

173072

PARAŞUT AERODİNAMİĞİ VE ENDÜSTRİYEL AMAÇLI
DÜŞÜK TÜRBÜLANSLI RÜZGAR TÜNELİ TASARIMI

Ahmet Gani DOYRAN

TÜRKİYE
BİLİMSEL ve TEKNİK
ARAŞTIRMA KURUMU
KÜTÜPHANESİ

Erciyes Üniversitesi
Fen Bilimleri Enstitüsü'ne
Makina Anabilim Dalında Yüksek Lisans
tezi olarak sunulmuştur.

TEMMUZ - 1985

Erciyes Üniversitesi
Fen Bilimleri Enstitüsü Müdürlüğü'ne,

Bu çalışma, Jürimiz tarafından ..MAKİNA.....
anabilim dalında ..YÜKSEK LİSANS tezi olarak
kabul edilmiştir.

22/7/1985

Başkan : ..K. Ararç...
Uye : ..D. Güneş...
Uye : ..S. Kılıç...

ONAY :

Yukarıdaki imzaların, adı geçen öğretim
üyelerine ait olduğunu onaylarım.

26/7/1985

M. Keskin
Enstitü Müdürü V.
Yrd.Doç.Dr. Mustafa KESKİN

Ö Z G E Ç M İ Ş

Bu tezin yazarı 1958, Ankara doğumlu olup, ilk, orta ve lise öğrenimini Ankara'da yapmıştır. 1975 yılında Ankara Orta Doğu Teknik Üniversitesi Makina Bölümünde başlayan lisans öğrenimi ise 1982 yılı sonunda Kayseri Erciyes Üniversitesi Makina Bölümünde tamamlanmıştır. 1983 yılında da aynı bölümde yüksek lisans öğrenimine başlamıştır. Bu tezi de, yüksek lisans bitirme projesi olarak yaptığı çalışmalar sonucu hazırlamıştır.



T E Ş E K K Ü R

Bu proje konusu H.Kv.K. Kayseri Hava İkmal ve Bakım Merkezinde yapılması düşünülen bir paraşüt-deney tünelinin tasarlanması amacıyla ortaya çıkmıştır.

Beni böyle bir konuda çalışmaya teşvik ederek, yönlendiren ve çalışma süresince değerli bilgileri ve dökümanları ile bana yardımcı olan hocam Yrd.Doç.Dr. Tahir Yavuz'a çok teşekkür ederim.

Çalışmalarım sırasında değerli bilgilerine başvurduğum ODTÜ Gaziantep kampusu Makine Bölümü öğretim görevlisi Yrd. Doç.Dr. Kahraman Albayrak ve Bölüm Başkanı Prof.Dr. Ömer T. Göksel, ve ODTÜ Ankara kampusu Havacılık Bölümü Başkanı Prof. Dr. Cahit Çıray'a çok teşekkür ederim.

Yine, çalışmamda bana önemli bir kaynak deposu görevi gören ODTÜ Kütüphanesinden kitap temin etmemi sağlayan arkadaşım araştırma görevlisi Bülent Çandır'a ve kuzenim Kubilay S.L. Özkan'a çok teşekkür ederim.

Tez süresince olduğu kadar tüm öğretim hayatım boyunca beni maddi ve manevi olarak destekleyen, haklarını hiçbir zaman ödeyemeyeceğim anneme, babama ve kardeşlerime de saygı, sevgi ve hürmetlerimi sunarım.

Kayseri

Ahmet Gani Doçran

Temmuz, 1985

Ö Z E T

Havacılık ve havacılık-dışı alanlarındaki problemlerin çözümü çok defa mümkün olamamakta veya elde edilen çözüm gerçekte bağdaşmamakta veyahut da çözüm için bazı datalara gerek duyulmaktadır. Bu nedenle araştırmalarda bazı deneysel çalışmalara ihtiyaç duyulmaktadır. Havacılık ve endüstri aerodinamiği araştırmalarında rüzgar tünelleri en çok kullanılan deneysel metodlardan biridir.

Paraşüt, hem öteleme hem de dönme olmak üzere, genel halde 6 serbestlik derecesine haiz oldukça kompleks bir harekete sahiptir. Paraşüt aerodinamik karakteristiklerinin tesbit edilebilmesi için paraşüt-kütle sistemini etkileyen aerodinamik kuvvet ve moment değerlerinin çeşitli hareket karakteristiklerine ve paraşüt geometrisine göre bilinmesi gerekir.

Bu çalışmada paraşüt aerodinamiği ve endüstri aerodinamiği araştırmalarına cevap verecek uygun bir rüzgar tüneli tasarımı incelenmiştir. Tezin ilk bölümünde temel aerodinamik konular ve deneysel aerodinamik metodlar genel olarak özetlenmiştir. Diğer bölümlerde paraşütün aerodinamik özellikleri incelenerek uygun rüzgar tüneli tipi seçilmiş ve tasarıma yapılmıştır.

Paraşüt aerodinamiği araştırmaları için 6 daralma oranına sahip, 1.3 m x 1.3 m boyutlarında açık çalışma odalı üflelemeli tip bir düşük-hız, düşük-türbülans rüzgar tüneli seçilmiştir. Alarko NIR 90/200-GR90-E-630-60 tipi santrifüj fan 60 BG motor kullanılarak 24 m/sn çalışma hızı elde edebilecektir. Tünelin uzunluğu nozıl çıkışına kadar (fan dahil) ~10.5 m'dir. Tünel açık-jet olarak kullanılabilir gibi; çalışma bölgesi kapatılan tünel kapalı çalışma odalı hale dönüştürülerek daha değişik genel maksatlı araştırma alanlarında da rahatça kullanılabilir özelliğe sahiptir.

VII

S U M M A R Y

The problems on the aeronautical and non-aeronautical subjects can not always be overcome theoretically or the solution may not be realible as in actual usage or some data must be known for the solution. For these reasons, some experimental works are needed. In aeronautical and industrial aerodynamical researches, wind tunnels are one of the most used experimental methods.

Parachute is a very complex flying device, having six degree of freedom with three force and three moment components, in general form. For defining the aerodynamical characteristics of parachute, aerodynamical forces and moments which affect the parachute-store system must be known according to its various motional characteristics and its system geometry.

In this study, a suitable wind tunnel design for researching the parachute aerodynamics and industrial aerodynamics was investigated. In the first part, fundamentals of aerodynamics and experimental aerodynamic methods are reviewed, and, in the latter parts, properties of aerodynamical characteristics of parachute and the experimental studies which may be done were examined. By choosing a suitable type wind tunnel, its design was done. For the studies of the parachute aerodynamics, a low-speed, low-turbulance blower wind tunnel which has a contraction ratio of 6 and an open-jet working section of 1.3 m x 1.3 m was chosen. The tunnel gives 24 m/s working velocity using Alarko NIR 90/200-GR90-E-630-60 type centrifugal fan with 60 HP motor drive. The tunnel length is ~ 10.5 m to the exit of the construction (including fan). Eventhough it can be used with open-jet test section, it can also be used with closed-jet test sections which provide different working facilities for a wide range of research area.

SEMBOLLER

A	Alan, alan oranı (geniş-açılı difüzer), aksenal kuvvet
C_C	Yan kuvvet katsayısı
C_D	Sürüklenme katsayısı
C_F	Kuvvet katsayısı
C_L	Kaldırma katsayısı
C_M	Moment katsayısı
C_N	Normal kuvvet katsayısı
C_P	Basınç katsayısı
C_T	Teğetsel kuvvet katsayısı
c	Ses hızı
D	Çap, sürüklenme kuvveti
d	Çap
E	Elastiklik modülü
ER	Enerji oranı
F	Aerodinamik kuvvet
Fr	Froude sayısı
f	Yüzey sürtünme katsayısı
G	Ağırlık merkezi
G_{De}	Enine dinamik basınç gradyanı
G_{Sb}	Boyuna statik basınç gradyanı
g	Yerçekim ivmesi
K	Bağıl elastiklik (Kaplan Sayısı), basınç düşmesi katsayısı
k_{ij}	İlave akışkan kütle katsayısı
L	Kaldırma kuvveti
L, M, N	Aerodinamik dış momentler
l	Uzunluk
Ma	Mach Sayısı
m	Kütle
n	Saniyedeki salınım sayısı, daralma oranı
P	Aerodinamik basınç, tünel tahrik gücü
Δp_t	Toplam basınç kaybı
Q	Debi
R, r	Yarıçap
Re	Reynolds Sayısı
S	İzdüşüm alanı

St	Strouhal Sayısı
T	teğetsel kuvvet, kinetik enerji
t	zaman
u, v, w	x, y, z yönlerindeki hızlar
$\bar{u}, \bar{v}, \bar{w}$	x, y, z yönlerindeki ortalama hızlar
V	nominal hız
V_R	bağıl hız
Ψ	karakteristik hacim (paraşüt)
\dot{V}	ivme
X, Y, Z	aerodinamik dış kuvvetler
x, y, z	koordinat eksenleri
z_s	z eksenini boyunca eksen merkezi ile kütle merkezi arasındaki mesafe
α	hücum açısı, sapma açısı (perde), duvarlar arası genişleme açısı (difüzer)
α_{ij}	ilave akışkan kütlesi
β	açıklık oranı (perde)
δ	ivmeleme modülü
ϵ	türbülans şiddeti
η	verim
θ	eşdeğer konik açısı (difüzer), giriş açısı (perde)
2θ	difüzer açısı (geniş-açılı difüzer)
λ	tünel güç faktörü
μ	dinamik (mutlak) viskozite
ν	kinematik viskozite
ρ	akışkan yoğunluğu
τ	kayma gerilmesi
Ψ, θ, ψ	koordinat eksenleri

İndisler

g	gozenek
m	model
o	çalışma odası
p	prototip
1	giriş
2	çıkış

İÇİNDEKİLER

Sayfa

BÖLÜM I - TANITIM

1.1-Giriş	1
1.2-Literatür Araştırması	2
1.3-Tezin Amacı ve Kapsamı	3

BÖLÜM II - TEMEL AERODİNAMİK BİLGİSİ VE DENEYSEL
AERODİNAMİK METODLAR

2.1-Temel Aerodinamik	5
2.1.1-Giriş	5
2.1.2-Sınır Tabaka ve Hareket Karakteristikleri	6
2.1.3-Deneysel Aerodinamikte Benzerlik Kuralları	9
2.2-Deneysel Aerodinamik Metodları	13
2.2.1-Giriş	13
2.2.2-Rüzgar Tünelleri	14
2.2.3-Rüzgar Tünellerinin Kullanım Alanları	17
2.2.4-Rüzgar Tüneli Seçimini Etkileyen Faktörler	18
2.2.5-Rüzgar Tünellerinde Akış Düzenlemeleri	20
2.2.6-Rüzgar Tünellerinde Ölçüm Metodları	22
2.2.7-Rüzgar Tünellerinde Akışın Gözlenmesi	24

BÖLÜM III - PARAŞÜT AERODİNAMİĞİNİN İNCELENMESİ

3.1-Giriş	27
3.2-Paraşüt Aerodinamiği	29
3.2.1-Koordinat Eksenleri	29
3.2.2-Paraşüt Aerodinamik Hareket Karakteristikleri	29
3.2.3-Paraşütlerin Hareket Performansları	35
3.3-Modelleme	36
3.4-Deney Teknikleri ve Enstrümantasyonu	39
3.4.1-Deney Teknikleri	39
3.4.2-Rüzgar Tüneli Deneyleri	40
3.5-Sonuç	41

BÖLÜM IV - TÜNELİN TASARIMI

4.1-Tünel Tipinin Seçimi	45
4.2-Üflemlerli Tip Tünellerin Genel Özellikleri	45
4.3-Tünelin Bölümleri	47
4.3.1-Çalışma Odası	47
4.3.2-Difüzerler	49
4.3.2.1-Çıkış Difüzeri	49
4.3.2.2-Geniş-Açılı Difüzer	50
4.3.3-Perdeler ve Petekler	56
4.3.3.1-Perdeler	56
4.3.3.2-Petekler	58
4.3.4-Dinlenme Odası	60
4.3.5-Daralma Konisi	61
4.4-Tünelin Bölümlerinin ve Kayıplarının Hesabı	63
4.4.1-Çalışma Odası	64
4.4.2-Difüzerler	64
4.4.2.1-Çıkış Difüzeri	64
4.4.2.2-Geniş-Açılı Difüzer	64
4.4.3-Dinlenme Odası	65
4.4.4-Daralma Konisi	65

BÖLÜM V - SONUÇLAR

68

KAYNAKLAR

70

EKLER

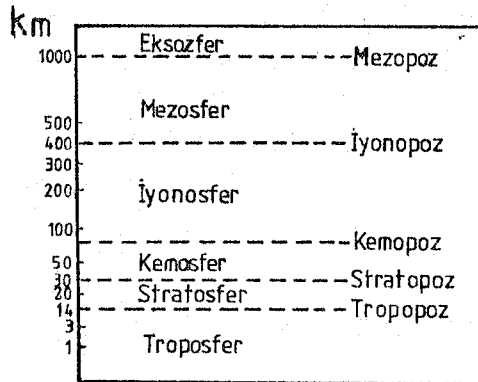
Ek 1-Tünel Güç Kayıpları ve Enerji Oranı	73
Ek 2-Daralma Kavisi	77
Ek 3-Peteğin Yapısı	78
Ek 4-Konstrüksiyon Çizimi	

BÖLÜM I

1-TANITIM

1.1-GİRİŞ

Dünyayı çevreleyen gaz kuşağına "atmosfer" adı verilir. Yaklaşık 2500 km yükseklikte evrensel gaz yoğunluğuna ulaşan atmosfer (Şekil 1.1)'de görülen tabakalardan oluşmaktadır. Bunlardan en alt iki tabaka, troposfer ve stratosfer, günümüz havacılık konularının ilgi alanındadır[1]. Yeryüzeyinden ilk birkaç yüz metre ile birkaç kilometre yüksekliğe kadar olan bölüm insan aktivitelerinin atmosfer etkisinde olduğu "atmosfer sınır tabakası" bölümüdür[2]. Yüzey ile atmosfer arasında ki en fazla kütle, momentum ve ısı değişimleri burada cereyan eder. Bu olaylar ise havacılık dışı (endüstri) aerodinamiğinin konusunu meydana getirir. Yüksek irtifa balonları ile 36 km'ye kadar araştırılan atmosfer, bu yükseklikten sonra roketler ve suni peyklerle araştırılmaktadır[1].



Şekil 1.1. Atmosfer tabakaları.

Atmosferde cereyan eden gerek havacılık ve gerekse havacılık dışı (endüstri) ile ilgili çalışmaların temelini aerodinamik bilgisi oluşturmaktadır. Aerodinamik bilimi, bir katı cisim ile hava akışı arasındaki etkileşimin meydana getirdiği yükleri inceleyen bilim dalı olarak tanımlanabilir. Aerodinamik biliminin önemli bir bölümünü oluşturan paraşüt aerodinamiğinin deneysel metodlarla araştırılması sonucu bugünkü yapılarına kavuşan paraşütler insan indiriminden uzay araçlarının gezegenlere indirilmesine kadar geniş bir uygulama sahasına sahip olmuştur. Kullanılan deneysel metodlar arasında, tüm aerodinamik konularında olduğu gibi paraşüt aerodinamiği üzerindeki teorik çalışmaların deneysel olarak araştırılmasında "rüzgar tünelleri" kullanımı tüm dünyada giderek artan bir önem kazanmaktadır.

