$ds = -30,8 \text{ cm}$$

$$dd = -0,9 \text{ ft}$$

$$dd = -11,1 \text{ in}$$

$$dd = -28,3 \text{ cm}$$

burun tekerleği için

$$ds = 0,6 \text{ ft}$$

$$ds = 7,4 \text{ in}$$

$$ds = 18,7 \text{ cm}$$

Not: bu hesap metodlarında genelde kaba ve birderece eksik olan yaklaşım
nz veya yukardaki hali ile n katsayısının 2 ila 3.5 arasında seçilebiliyor
olması ve bu katsayı absorbe boyunu büyük bir şiddetle etkilemektedir. ve bu
geniş aralık bu yüzden hassas sonuç vermeyecektir.

Lastik ve şok absorbe edicinin strok hacimleri (esnemeleri) hesabı

W : Uçak gross ağırlığı

$$W = 2430 \text{ lb}$$

W_f : Yakıt ağırlığı

Ön dizayn hesaplarından alınır

$$W_f = 558 \text{ lb}$$

S : Kanat alanı

Ön dizayn hesaplarından alınır

$$S = 106 \text{ sqft}$$

n_z : Yer tepkisi yük faktörü

FAR 23 te minimum 2 dir

$$n_z = 3$$

K_t : Lastik verimi

0.40 - 0.45 arası bir değer alınabilir

$$K_t = 0.45$$

K_s : Şok absorbe verimi

0.75 ile 0.85 arası bir değer alabilir. bu değerler yalnızca ole-pnomatik şok absorbe ediciler içindir. delik (orifice) kontrollü olan şok absorbe ediciler

için 0.85, bu kontrolün olmadığı absorbe edici için ise 0.75 almak uygundur.

$$K_s = 0.75$$

$$V = 4.4(W/S)^{1/4} \quad \text{ve}$$

$$L = S_w V_s^2 C_l / 390 \quad \text{ve}$$

$$r = L/W = 2/3 \quad (\text{far 23 te olabilecek en yüksek orandır})$$

$$g = 32.2 \text{ ft/sn}^2$$

olarak alındığında ŞOK ABSORBE EDİCİNİN STROKU şu gencl formül ile hesaplanır

$$ds = 0.30(W/S)^{1/2} - d_1[(n_z K_t) - 0.333] / [(n_z K_s) - 0.333]$$

Stroke hesabı iniş koşulları için yapılacağından formülde dizayn iniş ağırlığının kullanılması gerekir

$$W_{dl}=W_{TO}-0.25W_F$$

$W_{dl}=$	2290,5	lb
-----------	---------------	----

Seviye inişi sırasında herbir tekerleğe gelen yük:

$$P=\frac{W_{dl}.n_z}{2}$$

$P=$	3435,8	lb
------	---------------	----

Gelen yük için ve seçtiğimiz lastik için tablodan

$dt=$	2,6	in
$dt=$	0,22	ft

okunur

burada:

dt: lastik esnemesi olup gelen yüke, lastik basıncına ve çarpmanın ani olup olmadığına bağlı olarak değişir. pazmany fig. 4-46 ile 4-52 arasından okunur.

Şimdi verilenleri ds formülünde yerlerine koyarak

Şok absorbe esnemesi

$ds=$	0,61	ft
$ds=$	7,4	in
$ds=$	18,7	cm

Toplam esneme:

$$d=ds+dt$$

$d_{top}=$	0,83	ft
$d_{top}=$	10,0	in
$d_{top}=$	25,3	cm

ŞİMDİ İHTİYAT ENERJİSİNE GÖRE ELDE EKİLEN BU STROK MESAFESİNİN KONTROLÜ YAPILACAKTIR. (NOT: GENELDE BUNUN SONUCU OLARAK YUKARDA ELDE EDİLEN DEĞERİN DAHA BÜYÜK OLDUĞU VE VE STROK BOYU İÇİN YUKARDAKİ DEĞERİN SEÇİLECEĞİ KÜÇÜK TİP UÇAKLAR İÇİN GEÇERLİ BİR DURUMDUR)

İhtiyat (yedek) enerji kontrolü taşımanın ağırlığa eşit alındığı ve yere değme hızının öncekine oranla 1.2 kat daha fazla alındığı kabulü ile yapılan teste dayanır.

Bunun bu şartlar için ifadesi:

$$d_{sRE} = [(1.44 * 0.30(W/S))^{1/2} - d_t(n_{zRE}K_t)] / n_{zRE}K_s$$

$$n_{zRE} = 1.2 * n_z$$

$n_{zRE} =$	3,6
-------------	------------

Lastiğe gelen yük:

$$P_1 = 1.2 * P$$

$P_1 =$	4122,9	lb
---------	---------------	----

Tekerlek esnemesi

$d_t =$	3,1	in
$d_t =$	0,3	ft

okunur.

Formülde bu değerleri yerlerine koyarsak:

$d_{s1} =$	0,6	ft
$d_{s1} =$	7,4	in
$d_{s1} =$	18,7	cm

İhtiyat strok hesabıyla hesaplanan strok uzunluğu daha önceki normal hal için hesaplanmış olan strok mesafesinden daha **BÜYÜKTÜR**

O halde büyük olan değer kullanılacağına göre hesap sonucu gereken minimum şok absorbe boyu

$d_s =$	7,4	in
$d_s =$	18,7	cm

olarak seçilir.

Şok absorbe edici genişliği

Roskamın absorbe edicinin genişliğinin hesaplanması için verdiği formül

$$w_s=0.041+0.0025(P_m)^{1/2}$$

$w_s^{\text{---}}$	0,2	ft
$w_s^{\text{---}}$	2,3	in
$w_s^{\text{---}}$	5,7	cm



Seviye inişi-burun tekerleği mesafeli (temas etmiyor)(ref.FAR 23.479(a)(2)(ii))

W : Uçak ağırlığı.

$$W= 2430 \text{ lb}$$

n : Yük faktörü.

$$n= 3,5$$

K : Yatay kuvvet katsayısı

Kaynak : FAR 23 Ek C

den alınır.

$$K= 0,25$$

L : Taşıma / ağırlık oranı

$$L= 0,67$$

Her bir ana tekerleğe gelen dikey yük

$$Vr/2= (n-L)W/2$$

$$Vr/2= 3442,5 \text{ lb}$$

Herbir ana tekerleğe gelen yatay yük:

$$Dr/2=knW/2$$

$$Dr/2= 1063,1 \text{ lb}$$

Kuyruk-aşşağıda iniş (ref. far23.481(a)(2)(b))

W : Uçak ağırlığı.

$$W= 2430 \text{ lb}$$

n : Yık faktörü.

$$n= 3,5$$

K : Yatay kuvvet katsayısı

Kaynak : FAR 23 Ek C

den alınır.

$$K= 0,25$$

L : Taşıma / ağırlık oranı

$$L= 0,67$$

Herbir ana tekerleğe gelen dikey yük için:

$$V_{r/2}=(n-L)W/2$$

$$V_{r/2}= 3442,5 \text{ lb}$$

Yatay yük ise kuyruk aşşağı etkisinden dolayı gözönüne alınmaz.

Yan yük koşulları (Ref. FAR 23.485)

Bu koşulları belirtirsek:

(a) yalnızca ana tekerlekler yere temas etmektedir.

şok absorbe ve lastik esnemeleri statik hale görür.

(b) limit dikey yük = 1.33W dir.

(c) limit yan yük = 0.83 W dir.

bunun: 0.5W si bir yandan içe doğru etmektedir.

0.33W si ise diğer taraftan dışa doğru etmektedir.

W : Uçak ağırlığı.

$W=$	2430	lb
------	------	----

$V_r'=V_r''$:Herbir tekerleğe gelen dikey yer tepkileri olmak üzere

$V_r'=V_r''=$	1616,0	lb
---------------	--------	----

S_r' : Yan yükün yöneldiği taraftaki tekerleğin yanal ve yat yöndeki tepkisi

$S_r'=0.5W$

$S_r'=$	1215,0	lb
---------	--------	----

S_r'' :Yan yükün yöneldiği ters istikametteki tekerleğin yanal ve yat yöndeki tepkisi

$S_r''=0.33W$

$S_r''=$	801,9	lb
----------	-------	----

Frenlenmiş haldeki rule koşulları (ref. FAR 23.493)

Tanım:

Şok absorbe edicisi ve lastikler statik pozisyonlardadır.

Limit dikey yük: 1.33 W

W : Uçak ağırlığı.

$$W = 2430 \text{ lb}$$

a : Burun tekerleği temas noktasının ağırlık merkezine olan yatay mesafesi

$$a = 58,23$$

b : Ana tekerlek temas noktasının ağırlık merkezine olan yatay mesafesi

$$b = 10,28 \text{ in}$$

d : Teker açıklığı (ana teker-burun tekeri arasındaki mesafe)

$$d = 68,5 \text{ in}$$

h_{cg} : Ağırlık merkezi yüksekliği

$$h_{cg} = 41,2 \text{ in}$$

Hesaplamalar yapılırsa

V_r : Ana tekerleklere gelen dik kuvvet

$$V_r = (1.33Wa/d) - (D,h/d)$$

$$D_r = 0.8 * V_r$$

buradan V_r çekilir ise:

$$V_r = (1.33Wa/d) / (1 + 0.8h/d)$$

$$V_r = 1854,9 \text{ lb}$$

D_r : Ana tekerleklere gelen yatay sürtünme ve fren kuvveti olmak üzere

$$D_r = 0.8 * V_r$$

$$D_r = 1483,9 \text{ lb}$$

V_f : Burun tekerleğine gelen dik kuvvet

$$V_f = (1.33Wb/d) + (D,h/d)$$

$$V_f = 1377,5 \text{ lb}$$

Burun tekerleği için ilave koşullar (FAR 23.499)

W : Uçak ağırlığı.

$$W = 2430 \text{ lb}$$

a : Burun tekerleği temas noktasının ağırlık merkezine olan yatay mesafesi

$$a = 58,23$$

b : Ana tekerlek temas noktasının ağırlık merkezine olan yatay mesafesi

$$b = 10,28 \text{ in}$$

d : Teker açıklığı (ana teker-burun tekeri arasındaki mesafe)

$$d = 68,5 \text{ in}$$

şok absorbe edici ve lastik statik pozisyonunda esnemişlerdir.

Tekerlerde statik yük vardır.

V_s : Tekerlerdeki statik yük

$$V_s = Wb/d$$

$$V_s = 364,7 \text{ lb}$$

Tekerlek milindeki LİMİT kuvvet bileşenleri:

(a) Arkaya doğru olan yükler:

V_f : Dikey yük

$$V_f = 2.25 V_s$$

$$V_f = 820,5 \text{ lb}$$

D_f : Yatay yük

$$D_f = 0.8 V_f$$

$$D_f = 656,4 \text{ lb}$$

(b) Öne doğru olan yükler

V_f : Dikey yük

$$V_f = 2.25 V_s$$

$$V_f = 820,5 \text{ lb}$$

D_f : Yatay yük

$$D_f = 0.4 V_f$$

$F_f =$	328,2	lb
---------	-------	----

(c) Yanal yükler

V_f :Dikey yük

$$V_f = 2.25 V_s$$

$V_f =$	820,5	lb
---------	-------	----

S_f :Yan yük

$$S_f = 0.7 V_f$$

$S_f =$	574,4	lb
---------	-------	----

İlave NOT:

Lastiklere gelen bu dikey ve yatay bileşenlerin bileşkelerini alırsak:

Burun iniş takımının açısı

$$R = 1050,8$$

$$1079,2$$

$$\text{açı} = 0,30 \text{ rad}$$

$$17,2 \text{ derece}$$

Çekme yükleri (ref: FAR 23.509)

Tanın:

Bu yükler uçağın çekilme işlemi iniş takımları üzerinden yapıldığı takdirde mevzu bahis olur.