Bu çalışmanın konusunu; esasını paraşüt aerodinamik karakteristiklerinin deneysel olarak incelenmesinin teşkil ettiği, bununla birlikte endüstri aerodinamiğinde de kullanılabilircek olan bir rüzgar tünelinin seçimi ve tasarımı oluşturmaktadır.

1.2-LİTERATÜR ARAŞTIRMASI

En basit tip rüzgar tüneli motor tahrikli bir fan ve silindirik bir nozıldan meydana gelmektedir. Bunlar genellikle (uçak motorlarının vs.) soğutma problemleri üzerindeki çalışmalarda kullanılmaktadır. Bu tür tünellerdeki gelişmeler sonucu Rus bilimci Tsiolkovskii hava akışını duvarlarla örterek çalışma odasında sıkıştırılmış hava kullanabilen kapalı çalışma odalı açık devreli üfleme bir rüzgar tüneli yapmıştır [1]. Havacılık araştırmaları için ilk tünel 1871'de İngiltere'de Wenham'da yapılmıştır. 1894'de ise Irminger, Kopenhag Royal Technical College'deki ufak bir rüzgar tüneline bina şekilleri üzerinde kuvvet ve basınç ölçümleri yaparak rüzgar tünellerinin endüstri araştırmalarında uygulanmasını başlatmıştır [3]. Modern rüzgar tünellerinin ilk başarılı örneği 1909-1910 yılları arasında İngiltere'de National Physical Laboratory için yapılan kapalı çalışma odalı, tek dönüşlü tip rüzgar tüneli idi. Yapılan tünel bu konudaki çalışmalara dik katleri çekmiş ve daha başarılı neticeler almak üzere yeni araştırma çalışmaları başlatılmıştır. Bugün dünyada çok deği-

şik aerodinamik çalışmalara cevap verebilen çok sayıda rüzgar tüneli bulunmaktadır[4,5].

Türkiye'de ise rüzgar tüneli araştırmacılığı konusunda ilk büyük adım,1947-1950 yılları arasında Ankara'da yapımı gerçekleştirilen Ankara Rüzgar Tüneli ile atılmıştır[6].Fakat bu tünel çeşitli nedenlerle bugüne kadar çalıştırılmamıştır.Günümüzde ülkemiz üniversitelerinde yapılan rüzgar tünelleri ile çeşitli aerodinamik araştırmalar yapılabilmektedir.

Sahip oldukları çok geniş dinamik karakteristikleri ve serbestlik dereceleri ile yüksek manevra kabiliyetli süzülme paraşütlerinden,Apollo kapsülünü uzaydan dünyaya döndüren indirme paraşütlerine kadar çok çeşitli şekiller alan paraşüt önemli bir teknoloji ürünü haline gelmiştir.Paraşütlerin araştırılma ve geliştirilmesinde ise klasik aerodinamik teorinin yetersiz kalması çok defa deneysel çalışmaları zorunlu kılmaktadır.Bu çalışmalarda aerodinamik performansın tesbiti, basınç dağılımı,açılma prosesleri,kararlılık özelliklerinin iyileştirilmesi gibi farklı düzenekler ile bunlarda kullanılan özel balanslar,geyçler gibi hassas teçhizatları gerektirmektedir.Dünyadaki önemli paraşüt araştırma merkezleri arasında A.B.D.'de Vought Corporation,Sandia National Laboratories,Naval Ship Research and Development Center,Lewis Research Center(NASA),AIAA Parachute Systems Division,Air Force Flight Test Center;Kanada'da Irwin Industries(Ontario),İngiltere'de Leicester University ve Bristol University sayılabilir.Paraşütler üzerindeki çalışmalar için "Paraşüt Handbook",çeşitli raporları içine alan AIAA Aerodynamic Decelerator and Balloon Conference yıllıkları ve araştırmacıların yayınladıkları özel raporlar ilk ele alınan başvuru kaynaklarıdır.Bugüne kadar paraşüt üzerinde yapılan deneysel ve teorik çalışmalar AGARD yayını olarak Leicester Üniversitesi Paraşüt Aerodinamik Araştırma Gurubu tarafından hazırlanmaktadır.

1.3-TEZİN AMACI VE KAPSAMI

Ülkemiz ihtiyaçları göz önüne alınarak başta paraşüt performansının incelenmesi olmak üzere,havacılık ve endüstri aero-

dinamiđi çalıřmalarında kullanılabilcek genel maksatlı bir dūřuk-hız rūzgar tūneli tasarımı ele alan bu tezin, ikinci bōlūmūnde, hava akıřı hakkında genel bilgiler, sınır tabaka teorisi ile deneysel aerodinamiđin gerekliliđi, ūncū bōlūmūnde, parařūt aerodinamiđi ve parařūt aerodinamiđi arařtırmalarına uygun rūzgar tūneli seçimi, dōrdūncū bōlūmūnde, uygun tūnelin tasarımı ve boyutlandırılması yer almaktadır.

Son bōlūmū ise tasarlanan tūnel hakkında alternatif dūřūnceler ve ōnerilere ayrılmıřtır.



BÖLÜM II

2-TEMEL AERODİNAMİK BİLGİSİ VE DENEYSEL AERODİNAMİK METODLAR

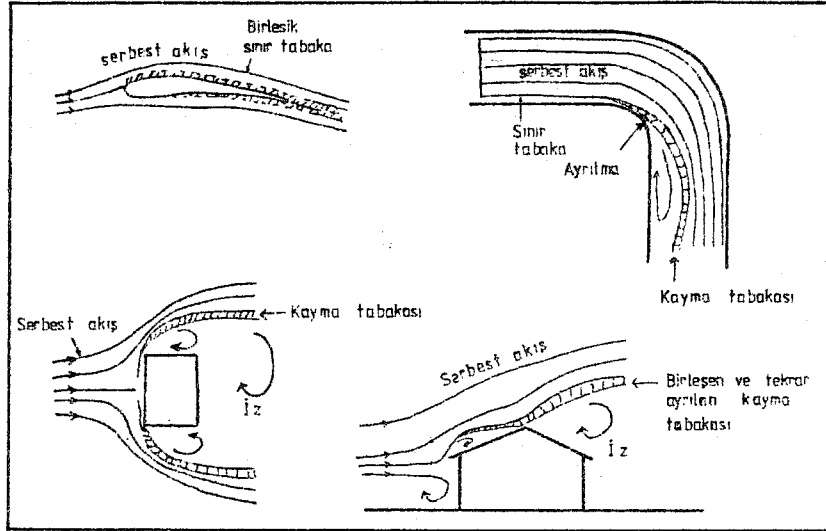
2.1-TEMEL AERODİNAMİK

2.1.1-GİRİŞ

Aerodinamik araştırmalarda incelenen akışkan akışı katı cisim etrafında (Şekil 2.1)'de görüldüğü gibi değişik hız ve basınç alanları meydana getirebilir. Bu akış alanları üç bölgeye ayrılır[1,2,7];

- 1) Cismin ilerisindeki serbest akım bölgesi [free stream flow],
- 2) Kayma gerilmelerinin ($\tau = \mu \frac{du}{dy}$) meydana geldiği sınır tabaka bölgesi,
- 3) Yüzeyden ayrılma bölgesi arkasında oluşan ve düşük hızlı girdapları [eddy] ihtiva eden iz bölgesi [wake].

Mükemmel bir akışkan hareketinde (sürtünmesiz, sıkıştırılmayan bir akışkan) akım boyunca basınç ile hız arasındaki bağıntı "Bernoulli Denklemi" ile belirlenir. Gerçek akışkan durumunda ise cismin etrafındaki sınır tabaka oluşumu ve içindeki hızın değişimi farklı olmaktadır. Bu nedenle sınır tabaka içinde basınç ile hız arasındaki bağıntı için Bernoulli denklemi kullanılmaz. Bu durumda akım karakteristikleri sınır tabaka içinde yüzeyden ayrılma noktasına kadar "Navier-Stokes Denklemi" kullanılarak bulunabilir. Eğer yüzeyden ayrılma olayı varsa ileride görüleceği gibi muhakkak deneysel metodlar kullanmak gerekmektedir.

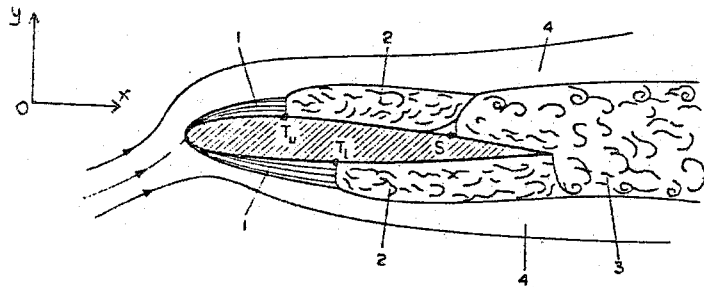


Şekil 2.1 Ortalama akış alanlarına örnekler

Bu nedenle cismin etrafındaki sınır tabaka tecrisi ve cismin etrafında teşekkül eden hareket karakteristiklerini inceleyelim;

2.1.2-SINIR TABAKA VE HAREKET KARAKTERİSTİKLERİ

Sınır tabaka, katı bir sınır civarında kayma gerilmelerinin etkisiyle şekillenen, katı sınırdan sıfırdan başlayıp sınırın dışında serbest akış hızına ulaşan bir hız profiline sahip, nispeten ince bir akış tabakasıdır. (Şekil 2.2)'de görülen kanat profili etrafındaki akışta, ideal akışkan teorisinin uygulanabildiği dış bölgenin altında, cidar etrafında ön kenardan [leading edge] itibaren kalınlığı giderek artan bir bölge vardır. Viskozite etkisiyle (Re sayısına bağlı olarak) değişen bu tabaka düşük Re sayılarında "laminer"dir. Laminer sınır tabaka cidar boyunca çok az bir karışmayla birbiri üzerinde kayan akışkan tabakaları ile karakterize edilir. Ancak hızın



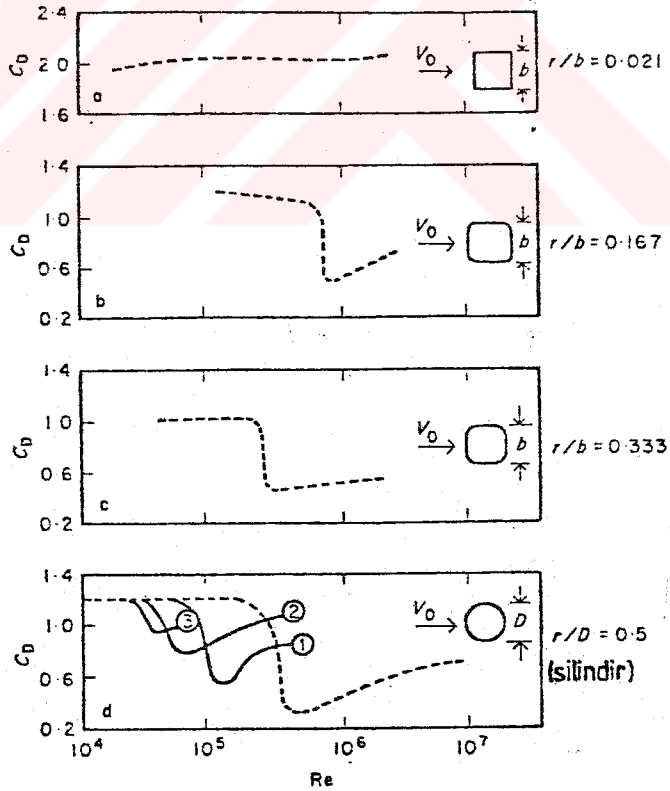
Şekil 2.2 Bir kanat etrafındaki akışta
1:laminer, 2:türbülans s.t., 3:wake, 4:dış akım bölgesi, T_u :üst yüzeydeki geçiş noktası, T_l :alt yüzeydeki g.n., S:ayrılma n.

artmasıyla hareketin düzgünlüğü bozulur [transition]. Eksenel harekette düzensiz radyal dalgalanmalar başlar ve nihayet akım karışır. Bu akışa "türbülans akışı" denir. Laminer sınır tabakadan daha fazla enerji kayıplarına sahip olması nedeni ile türbülans sınır tabakası daha kalındır. Bazı hallerde sınır tabaka alt-akış [down-stream] yönünde kalınlığını arttırırken sınır tabakadaki akış ters döner. Bu olay, vortislerin oluşması ve vorteksin akışkan içinde alt-akışa ilerlerken meydana getirdiği wake olarak adlandırılan akış alanındaki büyük enerji kayıplarına sahip akışı meydana getirir. Hareketin son aşamasında meydana gelen girdaplı hareket bölgesi cismin gerisinde basıncın negatif olduğu (emme [suction]) bir bölge meydana getirir. Bu emme cisim üzerinde büyük bir "basınç sürüklemesine [pressure drag]" neden olur [7]. Keskince olan köşelerden geçen akış, büyük emmeler ve bunun sonucunda cismin yan duvarlarında büyük basınç artışı meydana getirir. Bu tam bir ayrılmaya ve cismin arkasında geniş bir iz oluşumuna neden olur. Böylece gerçek bir akışkan içinde bulunan cisme etki eden akışkan direnç kuvveti, yüzeyden ayrılma noktasının sebep olduğu pressure drag denen basınç kuvvetleri ile cisim etrafında teşekkül eden sınır tabaka içindeki hız gradyanı $(\frac{du}{dy})$ ve akışkanın viskozitesinin sebep olduğu viskoz drag kuvvetlerinin toplamı olarak ifade edilir. Şekil 2.3.a 'da düz bir burna sahip olan vasıtada büyük emmeyi yan duvarlarda büyük bir basınç artması izlemektedir. b' de ise yuvarlatılan burun sayesinde ayrılma önlenmekte ve c_D sürüklenme etkisi küçülmektedir.

Sınır tabakanın durumunu belirtmede Re sayısı özellikle önemlidir. Akış alanının gelişmesinde, ayrılma ile sınır tabaka arasındaki ilgi Re sayısı ile kurulur. Laminer sınır tabaka $l_c = \frac{Re_c \nu}{V}$ ile belirlenen kritik bir uzunluğa kadar uzar. Kritik Re (Re_c) değeri, akım türbülansı, yüzey pürüzlülüğü, yüzey üzerindeki basınç dağılımı gibi faktörlere bağlıdır [7]. Re sayısının sınır tabaka ayrılma noktası üzerindeki (ve bunun sonucu olarak drag değerindeki) etkisinin (Şekil 2.4) 'de örnekleri verilmektedir. Ön kenarda ayrılmanın olduğu kare kesitli model için Re sayısı hakim faktör olma özelliğini kaybettiğinden nispeten daha az etkilidir.