Çekme işleminin burun ünitesinden yapıldığını farzederek gelen kuvvetleri belirleyelim.

W : Uçak ağırlığı.

$$W = 2430 \text{ lb}$$

a : Burun tekerleği temas noktasının ağırlık merkezine olan yatay mesafesi

$$a = 58,23$$

b : Ana tekerlek temas noktasının ağırlık merkezine olan yatay mesafesi

$$b = 10,28 \text{ in}$$

d : Teker açıklığı (ana teker-burun tekeri arasındaki mesafe)

$$d = 68,5 \text{ in}$$

h_{cg} : Ağırlık merkezi yüksekliği

$$h_{cg} = 41,2 \text{ in}$$

h_c : Çekme noktası yüksekliği

$$h_c = 7,0 \text{ in}$$

Tablo 9.1 çekme şeklinin tipine göre kuvvet dağılımını vermektedir.

Burundan çekme ve itme için 5 ve 6 nolu şekilden,

T : Yatay çekme kuvveti

$T=0.3W$ olarak ifade edilmiştir.

$$T = 729,0 \text{ lb}$$

Atalet tepkisi olarak buna ters yödede bir R kuvveti oluşur.

Ana iniş takımının yere temas noktasına göre moment alırsak

$$(-Th_c) + (Rh_{cg}) - (Wb) + (Vd) = 0$$

buradan V

V_f : Dikey yük

$$V_f = 0,7 \text{ lb}$$

V_f nin bu değeri gayet düşük bir değerdir.

çekme sırasında burun tekerleğinde eğer bir açı mevcut ise

bu durumda yine pazmany L.G kitabında far 23 ten alınmış olan tablo 9.1 deki 9 ve 10 nolu yük dağılımları gözönüne alındığında

$$T=0,15W$$

$T=$	$364,5$	lb
------	---------	----

ve yine $R=-T$

Ayrıca tekerleğin döndürülmesiyle a, b ve d boylarında değişiklikler olacaktır

a : Burun tekerleği max. dönebilme açısı.

$a=$	30	derece
$a=$	$0,52$	rad

$$a'=a\cos a$$

$$b'=b\cos a$$

$$d'=d\cos a$$

$a'=$	$50,4$	in
$b'=$	$8,9$	in
$d'=$	$59,3$	in

yerlerine koyarsak

$V_f=$	$154,5$	lb
--------	---------	----

Burun tekerleği lastik ve şok absorbe edicinin strok (esnemeleri) hesabı

Not: Bu hesaplama prosedürü konuyu düzenleyenin kendi yaklaşımıyla yapıldığından ihtiyatlı olunmalıdır.

W : Uçak gross ağırlığı

$$W = 2430 \text{ lb}$$

W_f : Yakıt ağırlığı

Ön dizayn hesaplarından alınır

$$W_f = 558 \text{ lb}$$

S : Kanat alanı

Ön dizayn hesaplarından alınır

$$S = 106 \text{ sqft}$$

K_t : Lastik verimi

0.40 - 0.45 arası bir değer alınabilir

$$K_t = 0.45$$

K_s : Şok absorbe verimi

0.75 ile 0.85 arası bir değer alabilir. bu değerler yalnızca ole-pnomatik şok absorbe ediciler içindir. delik (orifice) kontrollü olan şok absorbe ediciler için 0.85, bu kontrolün olmadığı absorbe edici için ise 0.75 almak uygundur.

$$K_s = 0.75$$

a : Burun tekerleği temas noktasının ağırlık merkezine olan yatay mesafesi

$$a = 58.23 \text{ in}$$

d : Teker açıklığı (ana teker-burun tekeri arasındaki mesafe)

$$d = 68.5 \text{ in}$$

g : Yerçekimi ivmesi

$$g = 32.2 \text{ ft/sn}^2$$

Genel eşitliği yazarsak:

Her üç teker üzerine iniş yapacağı hesabıyla gelen kinetik ve potansiyel enerji miktarı üç şok absorbe ve üç lastik üzerine dağıtılacaktır.

$$1/2 W_{dl}/g V_{dik} 2 + (W_{dl} - 2/3 W_{dl}) d = P_b d_{s-b} K_{s-b} + P_b d_{t-b} K_{t-b} + 2(P_a d_s - a K_{s-a} + P_a d_t K_{t-a})$$

V_{dik} : Uçağın dikey hızı

$$V_{dik}=4.4(W/S)^{1/4}$$

$V_{dik}=$	9,6	ft/sn
------------	------------	-------

W_{dl} : Uçağın dizayn iniş ağırlığı

$$W_{dl}=W_{TO}-0.25W_F$$

$W_{dl}=$	2290,5	lb
-----------	---------------	----

d_{top} : Uçağın ağırlık merkezinin dikey olarak yerdeğişimi

da : Ana tekerlekteki toplam esneme

db : Burun tekerleğindeki toplam esneme

d_{b-t} : 5.00-5 lastiğe sahip olan burun lastiğinin esnemesi

d_{a-t} : 6.00-6 lastiğe sahip ana tekerleğin esnemesi ise

olmak üzere

$$d_{top}=d_{b-t}(d_a-d_b)a/d$$

$$da=da-s+d_{a-t}$$

$$db=db-s+d_{b-t}$$

Seviye inişi için ana tekerleklerle ve burun tekerleğine gelen yükleri yazarsak:

$Vr/2=$	2926,4	lb
$Vf=$	1033,3	lb

d_{b-t} : 5.00-5 lastiğe sahip olan burun lastiğinin esnemesi

$d_{b-t}=$	1,4	in
$d_{b-t}=$	0,12	ft

d_{a-t} : 6.00-6 lastiğe sahip ana tekerleğin esnemesi ise

$d_{a-t}=$	2,3	in
$d_{a-t}=$	0,2	ft

olarak okunur.

Ana tekerlekteki şok absorbe edicinin esnemesi ise daha önceki hesaplanmış esneme miktarının gelen kuvvetle doğru orantılı olarak alınmasıyla tahmin edilebilir.

$$d_{a-s} = (V_f/2)/(W_{dl,nz}/2) * d_{a-s \max}$$

$d_{a-s} =$	6,3	in
$d_{a-s} =$	0,5	ft

verilenleri yukardaki yukardaki denkleimde yerlerine koyarsak

$db-s =$	1,4	ft
$db-s =$	16,8	in
$db-s =$	42,6	cm

Not: Elde edilen sonuçta büyük ihtimalle bir yanlışlık mevcut.
şu haldeki haliyle sonuç kullanılamaz.



Statik yerde duruş sırasında uçak iniş takım boyları

Burun iniş takımının tam açılmış haldeki dik boyu

b :Burun iniş takımının dikeyle yapmış olduğu açı

$$b = 15 \text{ der}$$

$$b = 0,2617994 \text{ rad}$$

l :Burun iniş takımının dikey olarak boyu

$$l = 936,4 \text{ mm}$$

$$l = 93,6 \text{ cm}$$

Pb :Burun tekerleğine gelen statik yük

$$Pb = 364,5 \text{ lb}$$

dt :Burun tekerleği lastik esnemesi statik yükte
figür 4.47 deki statik load için okunur.

$$dt = 0,7 \text{ in}$$

$$dt = 1,8 \text{ cm}$$

statik halde şok absorbenin esnemesi

bunun genel yaklaşımı olarak pratiken pazmany pl-2 uçağının çizimlerinden faydalanarak bir orantı kurarak tahmin edebiliriz. pazmany çizimlerinde 15 cm lik strok (yani iniş takımları fully extended tümüyle uzatılmış) statik yük halinde iken 8 cm c inmiştir.

yani 7/15 lik bir kısmılık esneme olduğu kabul edilebilir.

O halde 20 cmlik kendi uçağımızın stroku için

$$9,3 \text{ cm}$$

lik esneme olduğu görülür.

$$\text{toplam esneme } d_{top} = 10,8 \text{ cm}$$

$$\text{esnemiş haldeki in takım boyu} = 82,8 \text{ cm}$$

Ana iniş takımının tam açılmış haldeki dik boyu

$$1062 \text{ mm}$$

$$106,2 \text{ cm}$$

Ana terlek lastiklerinin esnemeleri.

Ana tekerleklerle statik halde gelen yük

$P_m =$	1032,8	lb
---------	--------	----

Bu yüke karşılık lastik esnemesi

$dt =$	1,1	inch
$dt =$	2,8	cm

7/15 lik bir kısmılık esneme olduğu kabul edildiğinde

19 cm stroka sahip kendi uçağımız için

8,9 cm	lik esneme olduğu	görüldür.
--------	-------------------	-----------

toplam esneme ise

$d_{toplam} =$	11,7 cm
----------------	---------

statik yük altında esnemiş olan iniş takımı boyu	94,5 cm
--	---------

NETİCE DEĞERLER

Seviye - burun temasta

ana tekerlekler

Dikey kuvvet

$V_r/2=$	2926,4 lb	1327,4 kg
----------	-----------	-----------

Yatay kuvvet

$D_r/2=$	903,7 lb	409,9 kg
----------	----------	----------

burun tekerleği

Dikey kuvvet

$V_f=$	1033,3 lb	468,7 kg
--------	-----------	----------

Yatay kuvvet

$D_f=$	319,1 lb	144,7 kg
--------	----------	----------

Spin up yükü (ana tekerlek)

Tekerlek ataleti

$I=$	0,00227 slug.ft	0,9 in.lb.sec ²
------	-----------------	----------------------------

İniş takımı esneme süresi

$t_z=$	0,107 sn	
--------	----------	--

Yuvarlanma yarıçapı

$r_e=$	5,64 in	0,5 ft
--------	---------	--------

Uçağın yatay hızı

$V_h=$	129,0 ft/sn	
--------	-------------	--

Düşme testi eşdeğer yükü

$F_{vmax}=$	3941,5 lb	
-------------	-----------	--

Spin-up yükü

$F_{hmax}=$	278,7 lb	
-------------	----------	--

Stroke boyu (ana tekerlek)

Dizayn iniş ağırlığı

$W_{dl}=$	2290,5 lb	1038,9 kg
-----------	-----------	-----------

Ana tekerlek esnemesi

$dt=$	2,6 in	6,6 cm
-------	--------	--------

Seviye inişi sırasında her bir ana tekerleğe gelen yük

$P=$	3435,8 lb	1558,4 kg
------	-----------	-----------

İhtiyat enerjisi yükü

$P_1 =$	4122,9 lb	1870,1 kg
---------	-----------	-----------

Strok boyu

$ds =$	7,4 in	18,7 cm
--------	--------	---------

Strok boyu (burun tekerleği)