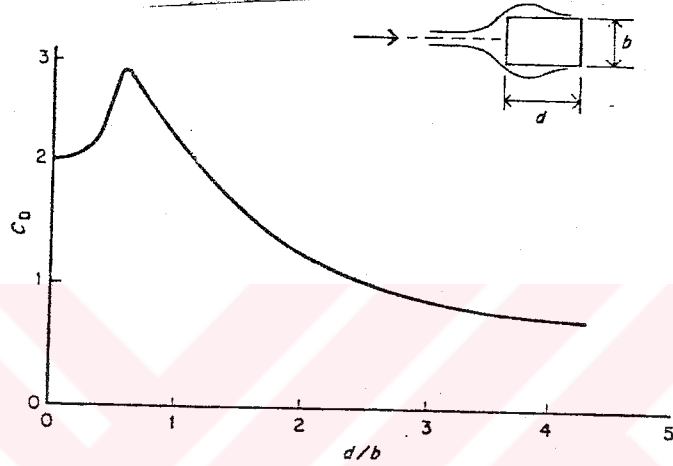
	(a) Açılı burun	<p>ayırılma var</p>	$C_D = 0.76$
	(b) Yuvarlak burun	<p>ayırılma yok</p>	0.42

Şekil 2.3 Bir araç modeli etrafındaki akış. [7]



Şekil 2.4 Kare, köşeleri yuvarlatılmış kare prizmalar ve silindir üzerinde Re sayısının C_D 'ye etkisi. (r = köşe yuvarlaklığı yarıçapı) [2]

Serbest akış türbülansı da kayma tabakasında önemli etkiler yaratır; ortalama ve dalgalı [fluctuating] kuvvetler ve özellikle değişen basınç, ön kenar etrafında yüksek basınçlar meydana getirir. Bu durum özellikle binaların çatı kaplamaları ve pencereleri için tehlike yaratır ve endüstri aerodinamiğinin önemli bir konusunu teşkil eder. Şekil 2.5 te görüldüğü gibi türbülansın artması, sınır tabakada akışkanın karışma oranının artmasına ve bunun sonucu olarak basıncın azalmasına, sürüklemenin artmasına sebep olur.



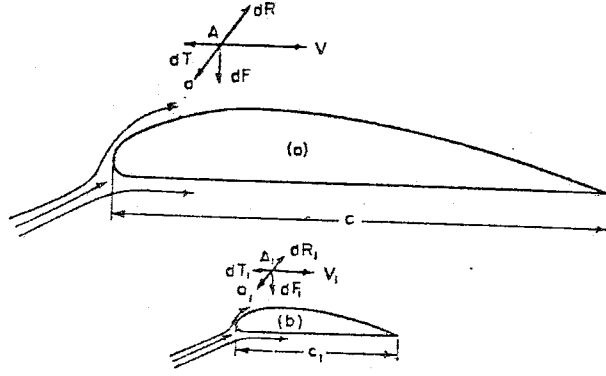
Şekil 2.5 Cisim boyutu ve türbülansın drag üzerindeki etkisi. [2]

Akış özelliklerinin ve çevreledikleri cisimlerin çeşitliliği nedeniyle matematik model kurarak teorik olarak aerodinamik karakteristikleri bulmanın imkansızlığı deneysel aerodinamik metodların kullanılmasını gerektirmektedir. Deneyler genellikle ufak ve basitleştirilmiş modeller üzerinde yapılır. Bu nedenle model ile hakiki cisim arasında gerçek ilgi yoktur (bağıl akış hızlarının yön ve şiddetleri vb. arasında ilgiler vardır) [1,2,7,8].

2.1.3-DENEYSSEL AERODİNAMİKTE BENZERLİK KURALLARI

Benzerlik kuralları ile ilgili ilk çalışmalar Newton tarafından yapılmıştır. Günümüzde benzerlik kuralları yardımı ile pratikteki bir çok durumun modeller kullanılarak düşünülmesi mümkün olmaktadır.

Gaz ya da sıvı akışının bir cisim üzerinden geçmesi halinde (Şekil 2.6), bu cisimler arasında "geometrik benzerlik" varsa, karşılıklı boyutlarının (l ve l_1) oranı sabittir.



Şekil 2.6 Geometrik olarak benzer iki cisimden geçen akış.a)gerçek, b)model. [1]

$$\frac{l_1}{l} = \text{sabit} \quad (2.1)$$

Geometrik benzerlikteki cisimleri çevreleyen akışlardaki karşılıklı parçacıklar zamanın belli oransal aralıklarında benzer yol boyunca geçiyorsa ($t_1/t = \text{sabit}_1$ ise) "kinematik benzerlik" de mevcuttur. Kinematik benzerlik A ve A_1 noktalarındaki akış hızları (V ve V_1) arasındaki orantının sabit olmasını gerektirir;

$$\frac{V_1}{V} = \frac{l_1 t}{l t_1} = \text{sabit}_2 \quad (2.2)$$

Şayet cisim ve modeli çevreleyen mukayeseli akımların karşılıklı noktalarında "dinamik benzerlik" varsa, dinamik yapıyı kuran bütün elementler arasında ilgi vardır. Yani iki akıştaki parçacıklar üzerine etki eden kuvvet poligonlarında benzerlik vardır ve aşağıdaki şart sağlanmalıdır;

$$\frac{F_1}{F} = \text{sabit}_3 \quad (2.3)$$

Dolayısıyla cisim üzerine etki eden kuvvetlerin deneyde de benzer şiddette modeli üzerine etki etmesi gerekir. Kuvvetlerin büyüklükleri hakkında fikir veren aerodinamik katsayılar; aerodinamik kuvvet katsayıları, aerodinamik moment katsayıları ve aerodinamik basınç katsayılarıdır.

Aerodinamik kuvvet için deneysel aerodinamiğin genel formülü:

$$F = c_F \frac{\rho V^2}{2} A \quad (2.4)$$

olarak ifade edilir. Burada F: aerodinamik kuvvet, c_F : aerodinamik kuvvet katsayısı, ρ : akışkanın yoğunluğu, V: hız, A: alandır.

$C_F, C_L, C_D, C_G \dots$ (kuvvet, kaldırma, sürükleme, yan kuvvet ...) gibi bir kuvvet katsayısı hesaplama ve deney yoluyla bulunarak tabii şartlara nakledilir.

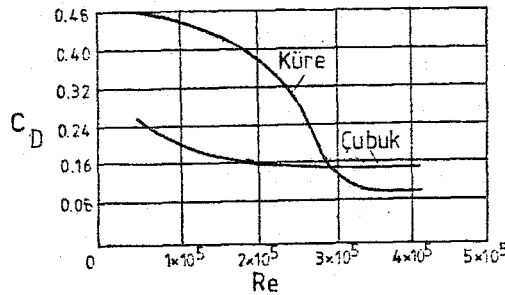
Seçilen bir eksen etrafındaki aerodinamik moment, cisme etki eden aerodinamik kuvvet ile eksen etrafındaki kuvvet kolunun çarpımıdır;

$$M = FL = C_M \frac{\rho V^2}{2} AL \quad (2.5)$$

Burada C_M : aerodinamik moment katsayısı, L :moment koludur. Kuvvetlerde olduğu gibi moment katsayılarında da modelin şartları tabii şartlara taşınarak akışların benzerliği sağlanmış olur. Katı cisimler hareketli bir akışkan tarafından çevreledikleri zaman yüzeylerindeki basınç değişik bölgelerde farklılık gösterir. Böyle yüzeyler üzerindeki benzer noktalara etki eden basınçlar arasında bir oran vardır. Bu oran aerodinamik basınç katsayısı;

$$C_P = \frac{P}{\rho V^2 / 2} \quad (2.6)$$

olarak ifade edilir. Burada c_p : a. basınç katsayısı, P : basınçtır. Aerodinamik özelliklerle ilgili en önemli terimlerden biri "Reynolds Sayısı (Re)" olarak bildiğimiz viskoz kuvvetlerin atalet kuvvetlerine oranıdır ($Re = \frac{V L}{\nu}$). Tabii şartlar ve deney şartları için Re sayısı sabit tutulursa (akımların türbülansının aynı olduğu varsayımıyla) viskozite etkisi doğru tahmin edilmiş olur. Yapılan araştırmalar birçok önemli aerodinamik karakteristiğin öncelikle Re değerine bağlı olduğunu göstermiştir. Şekil 2.7 bir küre ve silindir çubuk için Re 'ye karşı c_D değişimini göstermektedir.



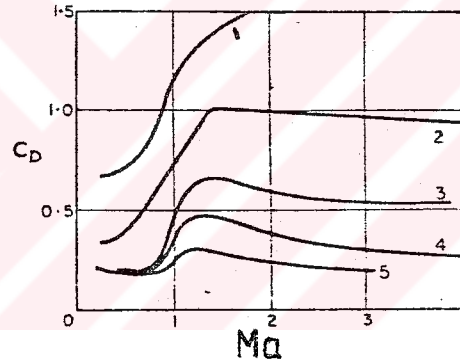
Şekil 2.7

Akış şartlarına öncelikle etki eden kuvvetlerin ağırlıkta olduğu halleri ele alacak olursak (serbest düşme gibi), bu durumda viskozitenin ihmal edildiği yüksek (süper kritik) Re sayısı varsayımı uygulanır, ve çalışılan ortamlar sıkıştırılmaz ise atalet kuvvetlerinin ağırlık kuvvetlerine oranı

($Fr = \frac{V^2}{Lg}$ Froude Sayısı) akım benzerliğini çözümler. Fr sayısı

akımda özellikle potansiyel enerji gibi yüksek dikey bağıl hızların etkili olduğu durumlarda uygulanır. Uçaklarda pike dalışları, gemi ve deniz uçakları tasarımı bu tür uygulamalardır [1].

Model ve gerçek cisim etrafındaki akış ortamı sıkıştırılabilir ise benzerlik, elastik kuvvetlerin atalet kuvvetlerine oranı ($\frac{\rho V^2}{E}$) olan Mach sayısının ($Ma = V/c$) eşitliği ile sağlanır (c: ses hızı). Ma sayısı da cisimlerin c_D 'lerini etkiler (Şekil 2.8).



Şekil 2.8 Çeşitli cisimlerin Ma'ya bağlı drag katsayıları. 1: silindir; 2: küre; 3, 4, 5: çeşitli tip mermiler [1]

Periyodik olarak tekrar eden olaylar arasında (uçakların kanat veya kuyruk titreşimleri, pervane veya helikopter rotoru dönüşü, izdeki vortislerin oluşması vb.) kinematik bir benzerlik varsa, harmonik titreşimleri de benzerdir. Bu benzerlik Strouhal Sayısı ($\frac{Ln}{V} = St$) ile tanımlanır (L: karakteristik uzunluk, n: saniyedeki salınım sayısı) ve periyodik davranışlar yönünden benzerlik kriteri olarak alınır.

Benzerlik terimi model ile gerçek arasındaki "Tam Benzerlik" anlamında kullanılmaktadır. Yani hız poligonları, ivmeler, kuvvetler ve akımı tanımlayan bütün homojen fizikî büyüklükler karşılıklı seçilen noktalarda aynı orantılara sahiptirler. Şayet bu şart gözlenmiyorsa, yani akışı karakterize eden bütün

büyüklikler sabit oranlara sahip değillerse, "Kısmi Benzerlik" söz konusudur. Kısmi benzerlik durumunda ortamın fiziksel özelliklerinden biri veya birkaçı arasında (viskozite, elâstiklik, ...vb.) benzerlik vardır. Örneğın c_D aerodinamik kuvvet katsayısı ve benzerlik kriterleri arasında bir ilgi düşünülürse

$$c_D = f(\text{şekil}, \psi, \theta, \varphi, Fr, Re, Ma, St, E) \text{ yazılabilir.}$$

Burada ψ, θ, φ : cismin uzaydaki yönünü; Fr, Re, Ma, St : benzerlik kriterini; E : akımdaki türbülans değerini belirtmektedir.

Kısmi benzerlik ise verilen hal için en uygun olduğu düşünülen bir veya iki kriterin sağlandığı şartı temsil eden özelliğın kullanılması demektir. Yani:

$$c_D = f_1(\text{şekil}, \psi, \theta, \varphi, Fr),$$

$$c_D = f_2(\text{şekil}, \psi, \theta, \varphi, Re),$$

$$c_D = f_3(\text{şekil}, \psi, \theta, \varphi, Ma),$$

$$\vdots$$

$$c_D = f_n(\text{şekil}, \psi, \theta, \varphi, Re, Fr),$$

$$c_D = f_{n+1}(\text{şekil}, \psi, \theta, \varphi, Re, Ma), \dots \text{vb. olabilir.}$$

Ancak deneysel çalışmalarda ikili isteklerin gerçekleşmesi bazı özel düzenlerin kurulması ile mümkündür. Örneğın Re ve Ma beraberliğı için değışken basınçlı (yoğunluklu) bir yüksek hız tüneli gerekli ikon, aerobatiklerin (pike dalışlar, serbest düşüşler vb.) araştırılması için, Re ve Fr beraberliğini sağlamak üzere, dönen kanallı santrifüj alanı olan veya kanalında su yerine kinematik viskozitesi farklı bir başka sıvı olan deney düzenekleri gerekir [1,4].

2.2-DENEYSEL AERODİNAMİK METODLAR

2.2.1-GİRİŞ

Aerodinamik ile ilgili hesaplamalarda öncelikle cisimler üzerinde etkili olan kuvvetlerin ve momentlerin belirlenmesi ve bağıl hava hızlarının yön ve şiddetlerinin bulunması ele alınır. Bu iş teorik olarak yapılmakla beraber, aerodinamik hadiselerın özelliğı sebebiyle deneysel metodlara başvurmak daha güvenilir olmaktadır. Deneysel aerodinamik metodlar çok çeşitli olup dayandıkları ortak prensip bağıl harekettir. Bu prensibe göre "bir katı cisim etrafından geçen akış nedeniyle meydana gelen kuvvet kavramı, akışın sabit cisim etrafından

geçmesi veya cismin sabit ortamda hareket etmesine göre de-
ğişmez". Buna göre bütün deney metodları iki temel gruba ay-
rılır [1,4] :

1) Ortamın durgun [stationary], cismin hareket halinde olduğu
metodlar,

2) Cismin durgun, ortamın hareketli olduğu metodlar.

Birinci gruba şu metodlar girer:

1) Bir cismin doğrusal bir hat üzerindeki hareketi

(a) Serbest düşme [free fall]

(b) Aerodinamik kızak [aerodynamic carriage] (Foto 2.1)

(c) Uçuş deneyleri [flight tests]

2) Bir cismin eğrisel hat üzerindeki hareketi

(a) Dönme makineleri [Rotating machinery] (Şekil 2.9)

(b) Uçuş deneyleri

İkinci gruba da şu metodlar girer:

(a) Tabii rüzgar kullanılarak

(b) Rüzgar tüneli kullanılarak

Ayrıca bu çalışmalar için havadan farklı ortamlar kullanıla-
bilir (su tüneli vs. gibi).

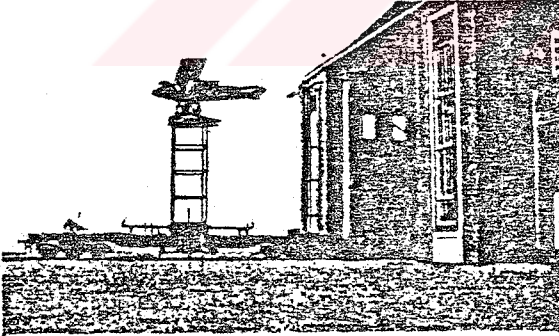
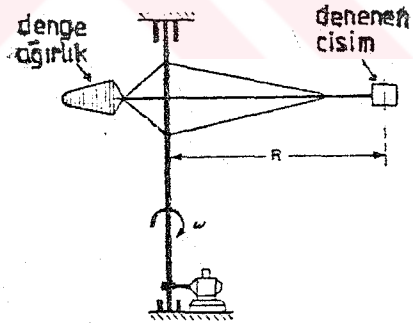


Foto 2.1 Aerodinamik kızak



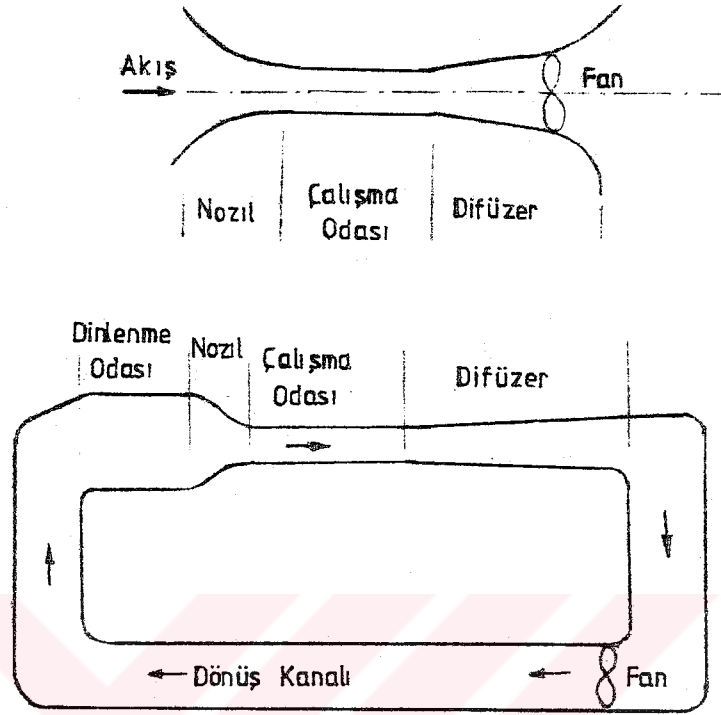
Şekil 2.9 Dönen kol

2.2.2- RÜZGAR TÜNELLERİ

Aerodinamik araştırmalarda tabii rüzgar kullanmanın dezavan-
tajları nedeniyle bir fan yardımıyla elde edilen suni rüzga-
rın kullanıldığı deney düzenekleri geliştirilmiştir. Rüzgar
tüneli metodu aerodinamik kuvvetleri ölçme yöntemleri içinde
en uygun olanı ve doğru neticeler alınanıdır. Rüzgar tünelleri
temel olarak iki tipe ayrılmaktadır (Şekil 2.10):

(i) Açık devre tüneller (Eiffel tipi),

(ii) Kapalı devre tüneller (geri dönen akışlı tüneller)
(Göttingen veya Prandtl tipi).



Şekil 2.10 Açık ve kapalı devre tüneller

Açık devreli tünellerde havanın içinde bulunduğu hacimden alınıp aynı hacime boşaltılmasına karşılık, kapalı devre tünellerde difüzer uzatılarak bir geri dönüş kanalı sağlanmıştır.

Kapalı devreli, kapalı çalışma odalı rüzgar tünellerinin başlıca avantajı hava haricindeki akışkanların kullanılabilmesi; ve akışkan içindeki toz ve benzeri pisliklerin azaltılabilme imkanlarıdır. Buna karşılık devre içinde giderek sıcaklığı artan akışkanı soğutma problemi ortaya çıkar. Açık devreli tünellerde ise dikkate alınması gereken dezavantajlar şunlardır [4]:

- Harici hava akımlarına maruz kalabilirler,
- Gürültülüdürler,
- Hava şartlarındaki değişikliklerden (yağmur, kar, ısı vs. gibi) etkilenebilirler,
- Çalışma odası çevre basıncının etkisi altındadır,
- Kir, toz, böcek ve kuşlar tünele girip akım kalitesine zarar verebilir,
- Fanlar model arızalarından dolayı hasara uğrayabilir.

Açık devreli tünellerin maliyet ucuzluğu yanı sıra şu avantajları vardır[4]:

- V/STOL uçakları gibi kaba cisimlerin [bluff body] deneylerinde meydana gelen büyük akış değişimleri devre boyunca taşınmamış olur,
- Motorlar temiz havada çalıştırılabilir,
- Soğutma problemi yoktur,
- Gürültü hava akışını bozmaz,
- Duman deneylerinin (akım gözlemlerinin) yapılması ve görülmesi daha kolaydır.Kapalı devre tünellerde ise akış boyunca dönen dumanlar gözlem için yaratılan dumanın özelliğini bozar.

Rüzgar tünelleri deney hızına göre ikiye ayrılabilir:

- 1)Düşük hız [low speed] rüzgar tünellerinde sıkıştırılabilirlik[7] ihmal edilir.
- 2)Yüksek hız [high speed] rüzgar tünellerinde ise hava akışı sıkıştırılabilir hızlardadır.

Jet hızının ses hızına oranına (Ma) göre de tüneller gruplara ayrılırlar[6]:subsonik ($Ma < 0.8$),transonik ($\sim 0.8 < Ma < \sim 1.4$), süpersonik ($\sim 1.4 < Ma < \sim 4, \sim 5$),hipersonik ($\sim 4, \sim 5 < Ma$).

Rüzgar tünellerinin bir diğer sınıflaması da çalışma odalarının kesit şekillerine göredir (Kare,dikdörtgen,köşeleri doldurulmuş dörtgen,altıgen,sekizgen,dairesel,elips..vb.). Çalışma odaları tamamen duvarla kaplanmış veya açık jet olabilir.Açık jet tipli tüneller modelin ve ölçüm aletlerinin kurulma ve değiştirme kolaylığına sahiptirler,fakat çalışma bölgesinde ortalama basınç ya da basınç gradyanı ayarlamasına imkan vermezler.Açık çalışma odalarında paraşüt,pervane,uçak gövdesi[nacelle] gibi bluff cisim deneyleri yapılması halinde sınır etkileri de azalmaktadır.Açık jet kullanılması nın iki önemli sakıncası vardır[4]:

- Tünel balansı genellikle dikkate alınması gereken bir engelleme yaratacağından bir katı sınır gibi göz önüne alınması gerekir.Bu,sınır etkileri hesaplamalarında jeti tamamen açık gibi düşünmememize neden olur.
- Açık jetli bir tünelin güç gereksinimi kapalı jetli,aynı hızdaki,aynı tip tünele göre üç kat daha fazlalaşabilir.

2.2.3-RÜZGAR TÜNELİ KULLANIM ALANLARI

Rüzgar tünelleri günümüzde aşağıdaki amaçlarla kullanılmaktadırlar:

- Model şeklinin, serbest akış hızının ve rüzgar yönüne göre bağlı konumunun fonksiyonları olarak, hareketli sistemlerin aerodinamik karakteristikleri üzerindeki etkileri üzerine yapılan araştırmalar,
- Gaz türbinlerinin, pervanelerin, kompresörlerin, fanların, uçak motorlarının vs. performans deneyleri,
- Temel araştırmalar (Sınır tabaka, sınır tabaka ayrılması, türbülans vs.),
- Uçuş dinamiği araştırmaları.

Hepsi aerodinamik biliminin uygulamaları olan bu araştırmalar mühendislik çalışmaları açısından iki temel alanda kullanılır.

1)Havacılık Ve Uzay Araştırmaları:

Uçak, helikopter, roket, balon, paraşüt vb. atmosferde hareketli sistemlerin aerodinamik karakteristiklerinin elde edilmesinde en önemli araçtır.

2)Havacılık Ve Uzay Dışı Araştırmalar:

"Endüstri Aerodinamiği" adı altında da incelenen havacılık dışı aerodinamik problemleri aşağıdaki gibi sınıflandırılabilirler[3,4,6,9]:

(i)Kara ve deniz taşıtlarının göz önüne alındığı problemler: Tren, otomobil, bisiklet vb. araçların hava direncini tahmin etmek ve minimuma indirmek; çeşitli rüzgar etkilerinde yol kararlılığı[stability] etüdü yapmak; radyatör vb. sistemlerin etkinliğini saptamak, iyileştirmek; gemilerin su üstü bölümleri için aynı problemleri ve ayrıca bacalarının tasarım problemini incelemek sayılabilir.

(ii)Yapı Endüstrisi:

Binaların etrafında akan rüzgarın oluşturduğu alçak ve yüksek basınç bölgelerinin binayı tahrip etmesi (damların kısmen ya da tamamen uçması vs...) sorununun araştırılması önemli bir uygulama alanını meydana getirir. Rüzgarın yapılar üzerindeki statik etkileri yanında dinamik etkilerinin araştırılması

rılması da (asma köprü titreşimleri, yüksek baca ve kule titreşimleri, enerji nakil titreşimleri) önemli problemlerdir [10,11].

(iii) Rüzgar Enerjisi:

Enerji bunalımı nedeniyle giderek artan bir ilgiyle araştırılan yel değirmenlerinin (aerodinamik biçiminden ziyade aerodinamik-mekanik iş değiştirici sistemin) tasarımı da genel maksatlı bir rüzgar tüneline gerçekleştirilebilir [12].

(iv) Meteorolojik-Ziraat Araştırmalar:

Atmosfer sınır tabakası şartlarını benzeştirmek üzere tasarlanan meteorolojik rüzgar tünellerinde;

- yerin atmosferik sınır tabakasının saptanması,
 - yer üzerinde hız ve basınç gradyanlarının ölçülmesi,
 - şehirlerin vs. hava kirliliği araştırmaları ve teklif edilen çözümlerin etkilerinin kontrol edilmesi,
 - canlılar üzerinden geçen hava akışlarının etkileri hakkında (mikrometeorolojik) veriler elde edilmesi,
 - buharlaştırma-yoğuşma-yağış mekanizması,
 - erezyon mekanizması,
- araştırmalarının yanısıra böcek uçuşları, çiçek tozlarının yayılması, bitki örtüsünün su kaybı vb. gibi biyolojik deneyler meteorolojik rüzgar tünellerinde gerçekleştirilir [3,4,13]

2.2.4-RÜZGAR TÜNELİ SEÇİMİNİ ETKİLEYEN FAKTÖRLER

Yukarıdaki gibi çeşitli alanlardan biri için kullanılması düşünülen rüzgar tüneline, boyutlar ve tip seçimi yapılırken yerine getirmesi gereken fonksiyonlar şöyle sıralanabilir [1,4,9,14,15,16]:

- 1-Rüzgar tüneline yapılacak deneylerin tipi,
- 2-Denenecek modelin boyutları,
- 3-Model üzerinde elde edilebilecek maksimum Re sayısı,
- 4-Türbülans şiddetinin üst sınırı.

Bunlardan başka aşağıdaki sınırlayıcıların da dikkate alınması gerekir:

- 1-İmalat ve işletme maliyeti,
- 2-Mevcut yapı malzemeleri ve üretim kolaylıkları,
- 3-Taahhüt sistemi ve güç kapasitesi,

4-Tünelin kurulması istenen alan.

Tünelin konstrüksiyon maliyeti direkt olarak tünelin boyutlarına bağlıdır. Diğer taraftan tünelin boyutları ve gereken tahrik gücü arasındaki ilgi tünelin boyutsal kriterleriyle elde edilir. Tünelin geometrik benzerliği jet hızı ve tünel boyutları ile ilgili olan hacimsel debiyle

$$Q \propto VL^2 \quad (2.7)$$

orantılıdır. Burada Q:hacimsel debi, V:karakteristik hız, L:karakteristik uzunluktur. Tünel boyunca toplam basınç kaybı (Δp_t), akışkanın yoğunluğu ve karakteristik hız ile orantılıdır;

$$\Delta p_t \propto \rho V^2 \quad (2.8)$$

Böylece gerekli tünel tahrik gücü (P); ρ , V ve L ile orantılıdır;

$$P \propto \rho V^3 L^2 \quad (2.9)$$

Re sayısı ($= \rho VL / \mu$) (2.9) denkleminde taşınırsa gerekli güç;

$$P \propto \frac{\rho^2 V^3 L^2}{\mu} = \frac{\rho^2 V^3 L^2}{\mu} \quad (2.10)$$

olduğu görülür. Re sayısı ve (2.10) denklemi gösteriyor ki, hız (veya Re) gelişigüzel bir büyüklükte seçilemez. Fakat, diğer parametrelerin sabit kalması halinde gerekli güç, belli bir Re sayısı için tünelin boyutlarıyla orantılıdır.

Özel tasarımlı tünellerde ρ ve μ , sıcaklık ve basınç kontrol vasıtaları ile kontrol edilebilir. ρ ve μ kontrol edilemiyorsa verilen bir Re sayısı için çalışma odası boyutları, tahrik gücü ve imalat maliyetleri arasında uygun bir seçim yapmak suretiyle elde edilir. Aşağıdaki kriterlerde tünel boyutlarını belirlemede etkilidir;

- Şayet çalışma odası kesiti çok küçük olursa denenecek model de küçük olacağından ölçüm cihazlarının analizi yetersiz kalabilir,
- Şayet küçük bir rüzgar tüneline yüksek Re sayısı elde edilirse akış hızı çok yüksek olabilir ve bu da sıkıştırılabilirlik etkilerini de beraberinde getirir.

2.2.5-RÜZGAR TÜNELERİNDE AKIŞ DÜZENLEMELERİ

Yukarıda belirtilen kriterlere göre seçilip, tasarımı yapılan rüzgar tünelinin konstrüksiyonu tamamlandıktan sonra sıra hava akışının özelliklerinin belirlenmesine gelir. Düşük hızlı hava akışı dinamik, statik ve toplam basınç dağılımlarının ve türbülansının bilinmesiyle belirlenir. Bu yolla, deney hızı ve Re sayısı hesaplanabilir. Dolayısıyla en önemli problem basınçların belirlenmesidir [6,10]. Basınçlar manometre ya da diyaframa bağlanan ve hava akışı içinde bulunan duyarlı uçlar yardımıyla okunur. Bunlardan en çok kullanılan "pitot tüp"tür. Hız ve basınç bağıntılarından yararlanarak çalışan diğer önemli algılayıcılardan "basınç diski", "venturi tüpü", "kiel tüpü", "tarak [rakes]" ve "sınır tabaka sıçanı [boundary layer mouse]" sayılabilir.

Basınç, kinetik ve iç enerji alış-verişi özelliğinden, akım doğrultusu özelliğini ölçmede de yararlanılabilir. Bu amaçla "yön ölçer [yaw meter]" adı verilen alet kullanılır.

Akım hızını ve doğrultusunu belirlemek için basınç farklarından yararlanan yöntemlerin yanısıra, modern aerodinamiğin gerektirdiği hassas ve hızlı ölçümler "sıcak tel anemometresi [hot wire anemometre]" ile yapılmaktadır.

Rüzgar tünellerinde akış özelliklerini tesbit edecek aletlerden başka, devre içi ya da dışındaki uygun yerlere, deney sırasındaki atmosfer şartlarını da tesbit etmek gayesiyle barometre, termometre ve higrometreler de ilave edilir.

Akış özellikleri bulunan rüzgar tüneline daha sonra kalibrasyon çalışmaları yapılır [4,6]. Rüzgar tüneli kalibrasyonu;

a) Çalışma odası içindeki akım kalitesinin (şartlarının) saptanması,

b) Bu akımı iyileştirmek için alınacak önlemlerin belirlenmesi, adımlarının gittikçe azalan toleranslarla ard arda uygulanması demektir. Genel maksatlı bir rüzgar tünelinin çalışma odasında istenilen akım kalitesi ile ilgili şartlar belirlenirken çalışma odasının ekseni civarındaki akış ile duvarlarına yakın akış arasındaki farklılıklar göz önünde tutulur. Bu maksatla çalışma odası boyunca ve eksen civarında bir "orta böl

ge" düşünülür. İyi bir rüzgar tüneline orta bölgede kesit alanı, çalışma odası kesit alanının %50'sinden az değildir.