Uçağın yere çarpma dik hızı

$V_{dik} =$	9,6 ft/sn	
-------------	-----------	--

Burun lastiği esneme miktarı

$d_{b-t} =$	1,4 in	
-------------	--------	--

Ana şok absorbe esneme miktarı

$d_{a-s} =$	6,3 in	
-------------	--------	--

Burun şok absorbesi esneme miktarı

$d_{b-s} =$	16,8 in	
-------------	---------	--

Seviye burun - mesafeli

Dikey kuvvet

$V_r/2 =$	3442,5 lb	1561,5 kg
-----------	-----------	-----------

Yatay kuvvet

$D_r/2 =$	1063,1 lb	482,2 kg
-----------	-----------	----------

Kuyruk-aşağı iniş

Dikey kuvvet

$V_r/2 =$	3442,5 lb	1561,5 kg
-----------	-----------	-----------

Yan yükler

Yan yük sırasında dikey yer tepkileri

$V_r' =$	1616,0 lb	733,0 kg
----------	-----------	----------

Yan yük sırasında diğer tekerleğe gelen dikey yer tepkisi

$V_r'' =$	1616,0 lb	733,0 kg
-----------	-----------	----------

Yan yükün yöneldiği taraftaki tekerleğin yanal ve zıt yöndeki tepkisi

$S_r' =$	1215,0 lb	551,1 kg
----------	-----------	----------

Yan yükün yöneldiği ters istikametteki tekerleğin yanal ve zıt yöndeki tepkisi

$S_r'' =$	801,9 lb	363,7 kg
-----------	----------	----------

Frenlenmiş hal

Dik kuvvet (ana tekerlekteki)

$V_r=$	1854,9 lb	841,3 kg
--------	-----------	----------

Yatay kuvvet (ana tekerlekteki)

$D_r=$	1483,9 lb	673,1 kg
--------	-----------	----------

Dik kuvvet (burun tekerleğindeki)

$V_f=$	1377,5 lb	624,8 kg
--------	-----------	----------

İlave koşul-burun

arkaya doğru olan yükler

Burun tekerleğindeki statik yük

$V_s=$	364,7 lb	165,4 kg
--------	----------	----------

Dikey yük (burun tekerleğindeki)

$V_f=$	820,5 lb	372,2 kg
--------	----------	----------

Yatay yük (burun tekerleğindeki)

$D_f=$	656,4 lb	297,7 kg
--------	----------	----------

öne doğru olan yükler

Dikey yük (burun tekerleğindeki)

$V_f=$	820,5 lb	372,2 kg
--------	----------	----------

Yatay yük (burun tekerleğindeki)

$F_f=$	328,2 lb	148,9 kg
--------	----------	----------

yanal yükler

Dikey yük (burun tekerleğindeki)

$V_f=$	820,5 lb	372,2 kg
--------	----------	----------

Yan yük (burun tekerleğindeki)

$S_f=$	574,4 lb	260,5 kg
--------	----------	----------

Çekme yükleri

burun tekerleği açısız

Çekme kuvveti (burun tekerleğinde)

$T=$	729,9 lb	330,7 kg
------	----------	----------

Dikey yük (burun tekerleğindeki)

$V_f=$	0,7 lb	0,3 kg
--------	--------	--------

burun tekerleği 30 derece açılı

Çekme kuvveti (burun tekerleğinde)

	$T=$	364,5 lb	165,3 kg
Dikey yük (burun tekerleğindeki)	$V_f=$	154,5 lb	70,1 kg



2.8 ANA İNİŞ TAKIMLARINA GENEL YAKLAŞIM

2.8.1 Genel Müतालalar

Uçak dizaynının bir bölümünde iniş takımı tipini seçme işlemi yapılmalıdır. Daha önceki bölümlerde biz, lastiklerin seçimini, gerekli şok absorbe strokunu, uçak ağırlık merkezi ile tekerlekler arasındaki ilişki ve yer aralıkları uygulamalarını oluşturmuştuk.

Bu bölümde ise, uçak yapısı hakkında bazı bilgilere gerek vardır. İniş takımları, yükleri uçak iskeletine iletebilme kapasitesinde olan birincil yapılara bağlanmalıdır. Alttan kanatlı uçaklarda ana iniş takımları ana spara bağlanabilir. Sparın şeklinin ve yerinin bilinmesi gerekir. Örnek olarak daha önceleri gösterilmiş olan pazmany PL -2 uçağının yapısı gösterilmiştir. Ana iniş takımı kanat sparına, hepside dış tübe kaynaklanmış olan üç adet plakaya bağlanmıştır. Plaka, dikey yükleri spar webine iki civata ile taşımaktadır. İki adet yatay plaka yatay yükleri direk olarak spar başlıklarına iletir. Alt plaka ise (C-C kesiti) dört civata ile tutturulmuştur. Dışarı doğru olan civatalar burulma yükünün büyük bir kısmını ve dört civatanın herbiri arka yükleri ve yan yükleri alt başlığa iletirler.

Spar başlığı yatay yükü iniş takımının herbir tarafında bulunan iki adet ribe iletir. Daha sonra bu rib, yükü alt kaplama üzerine dağıtır.

Üst plaka (D-D kesiti) ön yükü ve yan yükü üst başlığa iletir, buda yükü, civarındaki riblere ve o da üst kaplamaya dağıtır.

Burun iniş takımı ise yangın duvarına çıkarılabilir bir kelepçe ve yatay, ön, arka ve yan yükleri yangın duvarının alt kenarındaki sac metal lamasına (profiline) iletir ve buda gövde alt kaplamasına iletir.

Şok absorbe edicilerin merkezi kesiti çelik bir halka ile kelepçe edilmiştir ve buda motor montesi ile birleşik olan 4 adet tübe kaynaklanmıştır (A-A kesiti). Bu dikme, ön, arka ve yan yükleri, motor montesini yangın duvarına bağlayan civatalara iletir. Yangın duvarı boyuncaki bu 4 civata, gövde lonjeronuna perçinlenmiş olan adaptörlerle desteklenir.

Dikmedeki (strut) dikey yük, dikmeyle aynı hat üzerinde olan tüp ile, yangın duvarına iletilir. Bu tüp, dikey bir lamaya (profile) perçinlemiş olan adaptöre civatalanmıştır ve profil ise bu yükü yangın duvarı webine iletir.

Özetle; daha yoğun ve büyük iniş takımı yüklerin için ‘yük yolu temini’ küçük uçaklarınkine benzerdir denilebilir.

Eğer iniş takımları sabit ise (gerçekilebilir değil), problem nisbeten daha basittir ve uygun güçlü bir noktanın seçimi ve buraya bağlanacak iniş takımına uygun bir yapının konulmasıyla sınırlıdır. Eğer iniş takımları geri çekilebiliyorsa, problem oldukça karışık bir hal alır. Bazen kanat yapısını, iniş takımına uydurmak için değiştirmek gerekebilir.

Eğer uçak üstten kanatlı bir uçak ise iniş takımları genelde gövdeye bağlanır ve gövdeye çekilir. Gövde bulkedlerinin yerleştirilmesi, şekli ve mukavemeti, iniş takımı yükleri, geometrisi ve geriçekme mekanizması ile belirlenir. Uçak iskeleti yapısal mütalaları iniş takımı tipinin seçiminide önemli bir etkendir.

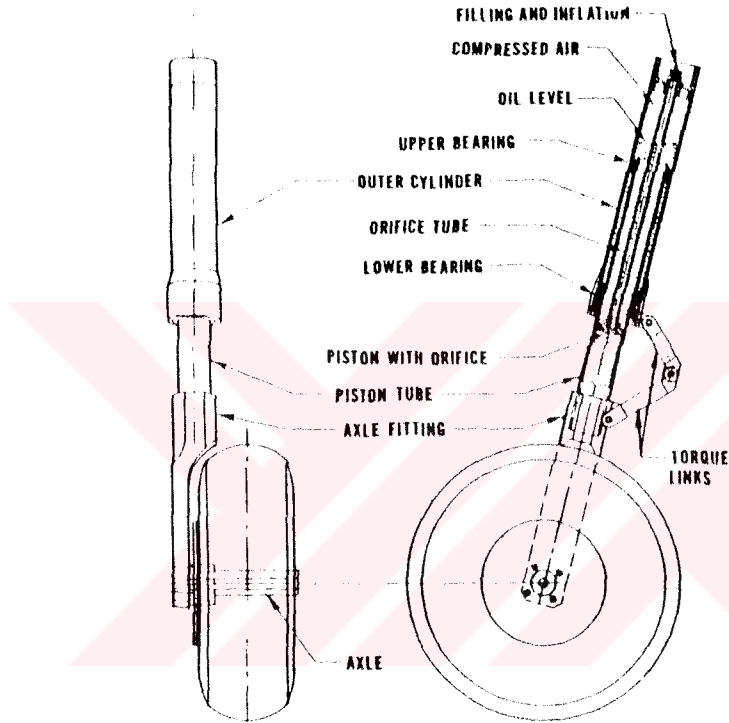
2.8.2 Teleskopik dikmeler:

Bu tip ana iniş takımı hafif uçakta en çok kullanılan tiptir. Temel parçaları şekil 2.95’ te gösterilmiştir. Bu örnekte şok absorbe edici olarak sıkıştırılmış gaz kullanılır (hava veya nitrojen). Benzer dikmeler sarmal çelik yay veya lastik disklerin kullanılmasıyla yapılabilir. Genelde, yağ (hidrolik akışkan) enerji absorbesi için ve sıkıştırılmış hava kombinasyonu ile sıkışması durumundada geri tepme sağlamak için kullanılır. Bundan dolayı bunlara ‘oleo-pnömatik’ şok absorbe edicileri adı verilmiştir. Benzer olarak yağ ayrıca sarmal çelik olarak da kullanılabilir. Ve bunlarada ‘yağ-yay’ adı verilir. Bazı çeşit mekanik sürtünme kauçuk yaylarla enerjinin dağıtılmasında kullanılır. Genelde sıkıştırıldığı zaman dikme tübü cidarlarında karşı sürtünme vazifesi görmek için kauçuk bloklar dizayn edilir.

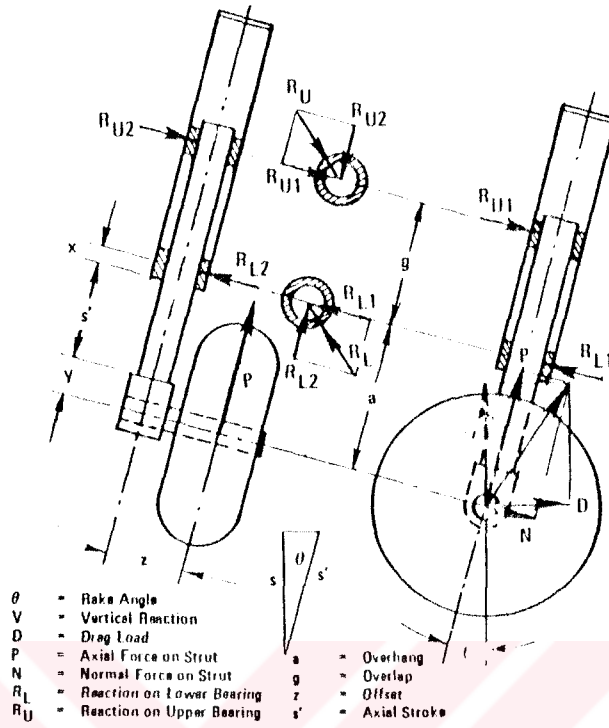
Teleskopik dikmelere etkileyen temel yükler ve en önemli geometrik parametreler şekil 2.96’ da gösterilmiştir.