Akım kalitesinin ayarlanması enine dinamik basınç gradyanı $[G_{De}]$ (jetteki hız değişimi), boyuna statik basınç gradyanı $[G_{Gb}]$, jetteki açısal hız değişimi (hız doğrultusu değişimi), türbülans (ϵ) ve dalgalı sürüklenme [surging] şartlarının düzenlenmesi (bks. bl. 4) demektir [4,6]. Genel olarak G_{De} orta bölgede %0.5'den daha az olmalı ve hiçbir bölgede %3'ün üzerine çıkmamalıdır. G_{Gb} ise orta bölgede %5'den az olmalıdır. Doğru bir deney için jetteki açısal değişimin ise $\neq 0.5$ dereceden fazla olmaması gerekir [4,6].

Tünel tasarımında önemli bir problem de türbülanstır. Türbülansa genellikle akım ve modeldeki sürtünmeler, pervane ve akım düzelticiler, ve duvar titreşimleri neden olur. Türbülans şiddeti ortalama hız değişiminin ortalama hız değerine oranı ile belirlenir ($\epsilon = \sqrt{\Delta U^2}/U$). Bu değer %1.75 (eski tip tünellerde) ve %0.2 (modern düşük türbülans tünellerinde) arasında değişir. Türbülans sebebiyle tünel içindeki akım serbest havadaki akımdan daha yüksek bir Re sayısına sahip olur. Daha yüksek olan bu "etkili Re sayısı"ndaki artış oranına "türbülans faktörü [TF]" adı verilir.

$$Re_e = TF * Re \quad (2.11)$$

ile tanımlanan bu büyüklük "türbülans küresi" isimli aletle bulunur. TF:1.0 ile 3.0 arasında değişir. 1.1 değerini elde etmek zor olmadığı gibi, 1.4'ün üzerindeki değerler de "yüksek türbülans" olarak kabul edilir. İyi bir rüzgar tüneline orta bölgede $\epsilon = \%0.4$ 'ün (TF=1.4) altında olmalıdır [6]. Çok düşük türbülans, düşük-draglı kanatların [low drag aerofoils] araştırılmasında gereklidir. Maksimum kaldırma [lift] ölçümleri, atmosfer araştırmaları gibi bazı durumlarda türbülansın arttırılması istenir. Bu amaçla metalik perdelerle ya da kafes vs. sistemlerle [hardware cloth, grid] 5.0'in üzerinde türbülans faktörü elde edilebilir.

Tünellerdeki önemli bir akım düzensizliği de difüzerdeki ayrılma ve tekrar birleşmelerle ilgili olarak ortaya çıkan "dalgalı sürüklenme [surging]"dir.

Görüldüğü gibi rüzgar tünellerinde denenen modelleri etkile-

yen şartlar serbest hava şartları ile aynı değildir. Deneyde modelin sabit, havanın hareketli olması belirli bir fark yaratmadığı halde çalışma bölgesinde boyuna statik basınç gradyanının mevcudiyeti ve jet sınırlarının oluşu (açık ya da kapalı); bunun yanında modelin boyutu, çalışma odası kesit alanı ve tipi, ölçüm cihazlarının konumu, bir zemin tablasının mevcudiyeti ve tünelde mevcut diğer yapılar ölçümlerde dikkate alınması gereken harici kuvvetler yaratırlar. Bunlar nedeniyle ölçümlerde düzeltmelere ihtiyaç vardır. Bu harici etkiler içinde en önemlileri şöyle sınıflandırılabilir [4]:

a) Çalışma odası boyunca statik basınç gradyanı (değişimi) nedeniyle meydana gelen ve "yatay yüzdürme [horizontal buoyancy]" olarak adlandırılan sürüklenme kuvveti. Bu, kapalı kesitlerde ufak ve drag yönünde etki yapar; açık jetlerde ise ihmal edilebilir.

b) Sınırlar nedeniyle meydana gelen:

b.1) Cisim etrafındaki akışın yan sınırlayıcılarının [lateral constraint] yarattığı "katı blokaj [solid blocking]". Kapalı bir rüzgar tüneline katı blokaj dinamik basıncın artmasıyla aynıdır, belli bir hücum açısında bütün kuvvet ve momentlerde artış meydana getirir. Açık jetlerde ise hava akışı normal şartlardaki gibi genişleme serbestliğinde olduğundan ihmal edilebilir.

b.2) İz etrafındaki akışın yan sınırlayıcılarının yarattığı "iz blokajı [wake blocking]". Bu etki iz boyutunun büyümesiyle artar ve kapalı kesitlerde model sürüklenmesini arttırır. İz blokajı, açık jette hava serbest genişlediğinden ihmal edilebilmekle beraber büyük iz deneylerinde bu etkinin hesaplanması gerekir [10,12].

Ancak bu düzeltmelere ilaveten tüneldeki (akış açısı, hız değişimi, sürtünme sürüklemesi [tare] ve girişim [interference]) etkileri de hatalara sebep olur. Bu nedenle bu etkilerin daha önceden minimuma indirilmesi gerekir.

2.2.6-RÜZGAR TÜNELLERİNDE ÖLÇÜM METODLARI

Rüzgar tünellerinde denenen model üzerinde ölçülen kuvvet, moment ve basınçları tünel akım, sınır ve boyut etkilerini gözden geçirdikten sonra modelin gerçek boyuttaki halinin perfor-

mans karakteristikleri bulunabilir. Model üzerindeki yükler şu üç metoddan biri ile ölçülebilir[1,4,6,10]:

- 1) Hakiki kuvvet ve momentlerin bir tünel balansı kullanılarak ölçülmesi,
- 2) Hava akışıyla model arasındaki etkilerin wake araştırmaları ve tünel-duvarı basınçları yardımıyla ölçülmesi,
- 3) Model üzerindeki basınç dağılımının basınç geygelerine bağlanmış orifisler yardımıyla ölçülmesi.

1) Balanslar:

Hava içindeki bir cisme birbirlerine dik üç kuvvet (kaldırma [lift], sürüklenme [drag] ve yan kuvvet [side force]) ve üç moment (rol, pitch, ve yov moment rolling, pitching ve yawing moment) etki eder. Rüzgar tüneli deneylerinde bazen bu kuvvet ve momentlerin hepsi, bazen de en önemlileri ölçülür. Model üzerine etkileyen kuvvet ve momentleri doğrudan ölçen araca "balans" adı verilir. Genel olarak iki tip balans kullanılmaktadır: a) Harici, b) Dahili balanslar.

a) Harici Balanslar: Ölçüleceği yükü, aynı zamanda tünel ile model arasındaki bağlantıyı da sağlayan [support] çelik çubuk ya da tellerle tünel dışına taşıyan balanslardır. Tel balans [wire balance] ve çubuk tip [strut-type balance] olmak üzere iki çeşittir. Çubuk balansların da; platform tipi balans, boyunduruk tipi balans [yoke balance] ve pramitsel balans gibi türleri vardır.

b) Dahili Balanslar: Kuvvetleri veya basınçları elektriksel yollarla modelin üzerinde ölçerek tünel dışına taşıyan araçlardır. Bu amaçla kullanılan araçlar kuvvetler nedeniyle doğan gerilme sinyallerini elektrik sinyali olarak amplifikatöre gönderen çok hassas duyarlılık kapasitans, indüktans ve rezistanslardır [strain gage].

2) Sürtünme Sürüklemesi Ve Momentum Yoluyla Profil Sürüklemesi Ölçümleri:

İçine model yerleştirilmiş herhangi bir rüzgar tünelinde, destekler [supports] hem model etrafındaki serbest hava akışına etki eder, hem de kendileri direnç kuvvetine etki eder. Desteklerin serbest hava akışındaki etkisine "girişim [interference]", sürüklenme etkilerine "sürtünme sürüklemesi [tare drag]" denir.

Sürtünme sürüklemesi ve girişim ölçümleri için farklı metodlar uygulanır[4].

Daha ziyade kanat profillerindeki kaldırma ve sürüklenme kuvvetlerinin balans kullanılmaksızın ölçülmesi için geliştirilen bir metod da momentum yoluyla profil sürüklemesi ölçümleridir. Sürüklenme, modelin ilerisindeki havadaki momentum ile modelin gerisindeki momentumun kıyaslanmasıyla, kaldırma ise tünel duvarlarındaki basınçların integrasyonu ile bulunur[4].

3) Basınç Dağılımları Yoluyla Kaldırma Ve Sürüklenme Kuvvetlerinin Ölçülmesi:

Cisimler etrafındaki statik basınçların dağılımının incelenmesi yoluyla şu gözlemler yapılabilir[4]:

- i. Minimum basınç noktasının konumu ve mukavemeti,
- ii. Yüzey sürtünmesinin [Skin friction] karşılayabileceği yük ve dağılımı,
- iii. Maksimum hız noktasının konumu ve değeri,
- iv. Maksimum basınç noktasının konumu ve mukavemeti,
- v. Sınır tabaka akışının muhtemel tipi ve uzunluğu,
- vi. Basınç merkezinin yeri,
- vii. Kritik Mach sayısı,
- viii. Kanat ideal açısı.

2.2.7-RÜZGAR TÜNELLERİNDE AKIŞIN GÖZLENMESİ

Birçok aerodinamik araştırma metodu akım modelinin (çizgilerinin) gözlenebilir hale getirilmesiyle gerçekleştirilir; böylece akış tarzlarının [flow patterns] özelliklerini anlamak işi büyük kolaylıkla halledilmiş olur. Bu nedenle aerodinamiğin kalitatif incelemelerle ilgili olan koluna "Görsel [visual] aerodinamik" de denir[1,4].

Görsel aerodinamiğin akış tarzları, çeşitli cisimler etrafında gerekli hava, su vb. akış düzenleri kurup, akışı gözlenir hale getiren uygun metodu kullanarak elde edilir; böylece akış örneğini çizmek ya da fotoğraf vs. olarak kaydetmek mümkündür. Önemli olan akış tarzının gerçeğe uygun benzetimidir.

Akış tarzlarının rüzgar tünellerinde modellenmesine [simulation] imkan veren metodlar: duman deneyleri ve şerit, püskül deneyleri ve günümüzde geliştirilmekte olan optik metodlar

(Schlieren metodu, Maksutov metodu, İnterferometre metodu vs.)' dir:

i) Duman deneylerinde (Foto.2.2) özel duman jeneratörlerinden elde edilen duman izleri kullanılır. Duman jeneratörü [smoke generator] cismin önüne veya içine yerleştirilir. Duman akımlarının türbülans sınır tabakalarında hızla yayılması ve yeterli duman yoğunluğunun sağlanması halinde duman diğer bölgelerdeki akış örneklerini örter. Bu nedenle sınır tabaka araştırmalarında (laminerden türbülansa geçiş, kırılma noktasının belirlenmesi vs.) ikinci kullanım şekli (kendi içindeki deliklerden duman veren modeller) tercih edilir.

ii) Püsküller (yün, kağıt vs.) kullanılarak akımın gözlenmesi halinde püsküller model üzerine (Foto.2.3) veya ilgilenilen bölgeye konan tel kafese bağlanarak (Foto.2.4) akışın püsküller üzerindeki etkisi görülebilir.

iii) Optik metodlar sonik ve süpersonik akımların gözlenmesi istenen hallerde geniş kullanım bulmuştur. Düşük hızlarda optik metodlarla kalitatif neticeler sağlanmakla beraber sıkıştırılabilirlik etkisinin olduğu yüksek hızlı akışlarda optik metodlar ile kuantatif neticeler de sağlanır[1]. Optik metodların genel prensibi sonik ve süpersonik hızlarda akan ortamın yoğunluğundaki değişimlerin ekran veya fotoğraflara kaydedilmesidir.

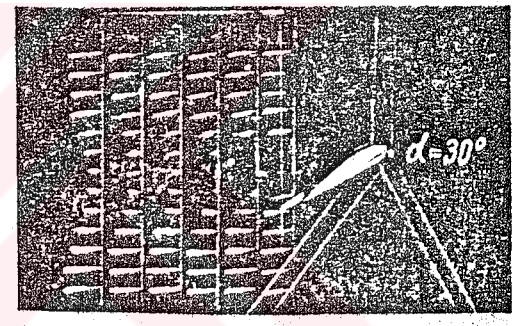
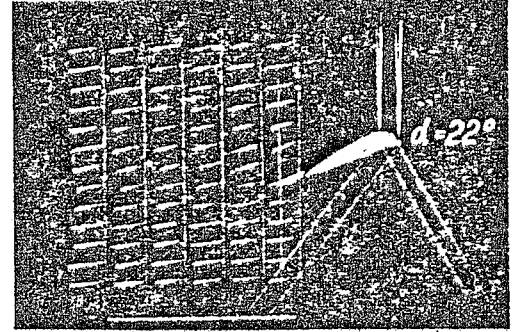
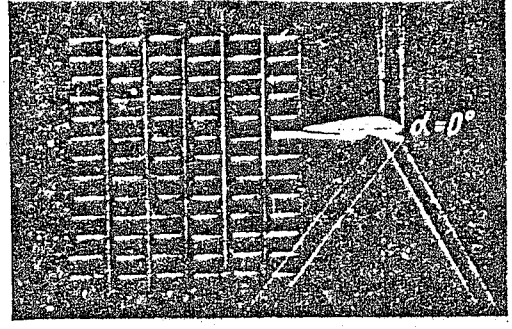
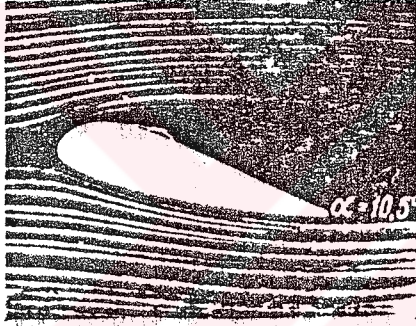
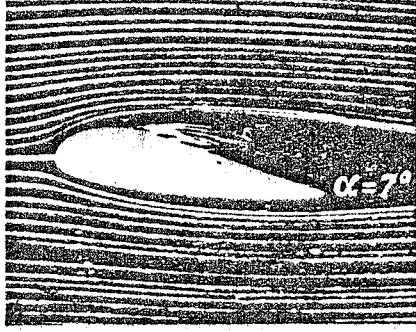
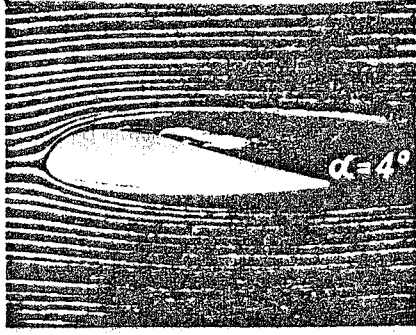


Foto.2.2 Bir kanat profili etrafındaki akışın duman fotoğrafı[1].

Foto.2.4 Bir kanat gerisinde oluşan akışın fotoğrafı[1].

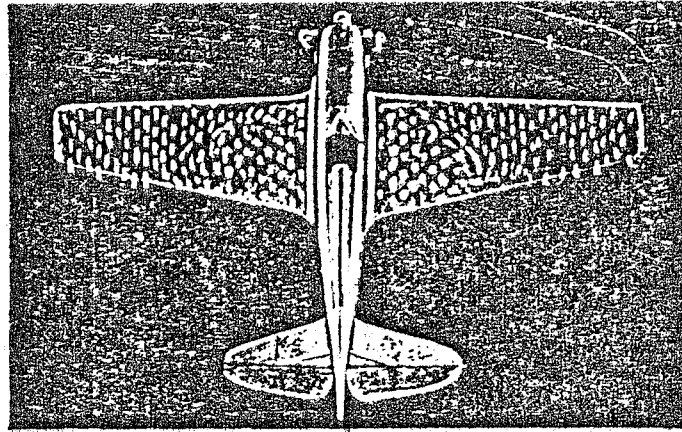


Foto.2.3 Bir kanadın üst yüzeyindeki akışın püsküllerle gözlenmesi[1].

BÖLÜM III

3-PARAŞÜT AERODİNAMİĞİNİN İNCELENMESİ

3.1-GİRİŞ

Paraşüt (aerodinamik yavaşlatıcılar), minimum miktarda bir ağırlıkla maksimum miktarda sürüklemenin temini ve belli dinamik stabilite şartlarını sağlaması gereken bir sistemdir. Paraşüt açılma durumunda ve açılma durumundan denge haline erişinceye kadar oldukça kompleks bir harekete sahip olup, sistemin hareket karakteristiği sistem boyutları, taşınan kütle ve sistemin geometrisine bağlı hücum açısının fonksiyonu olan aerodinamik kuvvet katsayıları ile daimi olmayan harekette paraşütün ilave akışkan kütesine bağlıdır. Bu veriler ise uygun şartlar düşünülerek rüzgar tünellerinde veya su tünellerinde yapılan deneysel çalışmalarla elde edilir. Bu bölümde paraşüt aerodinamiği ile paraşüt aerodinamiği araştırmalarına uygun tünel tasarımı incelenecektir.

Aerodinamik yavaşlatıcılar [aerodynamic decelerators] uzay [aerospace] teknolojisinde, -özellikle Apollo programlarında, insanoğlunun uzayın derinliklerine yaptığı ilk seyahatten başarıyla dönüşünde; verimli, güvenilir bir indirme sistemi olduğunu göstermesiyle birlikte- önemli bir rol oynamaya başlamıştır. Paraşütün başka bir gezegende ilk kullanılışı 1967'de Venüs yüzeyine giden SSCB kapsülüyle olmuştur. Giderek de aerodinamik yavaşlatıcıların, insanları ve teçhizatlarını diğer gezegenlere indirmede ve yeryüzüne emniyetle dönüşlerini sağ

lamada kullanılmaları artmaktadır.

Bilinen ilk aerodinamik yavaşlatıcı Leonardo da Vinci tarafından 1514'de tasarlanmıştır. Paraşütle ilk atlayış bir balondan 1797'de yapılmıştır. Düz, dairesel şekilli ilk paraşütler 1800'lerin başlarında Avrupa ve ABD'de, balonlardan yapılan gösteri atlayışları ile kullanılmaya başlamıştır. 1. Dünya Savaşında ise basit, düz, dairesel paraşütler birçok pilotun hayatını kurtarmıştır. Personel paraşütlerinin gelişmesi 1919'dan itibaren hızlanmış ve o zamandan beri süpersonik hızlardaki yüksek dinamik basınçlarda açılan ribbon (şerit) paraşütler, mükemmel stabilite [stability] ve şişme güvenilirliğindeki [inflation reliability] rehber [guide surface] paraşütleri, ve orta subsonik hızlarda açılan geniş ring-sail paraşütleri gibi özel isteklere de cevap veren çeşitli tasarımlar gelişmiştir. Mercury, Gemini ve Apollo projelerinde kullanılan ribbon/ring-sail paraşüt sistemlerinin gelişmesi için ise geniş teknik çalışmalar yapılmıştır. Ağır iş [heavy duty] ribbon paraşütleri ise süpersonik açılmalar ve büyük yükler taşımak amacıyla son zamanlarda hızla geliştirilmektedirler. 76 ft (~23 m) çaplı ribbon paraşütler 45.000 lb (~20.5 t)'luk yükleri indirmede kullanıldığı gibi; büyük uzay araçlarının inişlerinde de bu tip paraşüt sistemleri kullanılmaktadır. Aerodinamik yavaşlatıcıların en yeni tiplerinden biri de fleksibil kanatlardır [lifting aerodynamic decelerators]. Genel olarak paraşütler minimum lift/drag oranı vermelerine karşılık, fleksibil kanatlar maksimum (~2, ~4) kaldırma sürükleme oranı verirler. 1940'ların sonlarında başlatılan ilk çalışmalar fleksibil kanatların günümüzdeki yaygın kullanımını gerçekleştirmiştir.

Günümüzde yük indirme, araştırma roketlerinin indirilmesi [lead, rocket payload recovery], uçak iniş yavaşlatması ve spin kontrolü [aircraft landing deceleration, spin recovery], pilot ya da kabin indirme [pilot, capsule escape], yük/roketi hedef kontrolü [payload trajectory control], uçan araçların ve yarış arabası yavaşlatma, sportif atlayışlar, manevra inişleri, gezegen yörüngesinde yavaşlatma, araç stabilizasyonu, bomba hedef kontrolü vb. alanlarda yavaşlatıcıların kullanılmasının yanı sıra ana paraşütü açan yardımcı paraşüt sistemi [drogue] ola

rak ve izleme antenlerinde [trailing antennas] kullanılırlar. Bundan başka, yapımlarında kullanılan tekstil ürünleri de; hafif deniz araçlarında, balonlarda, uzayda kullanılan konteynırlarda, güneş yelkenlerinde [solar sails] vb. alanlarda kullanılmaktadır [17,18].

3.2-PARAŞÜT AERODİNAMIĞI

3.2.1-KOORDİNAT EKSENLERİ

Uçak aerodinamiğinde kuvvet ve momentler sağ-el eksen sistemine göre Şekil 3.1.a 'da gösterildiği gibidir. Sistem paraşüt için Şekil 3.1.b 'de gösterildiği gibi adapte edilir [19,20]. Paraşütün hücum açısı [angle of attack], α , simetri eksenine ile bağıl hava hızı arasındaki açı olup, x ve z bölümünün pozitif olduğu bölge için pozitif değerdedir. x-z düzlemindeki kuvvet ve momentler Şekil 3.1.c 'de gösterilmektedir. Aerodinamik bileşke kuvveti (R)'dir. Bunun iki dik bileşeni olan (L) ve (D) kuvvetlerinin hareket yönleri bağıl harekete (V_R) dik ve paraleldir. Normal kuvvet (N) ve teğetsel kuvvet (T) ise simetri eksenine dik ve paraleldir. Normal ve teğetsel kuvvetlerin kesişim noktası olarak varsayılan nokta basınç merkezidir (C_p). G ise sistemin ağırlık merkezidir ve simetri eksenine üzerindedir. Basınç merkezinin simetri eksenine üzerinde alınmamasının avantajı momentler alındığı zaman teğetsel kuvvetin hesaba katılabilmesidir. Dolayısıyla,

$$M_P = N(c-b) - Ta \quad (3.1)$$

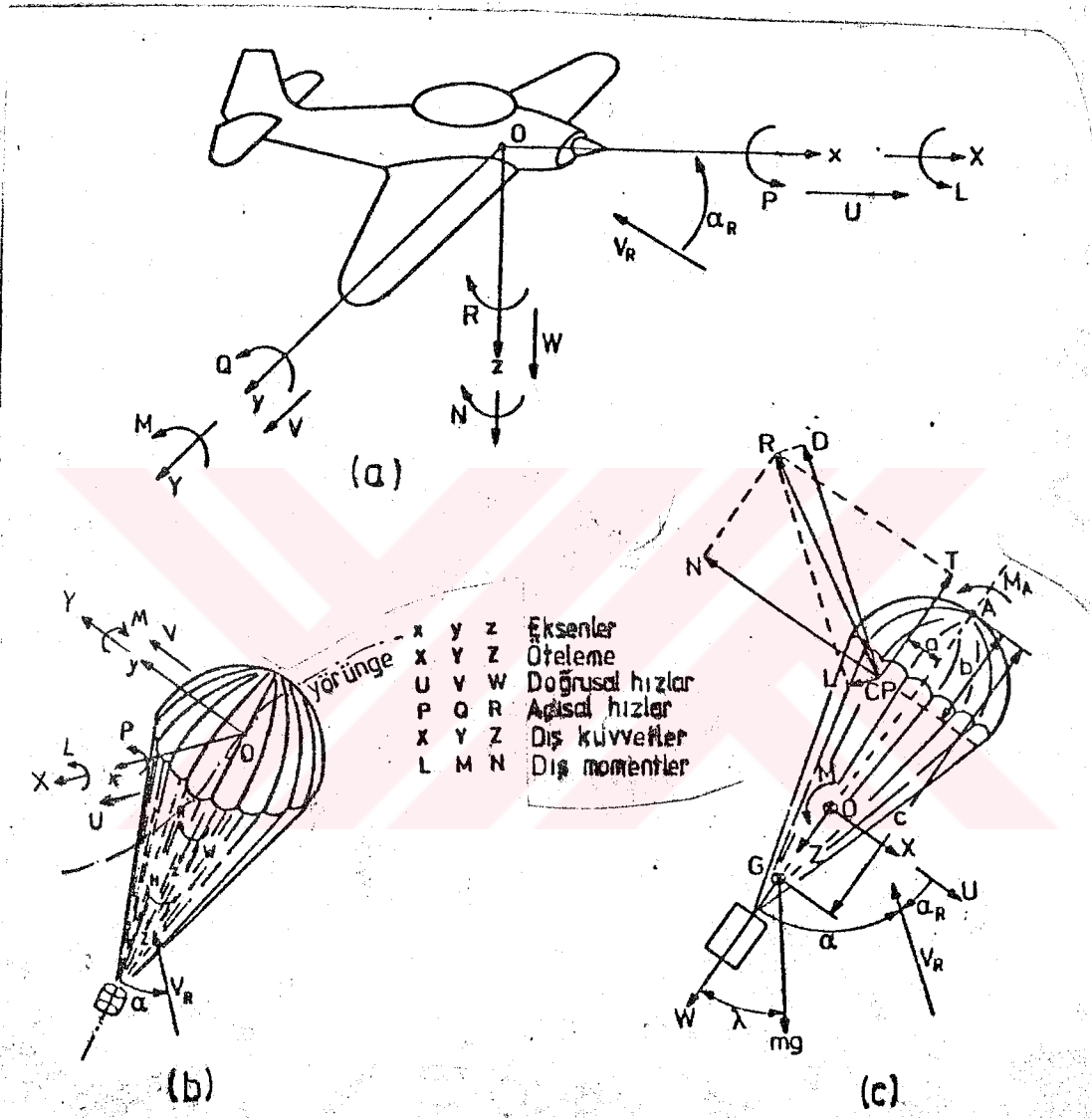
şeklinde ifade edilir [19,20]. Görüldüğü gibi aerodinamik kuvvetlerin hesaplanmasında L ve D yerine N ve T kuvvetlerini düşünmek daha avantajlıdır. Paraşütün hücum açısının bir alternatif tanımı da (α_R) ile gösterilen ve bağıl hava akışı yönü ile O-x eksenine arasında kalan açıdır. Bu açı uçakların kaldırma yüzeyleri için tanımlanan hücum açısına karşılık gelir. α_R ile α arasındaki ilişki,

$$\alpha_R = 90^\circ - \alpha \quad (3.2)$$

şeklinde dir.

3.2.2-PARAŞÜTÜN AERODİNAMİK HAREKET KARAKTERİSTİKLERİ

Paraşüte etki eden kuvvetler (T ve N) ve pitç moment (M_G)



Şekil 3.1 a)Uçağın, b),c)Paraşütün koordinat eksenleri,kuvvet ve momentleri[20].

$$T = m \cdot g \cdot \cos \lambda \quad (3.3)$$

$$N = m \cdot g \cdot \sin \lambda \quad (3.4)$$

$$M_G = N(c-b) - T a \quad (3.1)$$

ile ifade edilir. Aynı zamanda bu kuvvetler ve pitç moment bağıl hava hızı [relative velocity] (V_R)'na göre boyutsuz aerodinamik katsayılar halinde de ifade edilebilir:

$$C_N = \frac{N}{\frac{1}{2} \rho V_R^2 S} \quad (3.5)$$

$$C_T = \frac{T}{\frac{1}{2} \rho V_R^2 S} \quad (3.6)$$

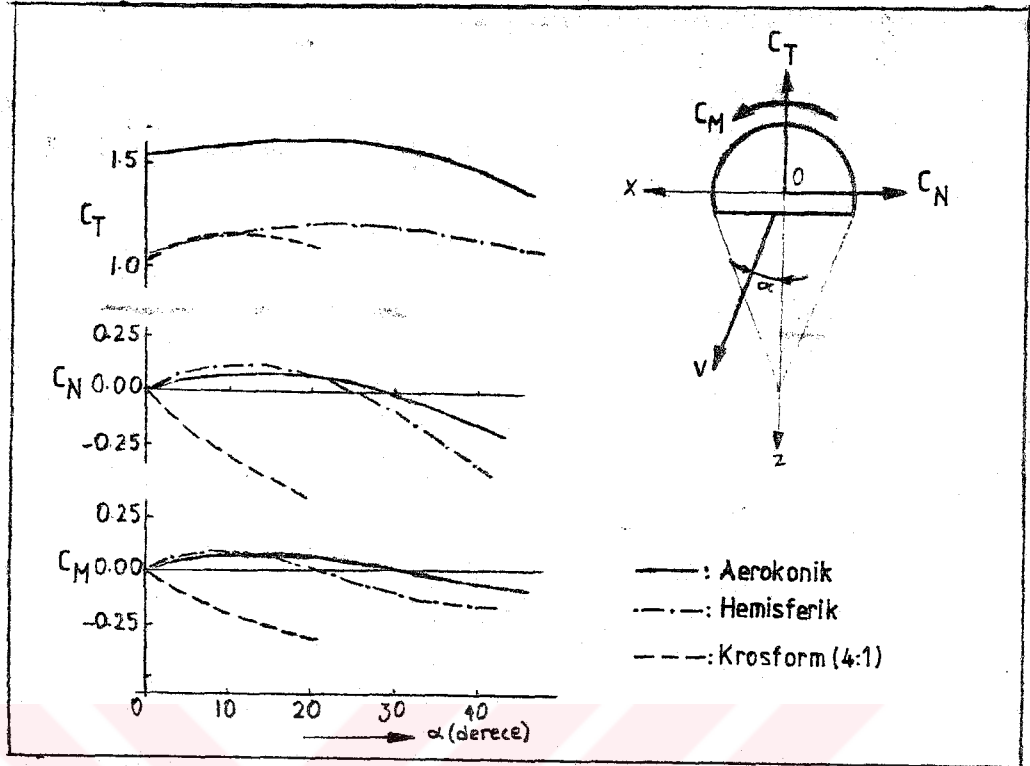
$$C_M = \frac{M_G}{\frac{1}{2} \rho V_R^2 S D} \quad (3.7)$$

Burada S: anopi izdüşüm alanı ($\pi D^2/4$), D: anopi çapı ve ρ : havanın yoğunludur. Herhangi bir paraşütün aerodinamik karakteristiği $C_N \sim \alpha$; $C_T \sim \alpha$ ve $C_M \sim \alpha$ arasındaki ilişkilerle tanımlanır. Hemisferik, aerokonik ve krosform paraşütler üzerinde yapılan rüzgar tüneli araştırmalarında [19,20] C_N/α ve C_M/α arasında oldukça yakın bir benzerlik görülmüştür. Bunun nedeni N'nin (C_N/α) M üzerindeki etkisi nedeniyle. Nitekim bazı kaynaklar C_M/α karakteristiğini C_N/α bağıntısından hesaplamıştır. Başka bir deyişle T kuvveti N'ye göre büyük olmakla beraber, Ta momentinin toplam moment (M) üzerindeki etkisi ihmal edilebilir olduğundan (M) momentinin sadece N'ye bağlı olduğu düşünülür.

$$M_G = N(c-b) \quad (3.8)$$

Şekil 3.2.'de aerokonik, hemisferik ve krosform paraşütler için hücum açısına bağlı olarak aerodinamik kuvvet ve moment katsayılarının değişimi görülmektedir. Bu karakteristikler bulunmakla paraşütün dengeli iniş şartları tesbit edilebilir. Birçok uygulamada paraşütün sakin [undisturbed] ve uniform akış alanında çalıştığı varsayılır [21].