Mil üzerindeki V ve D kuvvetleri dikme boyunca etkileyen P bileşenine ve dikmeye dik olan N bileşenine dönüştürülebilir. P bileşeni, sıkıştırılmış hava

veya kayma t b n n üstündeki yay vede taşıma bileziklerinin (bearings) sürtünmesi tarafından karşılanır. N bileşeni ise taşıma bileziklerindeki R_{L1} ve R_{U1} tarafından karşılanır. Eksenel kuvvet P' nin dikme merkezi hattına nisbeten eksantriği veya offseti olan "z", taşıma bileziklerindeki normal kuvvetlerden olan R_{L2} ve R_{U2} tarafından karşılanır. Bileşke kuvvetler olan R_L ve R_U taşıma bileziği boyunca olan kesitlerde gösterilmektedir.



şekil 2.95: Oleo- pnömatik şok absorbe parçaları (Ryson St-100 Motorglider)



Şekil 2.96: Teleskopik ana iniş takımının temel yükleri ve geometrisi

Bu kuvvetlerin büyüklüğü şöyle hesaplanabilir:

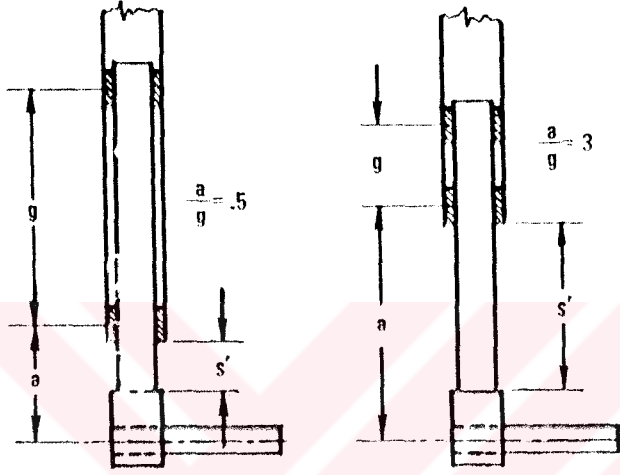
$$\begin{aligned}
 R_{U1} &= Na/g \\
 R_{L1} &= N + R_{U1} \\
 R_{L2} &= R_{U2} = Pz/g \\
 R_L &= \sqrt{R_{L1}^2 + R_{L2}^2} \\
 R_U &= \sqrt{R_{U1}^2 + R_{U2}^2}
 \end{aligned}
 \tag{2.28}$$

Taşıma bileziklerindeki normal kuvvetler (R_L ve R_U) alt tübün kayma yönüne zıt yönde sürtünme oluşturur. Sürtünmeyi minimize edebilmek için R_L ve R_U 'nun büyüklüğünü minimize etmek arzu edilir. Bunu elde etmenin birkaç yolu vardır:

1. "g" mesafesini (üst ve alt taşıma bilezikleri arası mesafesi) mümkün olduğu kadar büyük tutmak, "a" çıkıntı mesafesinide mümkün olduğu kadar küçük tutmak gerekir. Diğer bir deyişle a/g oranını minimize etmek gerekir.

“a” çıkıntısı eksenel strok olan “s’” nin ve “x” uzunluğunun ve de “y” uzunluğunun toplamından oluşur. Eksenel strok $s' = s/\cos\theta$ dır ve burada “s” dikey strok boyudur.

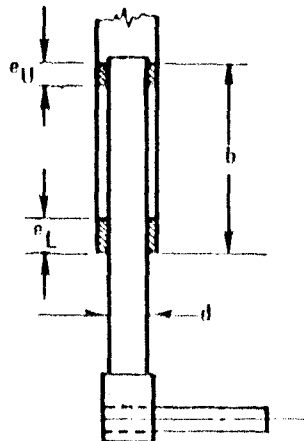
a/g oranı 0.5 ie 3.0 arasında değişir. Bu değerler sonuç değerlerdir ve genelde üst ve alt taşıma bilezikleri arası mesafenin hesaplanmalarında kriter olarak kullanılır. Üst ve alt taşıma bileziklerinin endiş uçları arası mesafe şekil 2.98’ de gösterildiği gibi kayan tüp çapının en az 3 katı olmalıdır.



Şekil 2.97: Dikme a/g oranları

Taşıma bilezikleri uzunluğu olan e_U ve e_L taşıma bileziği gerilmelerine göre hesaplanır ve yük altında 5500 psi lik basıncı geçmemelidir.

Taşıma bilezikleri gerilmeleri bileziklerin izdüşüm alanları kullanılarak hesaplanır:



Şekil 2.98: Dikme taşıma bilezikleri mesafesi

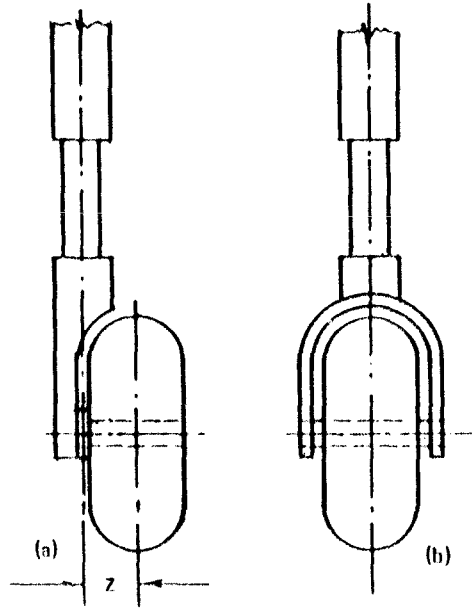
İz düşüm alanları: Üst taşıma bileziği: $e_U * d$

Alt taşıma bileziği: $e_L * d$

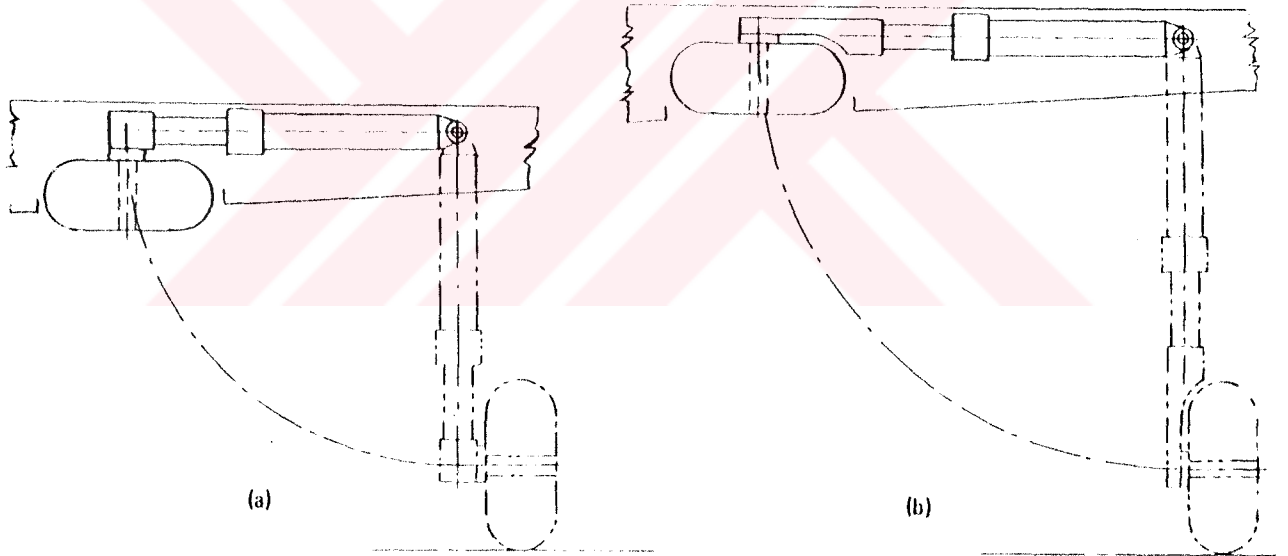
$$\begin{aligned} \text{Üst taşıma bileziği uzunluğu: } e_U &= \frac{R_U}{5500 \text{ psi} * d} \\ \text{Alta taşıma bileziği uzunluğu: } e_L &= \frac{R_L}{5500 \text{ psi} * d} \end{aligned} \quad (2.29)$$

“b” ve “g” boyutları şu gibi pratiki mütalaaalardan dolayı genelde sınırlandırılır: iniş takımı ağırlığı, geri çekme için izin verilebilir hacim, tüm iniş takımı uzunluğu. Ayrıca dikmenin daha uzun olması destek yapıya daha fazla yük gelmesine neden olur.

2. “z” mesafesini veya “z/g” oranını minimize etmek. Bu ise şekil 2.99(a)’da gösterildiği gibi eğri bir adaptörün kullanılmasıyla veya şekil 2.99(b)’de gösterildiği gibi çatal uç kullanılmasıyla “z” nin tümüyle sıfır yapılmasıyla elde edilebilir. Her iki dizaynda da şekil 2.96’ya kıyasla daha dar ön alan avantajı mevcuttur. Ayrıca eğer iniş takımını geri çekilemez ise daha küçük tekerlek kaplaması kullanılabilir. Eğer iniş takım kanat içi yapısına çekiliyorsa iniş takımının tümüyle örtülebilmesi için daha küçük kanat kalınlık oranını gerektirir (bkz şekil 2.100(b)). Buda ‘yarı çatal’ adaptörün kullanılması için iyi bir sebeptir. Bu adaptör daha uzun iniş takımına neden olmasına rağmen iniş takımının gövdeye veya sivrilen kanatların daha kalın kesite çekilmesini temin eder.