Statik olarak dengeli olan bir sistem dinamik bakımdan denge de olmayabilir. Bu nedenle hareketli bir paraşüt-store sisteminin dengesinin statik ve dinamik olmak üzere incelenmesi gerekir. Sistem statik denge durumundan küçük bir osilasyon ile dengesi bozulursa, sistemin hareketinin dinamik karakteristiği sistem parametrelerine bağlı olarak değişebilir.



Şekil 3.2 Aerokonik, Hemisferik ve Krosform Kanopiler İçin Aerodinamik Kuvvet ve Moment Katsayıları [23].

Bilindiği gibi alçalmakta olan bir paraşüt açıldıktan denge durumuna erişinceye kadar geçen ilk hareket safhasında düzgün olmayan bir iniş [flow path] izler ve kanopiye çevreleyen havanın kinetik enerjisi, hareketin düzgünsüzlüğü [unsteadiness] ve kanopi şeklinin değişimi nedeniyle, sürekli değişim gösterir. Bu enerji değişiminin etkisi direnç kuvvetinde kendini gösterir ve "hidrodinamik kütle ya da ilave akışkan kütlesi [apparent mass] (α_{ij})" denen kütlenin artışıyla ilgilidir. Dolayısıyla cismin (paraşütün) kinetik enerjisine cisim-akışkan sisteminin de kinetik enerjisi ilave edilir;

$$T = \frac{1}{2} (m + \alpha_{ij}) v^2 \quad (3.9)$$

Buradan cismin momentumu;

$$Fv = \frac{dT}{dt} \left[\frac{1}{2} (m + \alpha_{ij}) \right] v^2 \quad (3.10)$$

ve dengelenmemiş kuvvet ifadesi ise

$$F = (m + \alpha_{ij}) \dot{v} \quad (3.11)$$

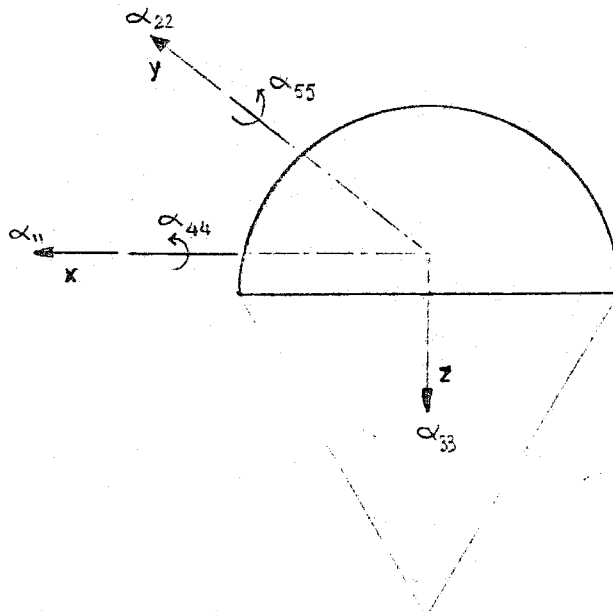
olur. Akışkan tarafından cisme yapılan aerodinamik kuvveti Yavuz ve Cockrell şöyle vermektedir:

$$T = \frac{1}{2} \rho A C_D V^2 + \alpha_{ij} (= k_{ij} \rho V) \dot{V} \quad (3.12)$$

[22]. Yukarıda verilen denklemde, ρ : akışkan yoğunluğu, A : cismin alanı, C_D : sürüklenme katsayısı, k_{ij} : ilave akışkan kütle katsayısı, V : cismin karakteristik hacmidir. Paraşüt kanopisinin kütleyle rigid olarak bağlı olduğunu kabul edersek paraşüt-store sisteminin hareket denklemi:

$$\left. \begin{aligned} X &= (\alpha_{11}+m)\dot{U} + (\alpha_{11}z_B + mz_S)\dot{Q} + (\alpha_{33}+m)Q\dot{W} - (\alpha_{22}+m)V\dot{R} + (\alpha_{22}z_B + mz_S)P\dot{R} \\ Y &= (\alpha_{22}+m)\dot{V} - (\alpha_{22}z_B + mz_S)\dot{P} - (\alpha_{33}+m)VP + (\alpha_{11}+m)U\dot{R} + (\alpha_{11}z_B + mz_S)QR \\ Z &= (\alpha_{33}+m)\dot{W} + (\alpha_{22}+m)VP - (\alpha_{11}+m)U\dot{Q} - (\alpha_{22}z_B + mz_S)P^2 - (\alpha_{11}z_B + mz_S)Q^2 \\ L &= [(\alpha_{22}z_B^2 + mz_S^2) + \alpha_{44} + I_{XX}]P\dot{P} - (\alpha_{22}z_B + mz_S)\dot{V} - (\alpha_{11}z_B + mz_S)RU + (\alpha_{22}z_B \\ &\quad + mz_S)PW - [(\alpha_{11}z_B^2 + mz_S^2) + (\alpha_{33} - \alpha_{44}) + (I_{YY} - I_{ZZ})]QR - (\alpha_{33} - \alpha_{22})VW \\ M &= [(\alpha_{11}z_B^2 + mz_S^2) + \alpha_{55} + I_{YY}]Q\dot{Q} + (\alpha_{11}z_B + mz_S)U\dot{R} + (\alpha_{11}z_B + mz_S)Q\dot{W} - [(\alpha_{22}z_B^2 \\ &\quad + mz_S^2) + (\alpha_{44} - \alpha_{55}) + (I_{XX} - I_{ZZ})]PR - (\alpha_{22}z_B + mz_S)RV + (\alpha_{11} - \alpha_{22})UV \\ N &= (\alpha_{44} - I_{ZZ})R\dot{R} + (\alpha_{22} - \alpha_{11})z_B Q\dot{V} + [(\alpha_{11} - \alpha_{22})z_B^2 + (\alpha_{33} - \alpha_{44}) + (I_{YY} - I_{XX})]P\dot{Q} \\ &\quad + (\alpha_{22} - \alpha_{11})UV \end{aligned} \right\} \quad (3.13)$$

Burada (X, Y ve Z) ve (L, M ve N); x, y ve z eksenleri etrafında ki dış kuvvet ve dış momentlerdir. Sistemin kütlesi (m) ve z-ekseni boyunca eksen merkezinden kütle merkezine olan mesafede (z_B) ile gösterilmiştir. Sistem geometrisi Şekil 3.3 'de görülmektedir.



Şekil 3.3 Paraşüt-store sistem geometrisi.

Hemisferik bir model için α_{ij} :

$$\alpha_{ij} = \begin{bmatrix} \alpha_{11} & 0 & 0 & 0 & \alpha_{15} & 0 \\ & \alpha_{22} & 0 & \alpha_{24} & 0 & 0 \\ & & \alpha_{33} & 0 & 0 & 0 \\ & & & \alpha_{44} & 0 & 0 \\ & & & & \alpha_{55} & 0 \\ & & & & & \alpha_{66} \end{bmatrix} \quad (3.14)$$

olarak tanımlanmaktadır[23]. X,Y,Z ve L,M,N aerodinamik kuvvet ve momentler ile gravitasyonel kuvvet ve momentlerin toplamı olup, hücum açısının fonksiyonu olarak değişmektedir.

İlave akışkan kütleleri;

$$\alpha_{11} = \alpha_{22} \text{ (hareket x veya y eksenini boyunca)}$$

$$\alpha_{33} \text{ (hareket z eksenini boyunca)}$$

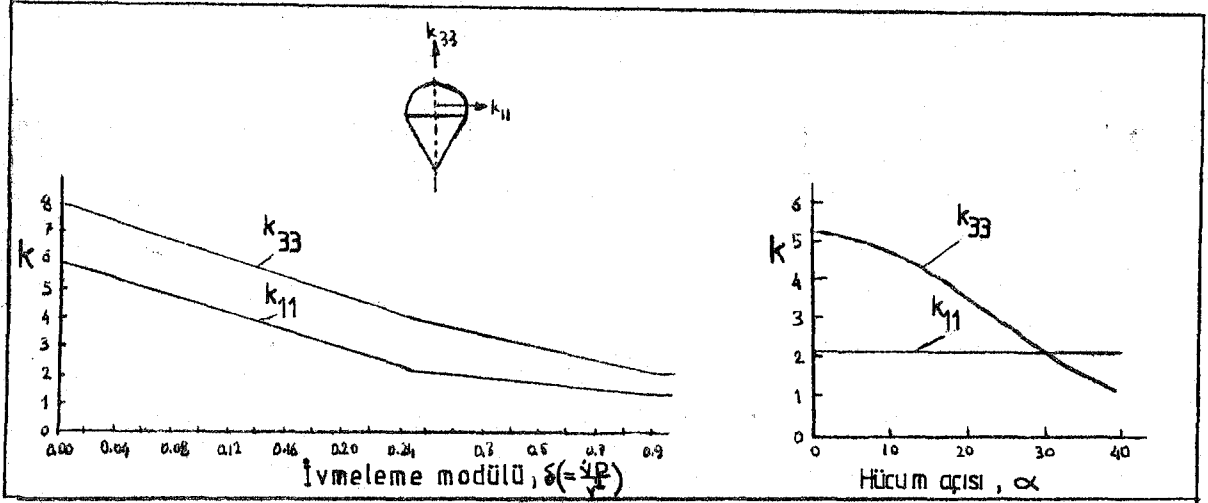
$$\alpha_{44} = \alpha_{55} \text{ (hareket x veya y eksenini etrafında)}$$

$$\alpha_{66} \text{ (= 0 ideal akışkan için, hareket z eksenini etrafında)}$$

$$\alpha_{15} = -\alpha_{24} \text{ (hareketi z eksenini boyunca ve y eksenini etrafında veya y eksenini boyunca ve x eksenini etrafında olan ikiz [coupling] tensor bileşeni)}$$

olup; yapılan deneysel çalışmalar bu ilave akışkan kütlelerinin, cismin geometrisine, hareket doğrultusuna, hücum açısına ve ivmeleme modülüne [acceleration modulus] $(\frac{v_D}{V^2})$ bağlı olarak değiştiğini göstermektedir[22,23](Şekil 3.4).

Yapılan dinamik stabilite analizinde[24] paraşütlerin dinamik olarak stabil [stable] olabilmeleri için şu şartların gerçekleşmesi gerekmektedir: denge hücum açısı civarında Şekil 3.2 'ye göre hemisferik model için $\alpha_E = 25^\circ$, 4:1 ve 5:1 krosform modeller için $\alpha_E = 0^\circ$) normal yöndeki aerodinamik kuvvet katsayılarının gradyanı $dC_N/d\alpha$ 'nın büyük olması veya normal ilave akışkan kütlesi ile aksenal yöndeki ilave akışkan kütlesi arasındaki pozitif fark $(\alpha_{11} - \alpha_{33})$ büyük olmalıdır. Şekil 3.2 'de görüldüğü gibi hemisferik model için denge açısı α_E civarında $dC_N/d\alpha$ değeri küçük olduğundan sistem dinamik olarak dengede olabilmesi için $k_{11} > k_{33}$ olması gerekir. Ancak denge açısı civarında $dC_N/d\alpha$ değeri büyük olan modeller



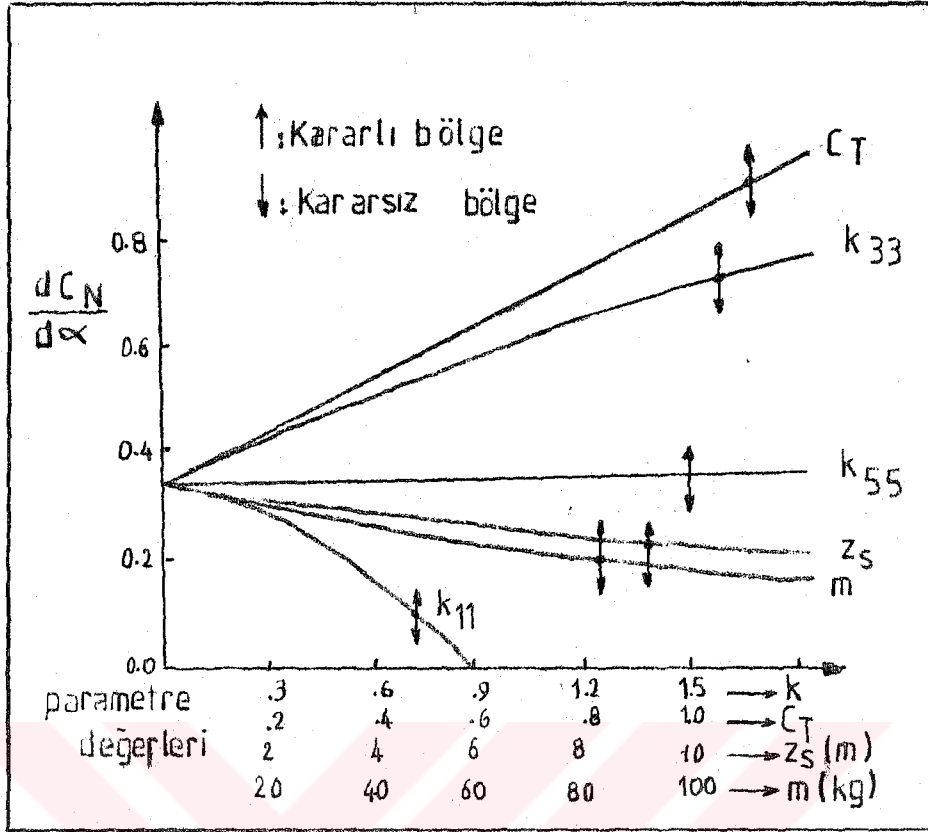
Şekil 3.4 İlave akışkan kütle katsayılarının (k_{11} ve k_{33}), hücum açısı ve ivmeleme modülüne göre ($\frac{VD}{V^2}$) değişimleri [23].

(4:1 ve 5:1 krosform) için $k_{11} < k_{33}$ değerlerinde de sistem dinamik olarak dengededir. Şekil 3.5, paraşüt-store sistemine çeşitli parametrelerin etkilerini göstermektedir.

Yukarıdaki açıklamalardan görüleceği gibi sistemin dinamik karakteristikleri tamamen aerodinamik kuvvet ve moment katsayılarının rüzgar (ya da su) tünellerinde hassas olarak belirlenmesine bağlı olmaktadır.