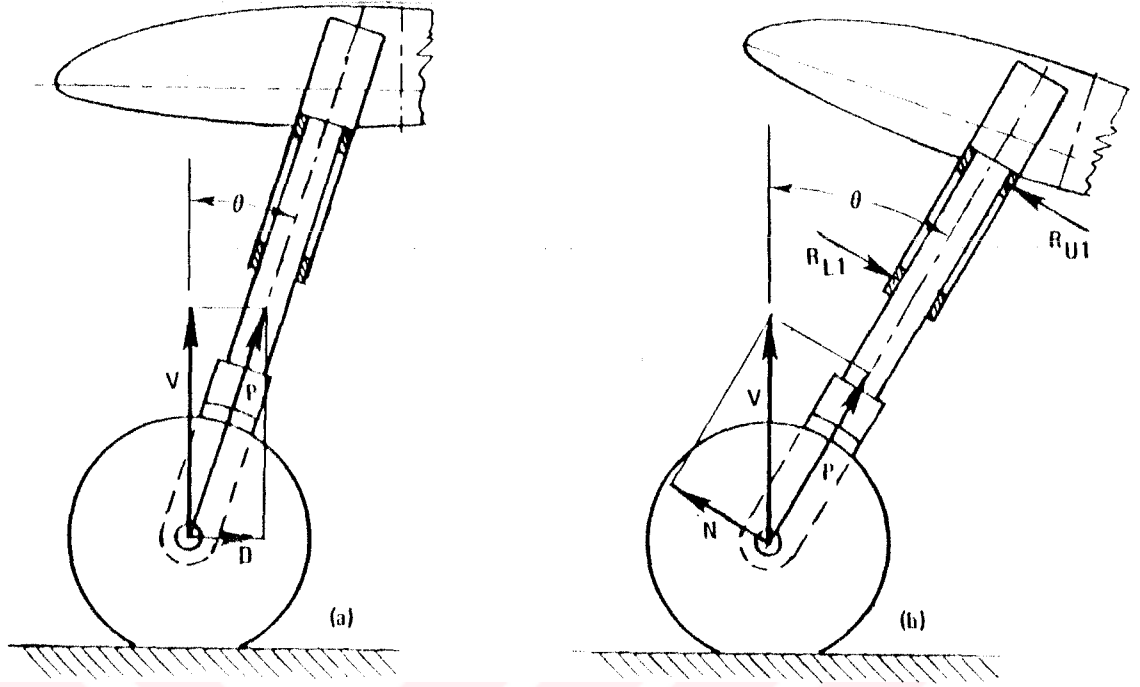


Şekil 2.99: Tekerlek eksantrikliği (offseti)



Şekil 2.100: Teleskopik ana iniş takımı çekme kıyaslamaları

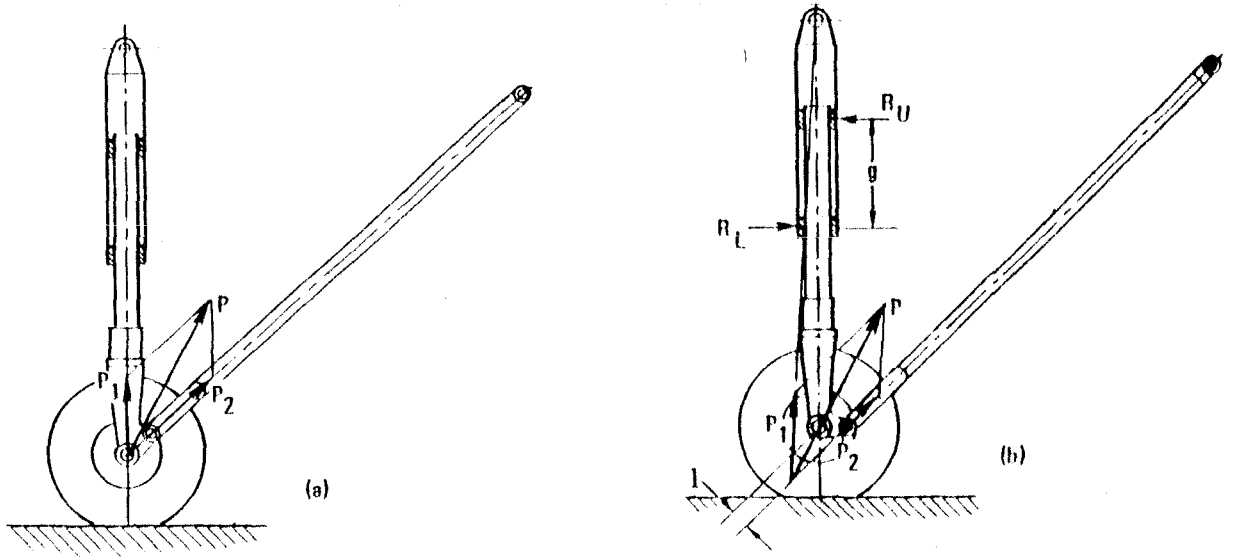
3. Şekil 2.101(a)'da gösterilen dikmenin rake açısı (dikmenin dikeyle yaptığı açı) θ' nin yaklaşık olarak 18 derece olduğu görülmektedir. Seviye inişinde sürüklenme kuvveti dikey yükün %25 i ile %33 ü arasında değişmektedir ve dikmedeki bileşke kuvvet P yaklaşık olarak 18 derece meyillidir. Dikmeyi doğrultusu bileşke kuvvet ile aynı olacak şekilde çevirirsek normal kuvvet N ve taşıma bileziği tepkileri olan R_{L1} ve R_{U1} minimize edilmiş olur.



Şekil 2.101: Dikme yüklerinde rake açısı (dikmenin dikeyel yaptığı açt) etkisi

Kuyruk aşağı inişte, aynı dikmenin rake açısı yaklaşık olarak 30 derece olacaktır (şekil 2.101(b)). Sürüklemeye $D = 0$ olduğu zaman geriye yılanma koşulu oldukça yüksek normal kuvvet N sonucunu verir, ve bundan dolayı da taşıma bileziklerinde oldukça yüksek kuvvetler oluşmasına ve bağlantı adaptörlerine yüksek kuvvetler gelmesine neden olur. Optimum rake açısının elde edilmesinde bu iki gerek arasında kıyaslama yapılır fakat birçok durumda iniş takımı yuvasındaki hacim sınırlandırmaları ve iniş takımı geometrisi tarafından belirlenir.

Taşıma bileziklerindeki normal kuvvetleri minimize etmek için, direk olarak tekerlek miline bağlanan sürüklemeye desteği (şekil 2.102) gibi farklı dizaynlar kullanılabilir. Şekil 2.102(a)'da sürüklemeye desteği mil ile aynı doğrultudadır ve bileşke yük P dikme boyunca aksenal yük olan P_1 ve sürüklemeye desteği boyunca aksenal yük olan P_2 yüklerine ayrıştırılabilir.



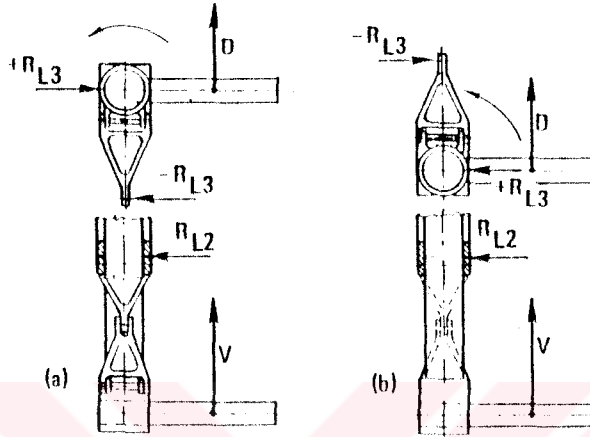
Şekil 2.102: Sürüklemeye desteğine sahip ana iniş takımı

Buradan açık olarak gözükmektedir ki taşıma bileziğinde normal bir tepki kuvveti yoktur. Daha genel bir düzenleme şekil 2.102(b)'de gösterilmiştir. Burada sürüklemeye desteği teker mili ile aynı doğrultuda değildir. Bileşke kuvvet P dikmeye etkiyen P_1 ve sürüklemeye desteğine etkiyen P_2 kuvvetlerine bölünür. Taşıma bilezikleri tepki kuvvetleri olan R_U ve R_L nispeten küçüktür. Bu konfigürasyonda tekerlek, dikme sıkışma halinde iken, rijit sürüklemeye desteği etrafında döner ve yukarı ve ileri hareket eder. Sürüklemeye desteğine, şok sönümlenmesine maruz kalmamış oldukça büyük ölçüde kuvvet geldiğine dikkat edilmesi gerekir. Uç bir durumda, sürüklemeye desteğinin eğimi ile bileşke yük eğimi aynı oldukları zaman dikey dikmede P_1 yükü olmayacak yani şok absorbesi olmayacak demektir.

2.8.3 Burulma bağlantılarının sürüklemeye üzerindeki etkisi

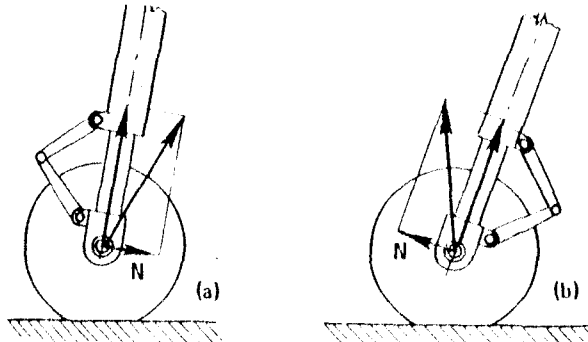
Teleskopik dikme için tekerlek düzenlemeleri 2.95 ile 2.101 arası şekillerde gösterilmiştir ve bunlarda kayan tüp ile dış silindiri birbirine bağlayan burulma bağlantıları veya diğer bir adıyla 'scissor' ler mevcuttur. Ekseni kaçık tekerlekteki sürüklemeye kuvveti burulma bağlantıları ile silindirin alt ucuna iletilir. Şekil 2.103(a)'da gösterildiği gibi, yakın dikey dikme için, alt taşıma bileziğindeki burulma yüküne tepki kuvveti normal kuvvet R_L 'ye zıt yöndedir. Bu durum

öne meyilli dikme için tam tersidir, özelliklede tekerlekte sürüklenme olmadığı kuyruk aşşağı inişte. Bu durumda, mildeki dikey yükün öne doğru olan bir bileşeni vardır ve bu bileşen kayan tübü daha önce tanımlanmış olan yönün ters tarafına döndürmeye çalışır. Bu yüzden alt taşıma bileziğindeki yükler dahi ters yöne çevrilmiştir ve dikme arkasındaki burulma bağlantısı taşıma yükünü azaltır.



Şekil 2.103: Burulma bağlantısı yerinin alt taşıma bileziği yükleri üzerindeki etkisi

Basit fakat önemli bir kural şöyledir: burulma bağlantısı şekil 2.104'te gösterildiği gibi normal kuvvetin ters tarafına yerleştirilmesi tavsiye edilir. Bununla beraber, burulma bağlantısının son yaklaşım olarak nereye yerleştirileceği konusunda şu durumlarda göz önüne alınır: sabit iniş takımları için aerodinamik temizleyici dikme kaplaması, geriçekme mekanizması ile birbirine uygunluğu, tekerlek haznesinde uygun hacim, vb.



Şekil 2.104: Burulma momenti hatlarının alt rulman yükleri üzerine etkisi

SONUÇLAR ve ÖNERİLER

Bu tez çalışması iki kişilik askeri bir eğitim uçağı temel alınarak oluşturulmuştur. Çalışma sonrası, dizaynın belli aşamasına getirilmiş olan uçağın öncelikle iniş takımı dizayn edilmiş, daha sonra ana iniş takımlarına ait özel hesaplamalar gerçekleştirilmiştir. Bu hesaplamalara bineaen ana iniş takımı lastiklerinin boyutları, standardı, dikme boyları, şok absorbe çapı, scissör (tork hattı) boyutları, iç silindir, tekerlek mili bağlantı adaptörü, piston, iç delikli silindir, üst kapak, hava basma valfi, tekerlek mili, jant, rulman, destek yapı, giriş yapısı, geri çekme sistemi ve bunların içerisinde mevcut olan 'O' ring, keçe, sıyrıcı gibi parçaların hem dizaynı, hem çizimleri yapılmıştır.

Çalışmanın bu aşamaya getirilmesi kuşkusuz geniş bir çalışma gerektirdiğı gibi uçağın performans, ağırlık, gövde, motor, kanat gibi iniş takımlarından bağımsız olan diğer kısımların dizayn aşamalarında belli bir mesafeye getirilmiş olması gerekir.

Bundan sonra yapılabilecek olan ana iniş takımı dizayn bölümleri şöylece belirtilebilir;

1. Dizayn edilmiş parçaların kritik yük şartlarında mukavemetlerinin tek tek incelenmesi.
2. İniş takımının gövdeye bağlantı noktasının ayrıntılı olarak dizaynı ve kuvvet aktarımının temini için yapı düzenlemesi
3. Geriçekme düzenlemesi için kullanılacak olan tertibat parçalarının tek tek dizaynı
4. Geriçekme sisteminin otomatik kontrol açısından incelenip kokpit giriş verilerinin nasıl olması gerektiğinin tesbiti

Tabii ki bunların herbiri çok geniş bir inceleme istemektedir ve daha önce yapılmış olan uçaklara ait mekanizma çizim ve tanımlamaların bu konuda çok faydası dokunacağı aşikardır.

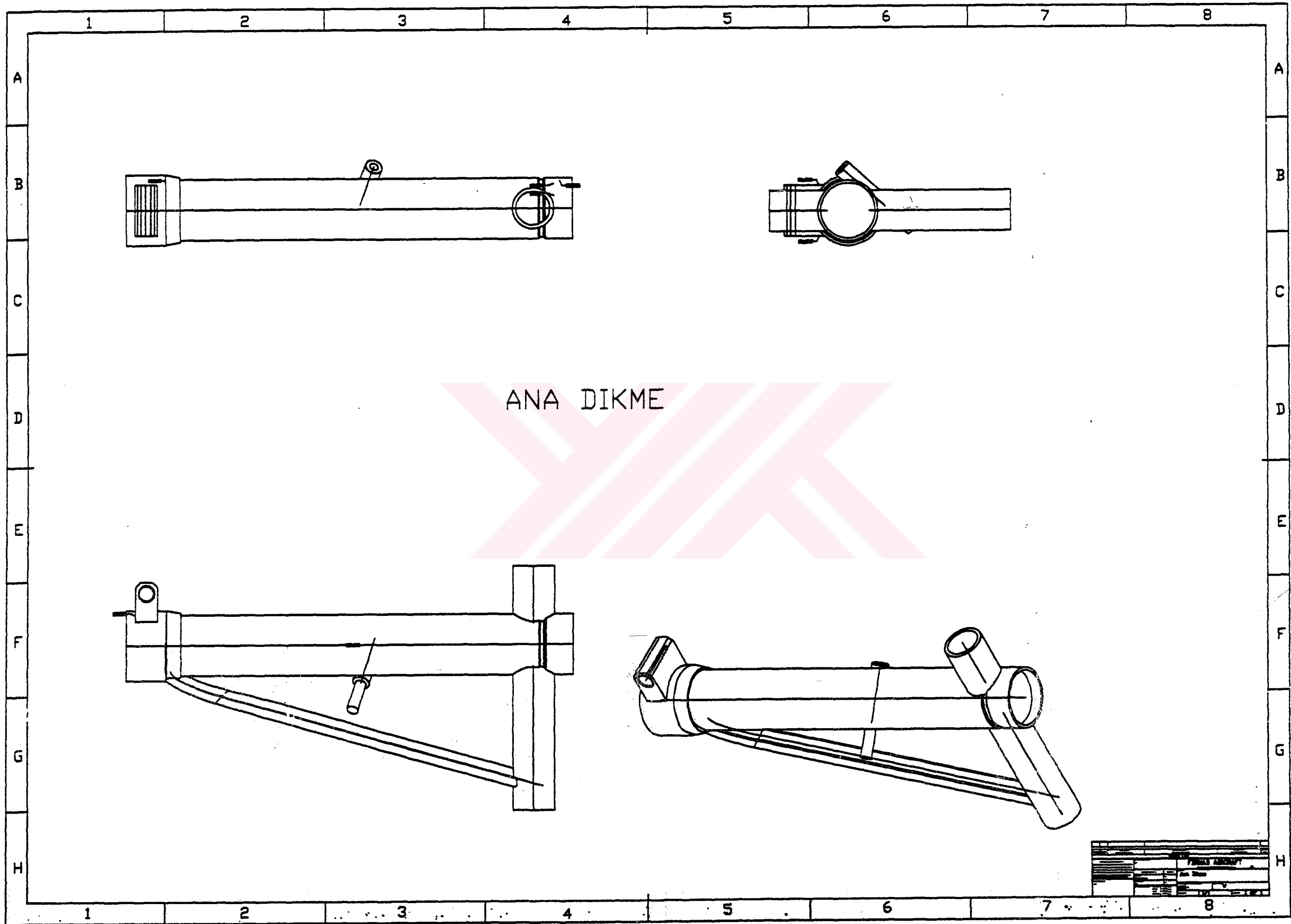
Bu işlemler birkere tanımlandıktan sonra tekrar bir tetkik yapıp uçak dizaynının diğer kısımları ile uygunluk arzedip etmediğı incelenir. Etmediğı takdirde bu işlemlerin yeni baştan değişik bir şekilde tekrar yapılması gerekir.

KAYNAKLAR

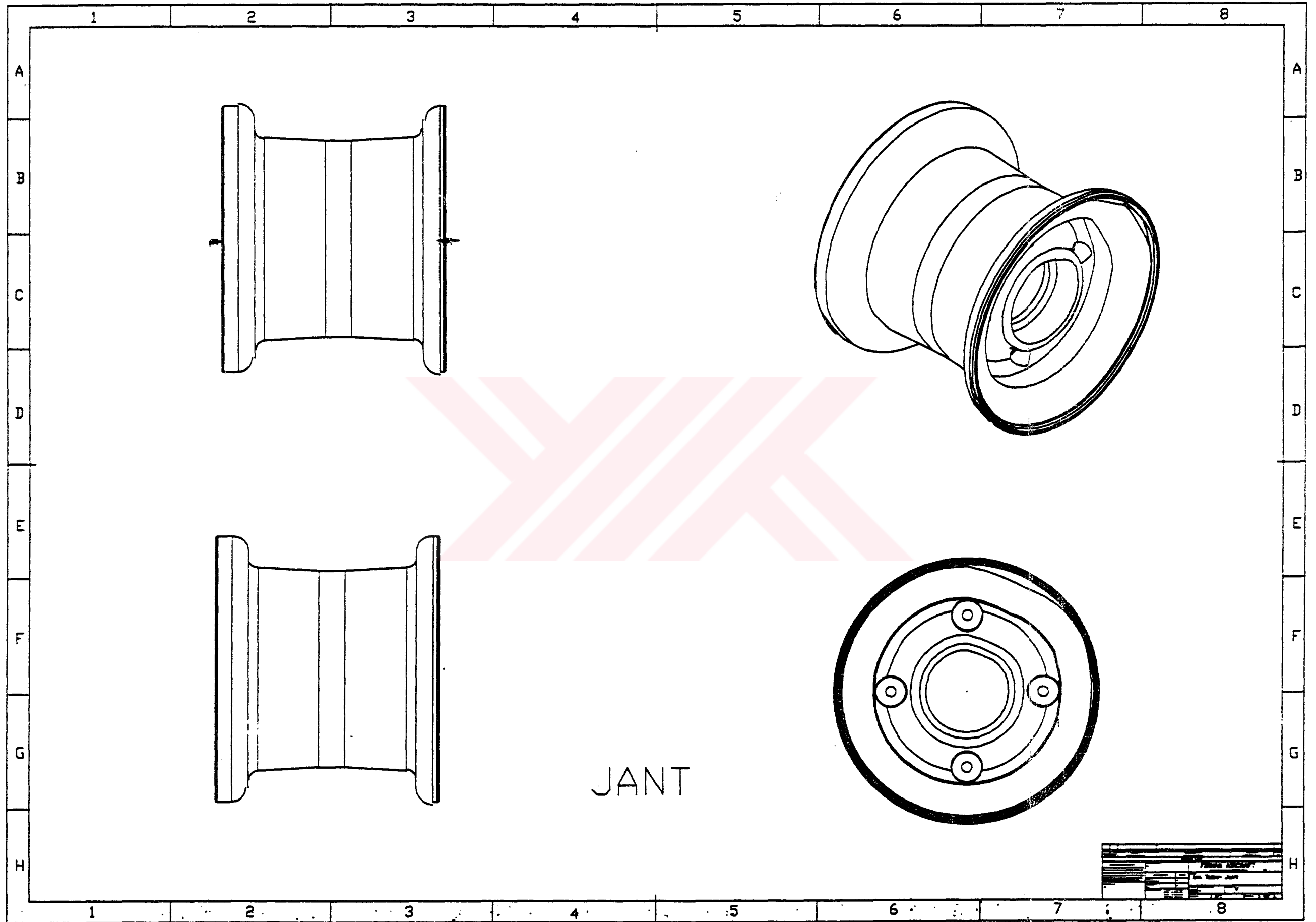
- [1] **ROSKAM, J.** , Airplane Design, Part 2, (1990)
- [2] **ROSKAM, J.** , Airplane Design, Part 4, (1990)
- [3] **CONWAY, H.G.** , Landing Gear Design, (1958)
- [4] **TORENBEEK, E.** , Syntythesis of Subsonic Airplane Design, (1982)
- [5] **BRUHN, E.F.** , Analysis and Design of Flight Vehicle Structures, (1965)
- [6] **CURREY, N.S.** , Landing Gear Design Handbook, (1982)
- [7] **WOOD, K.D.** , Aircraft Design, (1963)

EK A: ANA İNİŞ TAKIMI ÇİZİMLERİ

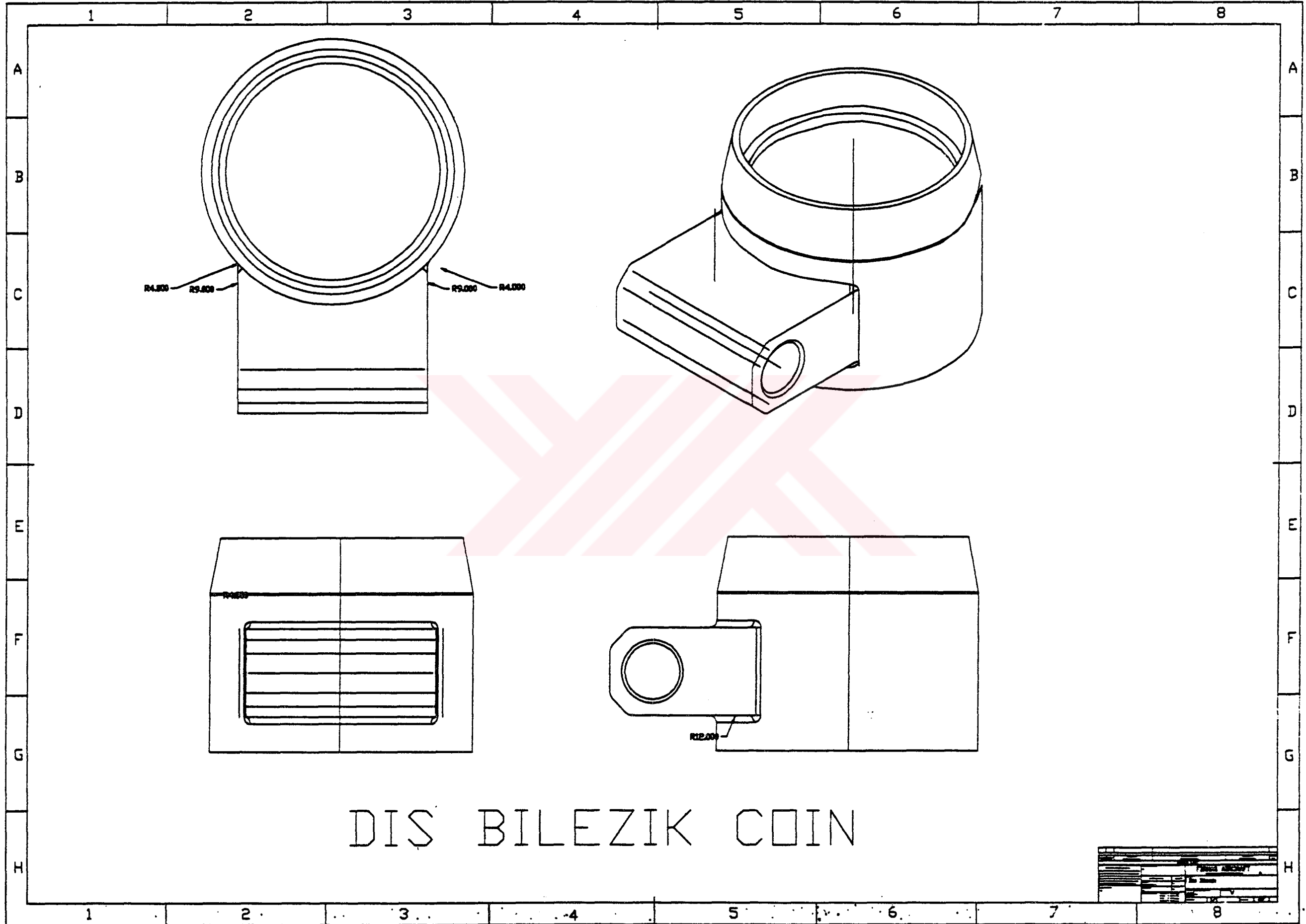




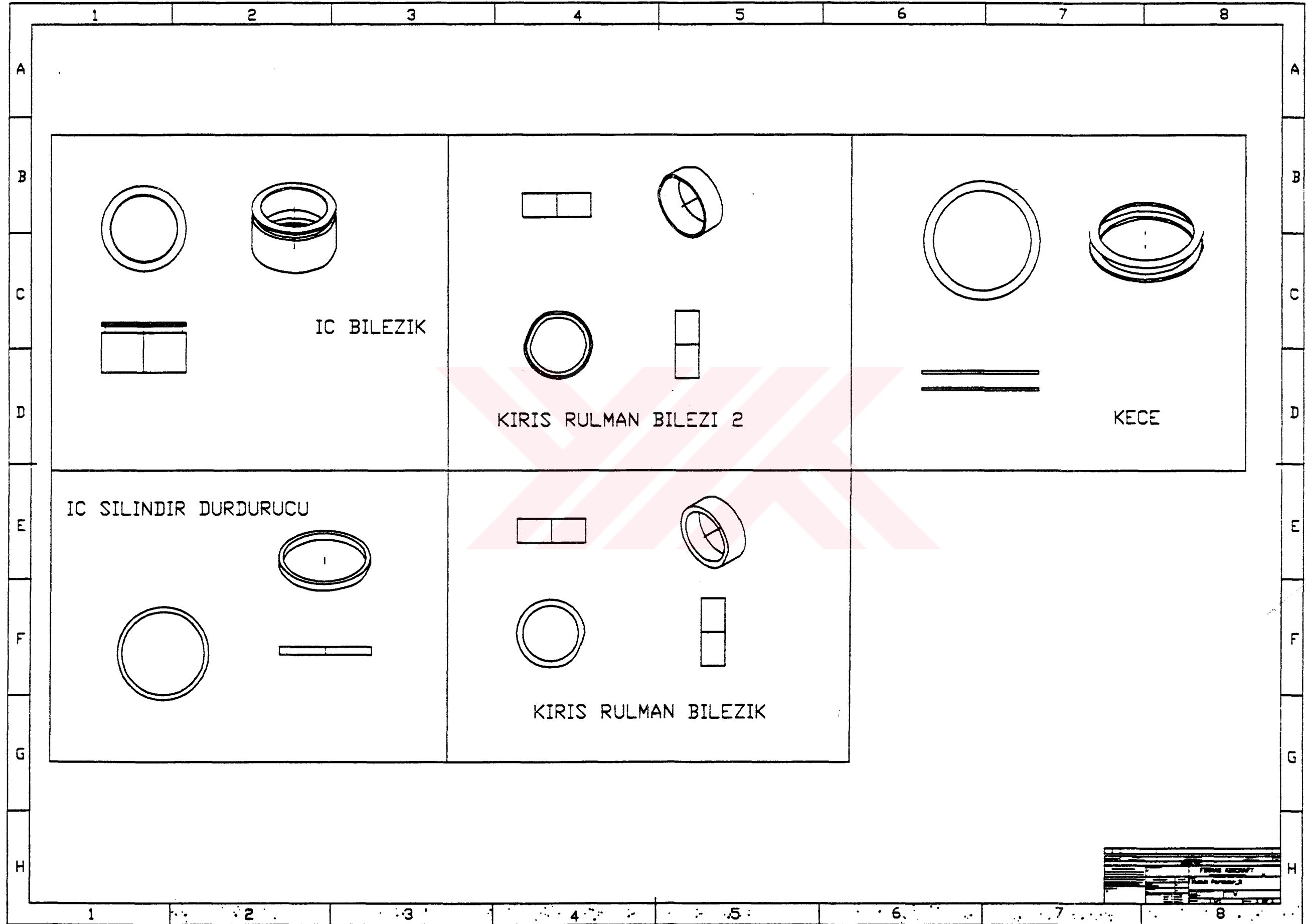
Şekil A.1: Dizayn edilen ana dikme



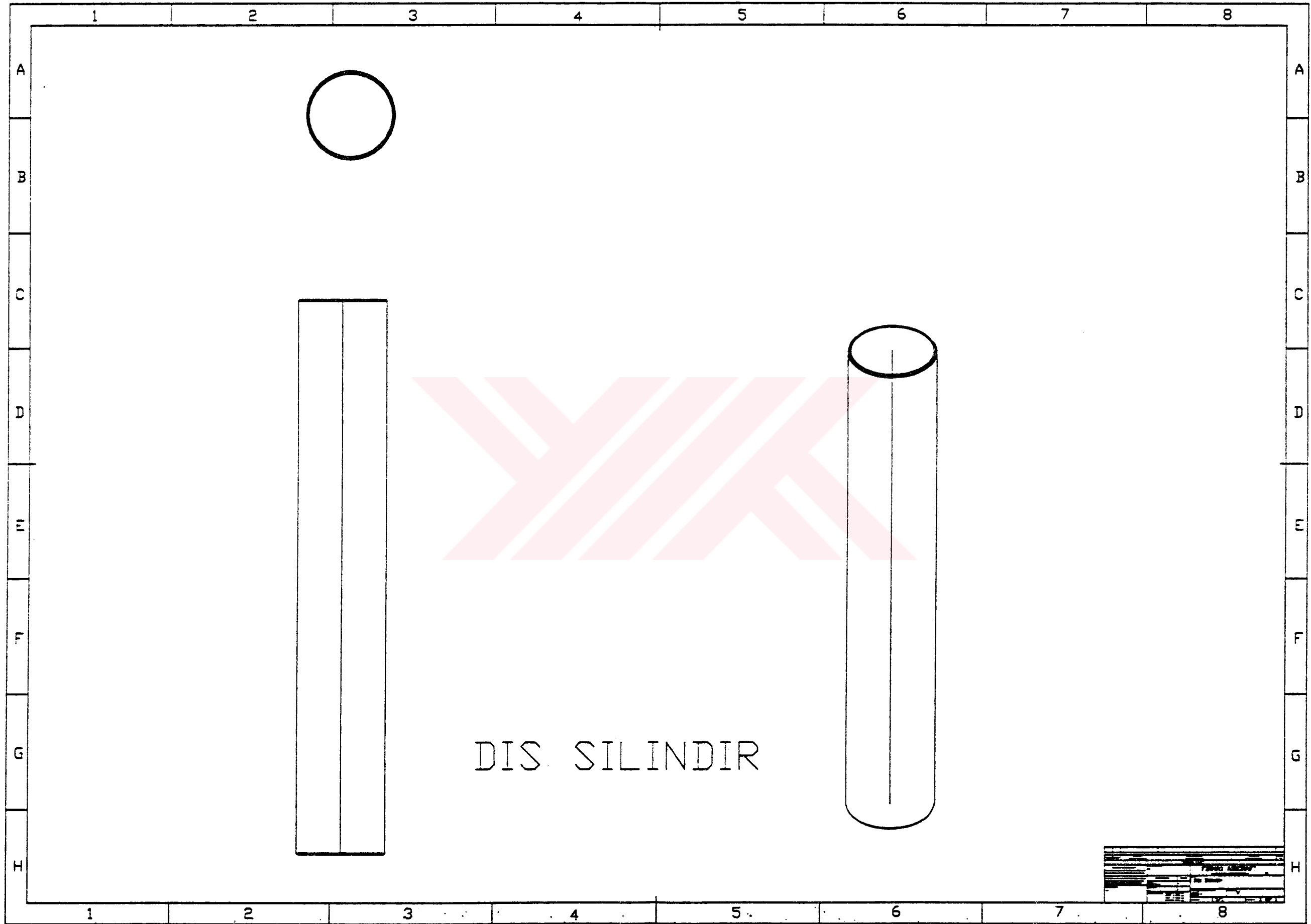
Şekil A.2: Seçilmiş olan standart jant çizimi



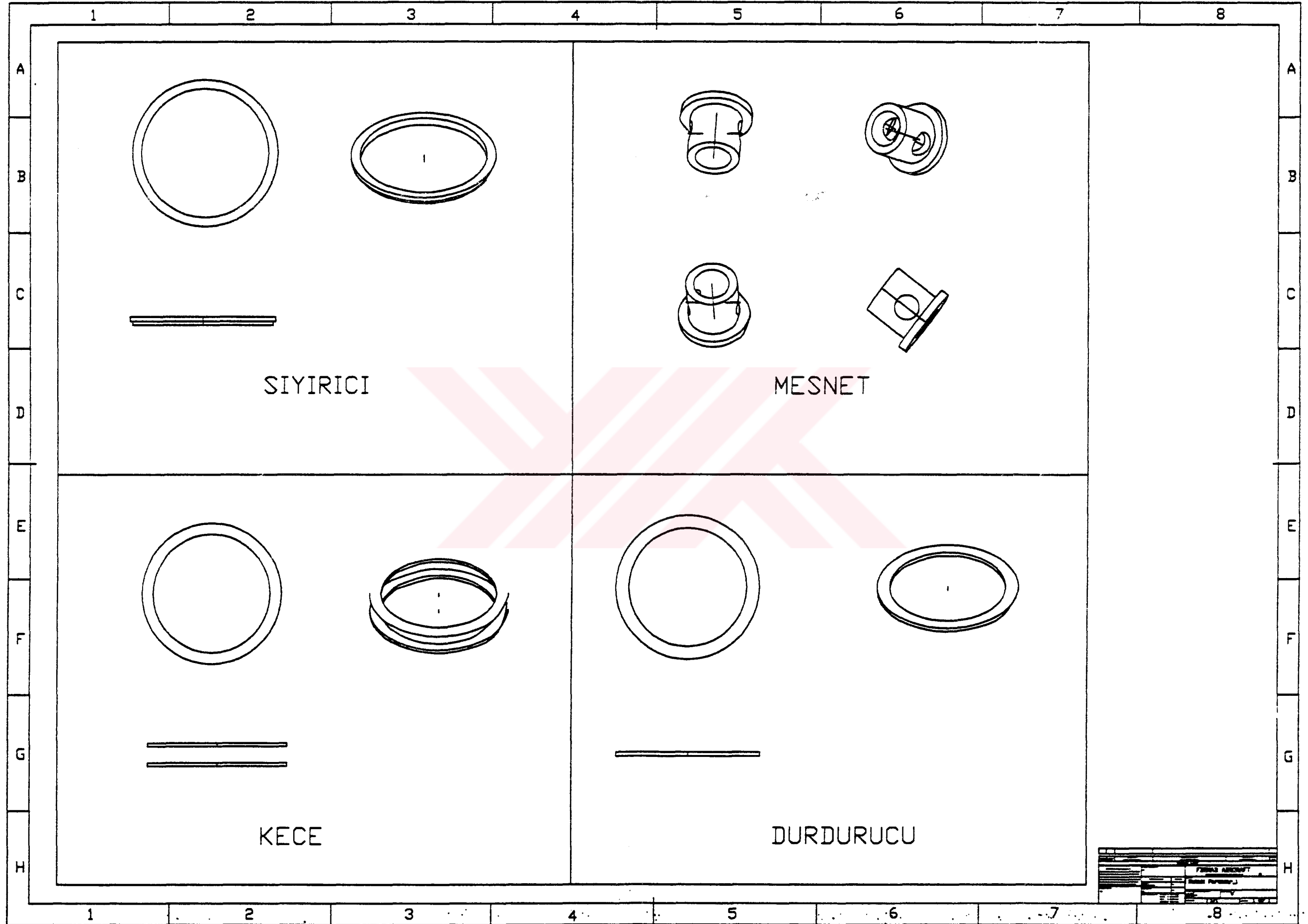
Şekil A.3: Dizayn edilen dış adaptör bileziği ve scissor (tork bağlantı hattı) kulağı



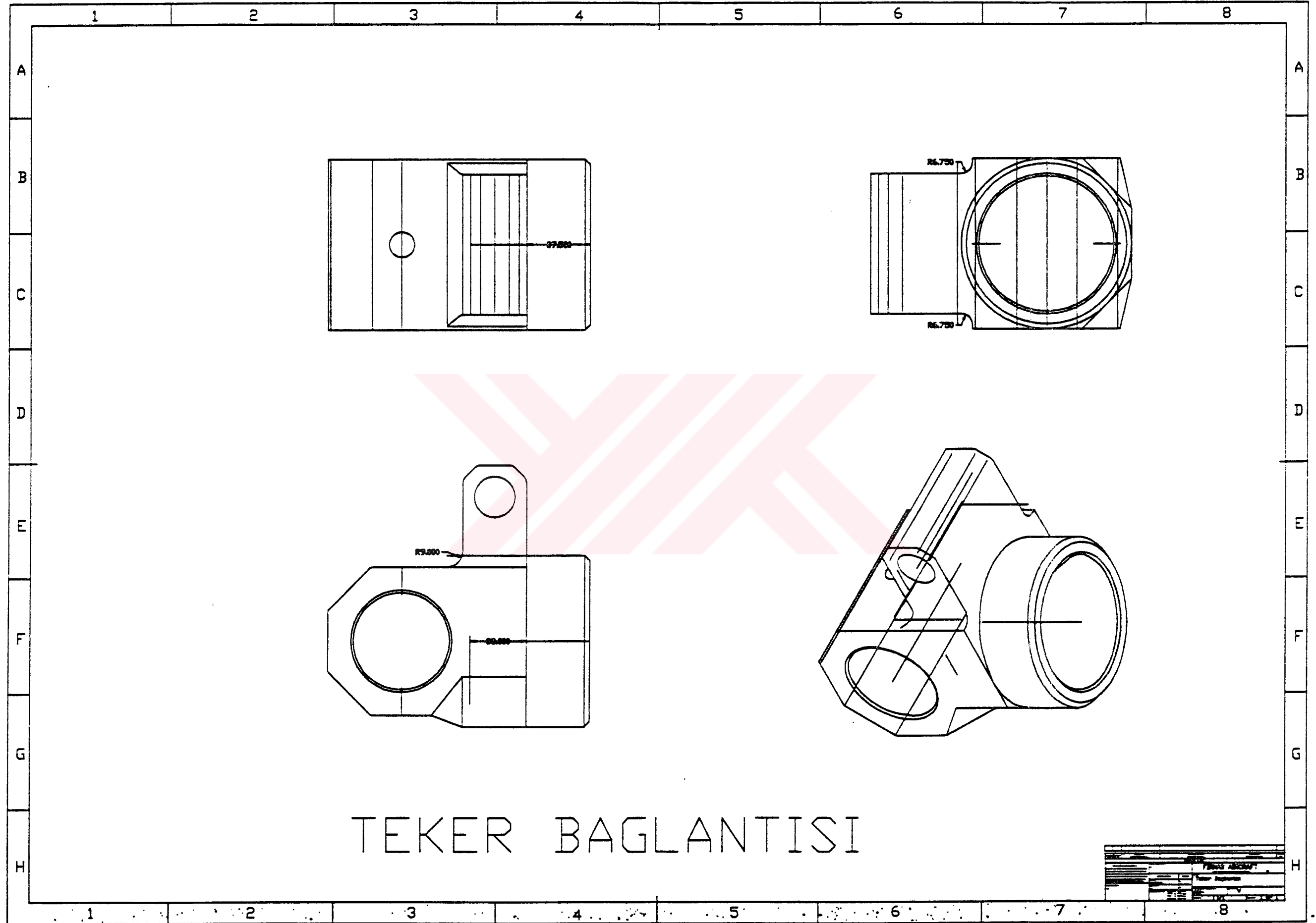
Şekil A.4: Dizayn edilen muhtelif parçalar



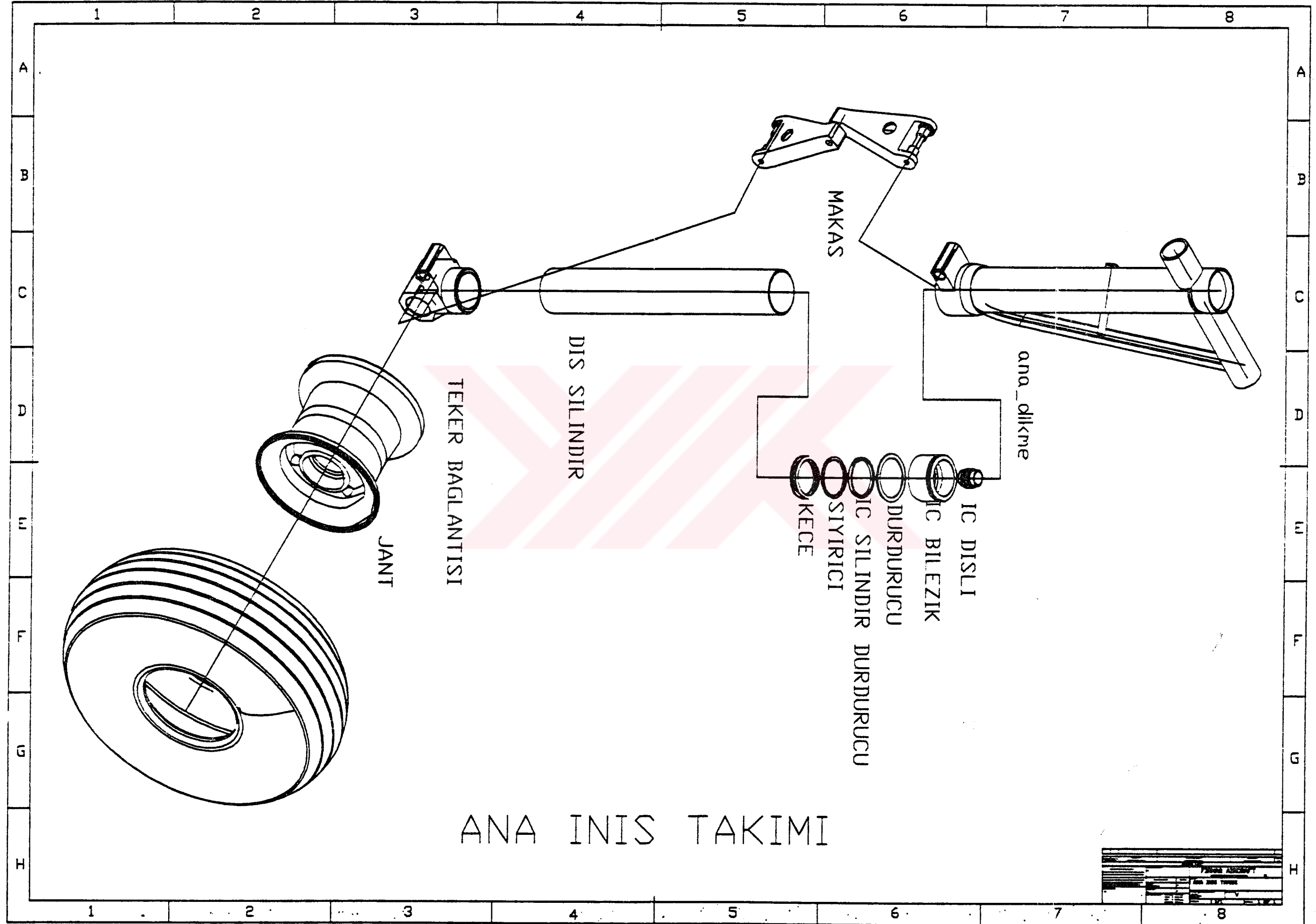
Şekil A.5: Dizayn edilen dış silindir çizimi



Şekil A.6: Dizayn edilen muhtelif parçalar



Şekil A.8: Dizayn edilen teker bağlantı adaptörü çizimi



Şekil A.9: Ana inis takımının genel ayrık görünüş çizimi

ÖZGEÇMİŞ

Zeki KESKİN, 1970 yılında Artvin ili, Şavşat ilçesi Kireçli köyünde doğdu. İlk öğretimini Kocaeli, orta ve lise öğretimini Bursa'da tamamladı. 1986 yılında İstanbul Teknik Üniversitesi, Uçak ve Uzay Bilimleri Fakültesi, Uçak mühendisliği bölümünü kazandı.

1993 yılında hafif uçak dizaynında kullanılacak olan Jane's verilerinin derlenmesi üzerine yaptığı tezle lisans öğretimini 'iyi' derecede bitirdi.

Aynı yıl İstanbul Teknik Üniversitesi, Fen Bilimleri Enstitüsü, Uçak ve Uzay Bilimleri ana bilim dalında yüksek lisans eğitiminden ders almaya başladı.

Halen yine Uçak ve Uzay Bilimleri Fakültesinde Araştırma Görevlisi olarak çalışmaktadır.