3.2.3-PARAŞÜTLERİN HAREKET PERFORMANSLARI

Pilot (personel) paraşütlerinde salınımların $\pm 15^\circ$ 'yi geçmesi gerekir [18]. Zira daha büyük salınımlar paraşütcünün ye re çarpma riskini arttırır. Pilot paraşütlerinde istenen hızlı açılma karakteristiği düşük geçirgenlikli [low porosity] kumaşlarla elde edilebilmekle birlikte böyle paraşütler stabilizeyi menfi yönde etkiler. Geçirgenliği olmayan [solid, non-porous] paraşütlerde arzu edilen stabilize, tahrik delikleri [drive slots] açmak suretiyle temin edilir [18,20]. Açılan delik, paraşütün yatay hızını zıt yönde etkiler. İstlenen stabilize özelliği için gerekli konfigürasyon deneylerle bulunur. Tahrik deliklerinin bir avantajıda bu deliklere askılar [steering lines] bağlamak suretiyle paraşütcünün delik alanlarını kontrol etmesi ile bu deliklerin bir yönlendirici gibi kullanılabilmesidir. Bu sayede uygun olmayan rüzgar şartlarında iniş hızı azaltılarak tehlikeli bir durum önlenbilir. Paraşüt performansını etkileyen önemli bir özellikte paraşüt



Şekil 3.5 Paraşüt-store sisteminin inişine etki eden çeşitli parametreler [23].

tipine bağlı olarak iç ve dış basınçlar arasındaki farktır. Zira sürüklenme, iç ve dış basınçlar arasındaki farkın bir neticesidir. İç ve dış basınç dağılımları tesbit edilmek suretiyle uygun konfigürasyon (sürüklenme) sağlanır. İç ve dış basınç farkını (dolayısıyla toplam sürüklenmeyi) etkileyen en önemli özellik geçirgenliktir (toplam sürüklenme geçirgenlik arttıkça azalır) [25].

Paraşütlerin performansını etkileyen bir faktör de paraşüte asılan cismin [forebody] iz etkileri olup, bölgesel dinamik basınç, kararsız akış ve ilave [lateral] hızlar yaratır. Ancak bu husus paraşüt çapının cismin çapına oranının 10 kat ya da daha fazla olması halinde önemli bir etki yapmaz; küçük oranlar da ise C_D üzerinde önemli etkiler yapar [17, 21].

3.3-MODELLEME

Modellemede gerçek şartlardaki aerodinamik reaksiyonların deney şartlarına benzetilmesine çalışılır. Paraşüt üzerindeki aerodinamik reaksiyonun (D) boyutsuzluk analizi sonucu:

$$\left. \begin{aligned} \text{Sürüklenme}(D) &= 1/2 \rho V_R^2 S C_D \\ C_D &= f(\text{paraşüt şekli ve tavrı; Reynolds Sayısı} \left(= \frac{\rho V_R D}{\mu} \right)) \end{aligned} \right\} (3.15)$$

elde edilir [19].

(3.15) denklemi model üzerinde yapılan deneylerde paraşüt D 'sini belirlemede temel olarak alınır. Ancak denklem C_D 'nin değişiminin hangi parametrelere bağlı olduğunu belirleyememektedir. "Paraşüt şekli ve tavrı", model ile prototip (gerçek) arasında (delikler, geçirgenlik, askı boyutları ve asılan cisimler vb. elemanlarda) 1:1 ilişkiyi ifade eder. Aynı zaman da model desteklerinin etkisinin ihmal edilebilirliğinin sağlanması ve tünel-duvar etkilerinin dikkate alınması gerekir [19]. "Reynolds sayısı benzerliği" ise deneydeki atalet kuvvetlerinin viskozite kuvvetlerine oranının prototiple aynı olması anlamına gelir. Re sayısı benzerliği aynı zamanda prototipin içinde uçtuğu akışkanının deneydeki akışkanla aynı olması gerektiğini gösterir.

Aynı şekil ve tavrı, ve aynı Re sayısında;

$$\left. \begin{aligned} C_{D_{\text{prototip}}} &= C_{D_{\text{model}}} \\ \text{ve (3.15) denkleminde,} \\ D_p &= D_m * \frac{(\frac{1}{2} V_R^2 S)_p}{(\frac{1}{2} V_R^2 S)_m} \end{aligned} \right\} (3.16)$$

ifadesi elde edilir. Burada (_p): prototip, (_m) model demektir. Yukarıda açıklanan şartlar (3.15) denklemini veren ilk ifade de de şu hususların da düşünülmesini gerektirir;

- (i) Deney şartları prototipin uçuş şartlarından farklı ise paraşüt malzemesinin özelliklerinin değiştirilmesi gerekir. Elastiklik modülü (E) kadar geçirgenlik de önemli bir malzeme özelliğidir.
- (ii) Yüksek hız uçuş şartları sağlanılmak isteniyorsa ses hızı (Ma sayısı) önemli bir parametre olur.
- (iii) Yerçekimi ivmesi prototip ile model arasında belirleyici bir fark ise g de önemli bir parametredir.

Bütün bu faktörlerin dikkate alınması (3.15) denklemini aşağıdaki şekli alır:

$$D = 1/2 \rho V_R^2 D S C_D$$

$$C_D = f(\text{paraşüt şekli ve tavrı}; Re; (Re)_g; Ma; Fr; K) \quad (3.17)$$

Burada Re : uçuş Re sayısı = $\rho V_R D / \mu$

$(Re)_g$: geçirgenlik Re sayısı = $\rho V_d d / \mu$

V_d : gözenek geçişine uyan bir hız

d : gözenek çapı

Ma : Mach sayısı = V_R / c

Fr : Froude sayısı = $V_R^2 / D g$

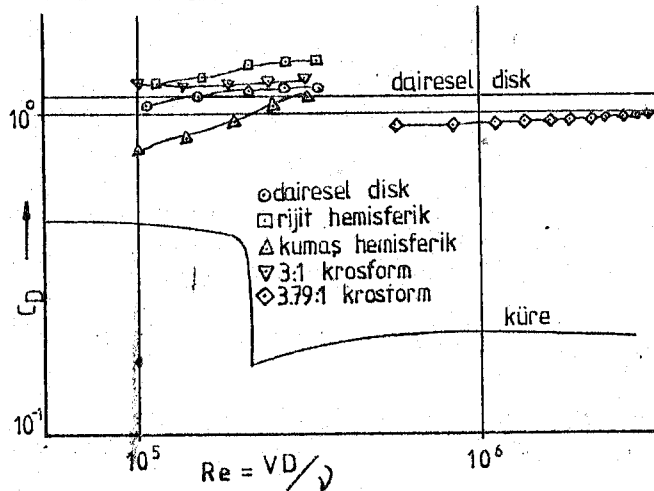
K : bağıl elastiklik (ya da Kaplun sayısı) $E / (\rho V_R^2)$

Prototipten modele geçişte yukarıdaki fonksiyonların hepsini sağlamak mümkün olamaz. Örneğin prototip ile model arasındaki ilişki tam olarak sağlanamaz ve deneyleri tam-ölçek [full-scale] Re sayısında yapmak güçleşir; dolayısıyla:

$$C_{D \text{ prototip}} \neq C_{D \text{ model}}$$

olacağından (3.16) denlemi geçersiz olur.

Paraşütlerdeki Re sayısı değişiminin C_D üzerindeki etkisi (Şekil 3.6)'da görülmektedir. Paraşütlerin aerodinamik özellikleri Re sayısına duyarlı olduğundan, gerek rüzgar veya su tünellerinde kullanılacak modelleri kısıtlayıcılar, gerek prototip fleksibilliğinin sağlanması için gereken şartların belirlendiği kaynaklardan yararlanmak gerekir. Zira paraşütün aerodinamik özellikleri [aerodynamic data] uzun ve ciddi çalışmaların ürünü olup, güvenilir bir deney performansı için önemli bir ilk adımdır [19].



Şekil 3.6 Çeşitli paraşütler için $Re \sim C_D$ değişimi [19].

3.4-DENEY TEKNİKLERİ VE ENSTRÜMANTASYONU

3.4.1-DENEY TEKNİKLERİ

Paraşütler üzerinde yapılan deneyler üç grupta toplanabilir:

(i) Tünel Deneyleri:Model paraşütler üzerinde yapılan (kuvvet, moment ve basınç ölçümleri, açılma proseslerinin incelenmesi vs.) çalışmalar tünel deneyleri olarak yapılır.Genel prensip paraşütün sabit, ortamın hareketli olmasıdır.Tünel deneyleri rüzgar veya su tüneli deneyleri olabileceği gibi, modelin boyutuna ve deney hızına göre de tam-ölçek [full-scale], küçük-ölçek [sub-scale]; subsonik, transonik, süpersonik tünel deneyleri olarak da adlandırılırlar.

(ii) Serbest Hava Deneyleri:Genel prensip paraşütün serbest hava içinde hareketidir.Bu deneylerde genellikle rüzgar tünellerinde ilk deneyleri yapılmış olan paraşütlerin prototipleri kullanılır.Bu grubu da kızak [rocket boosted carriage] ve serbest düşme [drop tests] deneyleri olarak sınıflandırabiliriz;

ii.1)Kızak Deneyleri:Yüksek dinamik basınç altındaki açılma şartlarının elde edilmesi için bir hava rayı üzerinde hareket eden roketler kullanılır(Foto.3.1).

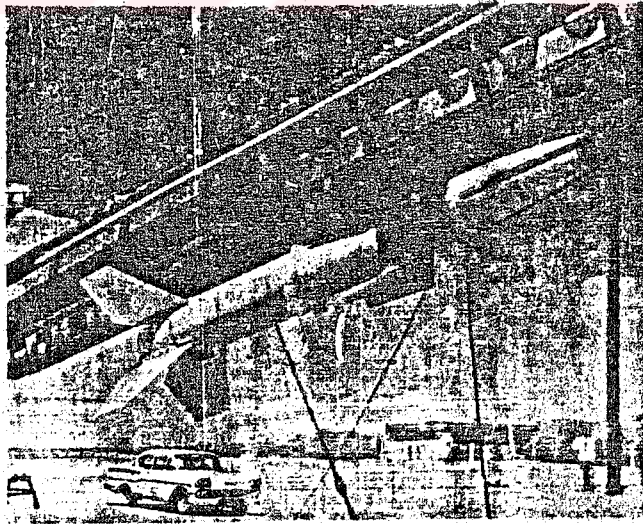


Foto. 3.1 Roketli paraşüt-deney kızacağı.

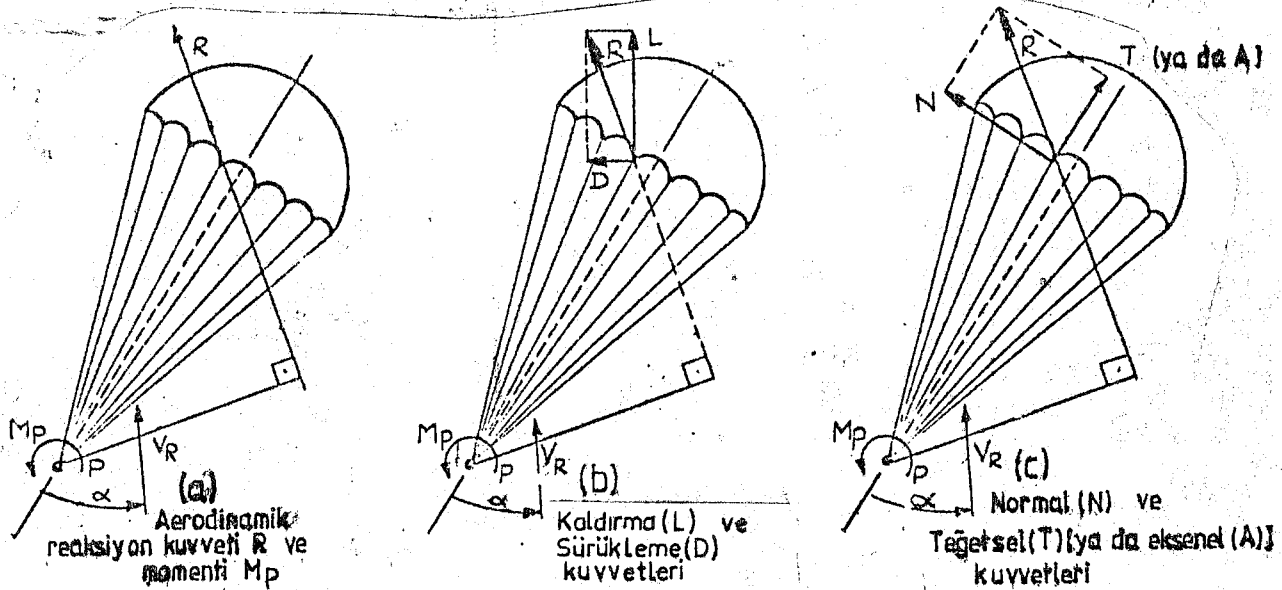
ii.2)Serbest Düşme Deneyleri:Prototipin gerçek şartlarda denenmesi düşme deneyleri ile sağlanır.Bunları da alçak irtifa [low altitude] ve yüksek irtifa [high altitude] deneyleri ola

rak ikiye ayırabiliriz. Alçak irtifa deneylerinde genellikle stabilite gözlemleri yapılır. Yüksek irtifa deneylerinde ise paraşütün ağırlık ve etkili sürüklenme alanı oranına göre iniş süresi belirlenir [17].

3.4.2-RÜZGAR TÜNELİ DENEYLERİ

Paraşütlerin rüzgar tünellerinde denenmesi çok geniş kullanım alanları olan paraşüt sistemlerinin tasarım ve geliştirilmesinde daha sık kullanılmakta olan düşme deneylerine göre daha kolaylık ve ucuzluk sağlarlar. Prensip olarak bir model paraşüt üzerine etki eden kuvvet ve momentlerin belirlenmesi altı bileşenin ölçümü ile sağlanır. Bunlar aksenel sistemin aksenel kuvvet bileşenleri ve bu aksenler etrafındaki moment bileşenleridir. Paraşütler üzerinde yapılan deneylerin çoğunda sadece üç bileşen ölçülür. Bunlar aerodinamik reaksiyonun (R) birbirine dik iki bileşeni ve bunların belirlediği düzlemdeki bir P noktası etrafındaki momentleridir (M_p). Aerodinamik reaksiyon ve momenti Şekil 3.7.a 'da görülmektedir.

Şekil 3.7.b 'de R , bağıl hava akışına paralel ve dik olan (L) ve (D) kuvvetleri bileşenlerine ayrılmıştır. Şekil 3.7.c 'de ise paraşütün simetri eksenine paralel ve dik olan teğetsel (T) ve normal (N) kuvvet bileşenlerine ayrılmıştır (Bazı kaynaklar T yerine aksenel kuvvet bileşeni A ifadesini kul-



Şekil 3.7 Model paraşüt üzerindeki kuvvet ve moment bileşenleri.

lanılmaktadır).Kuvvet ve moment katsayıları da boyutsuz olarak kullanılabilir.Kuvvet çiftlerinden birinin bilinmesiyle diğeri de bulunabilir,fakat normal ve teğetsel kuvvet bileşenlerini kullanmak daha avantajlıdır.

Paraşütlerin fleksibil ve geçirgen yapısı,ve çok değişik hız ve irtifalarda kullanılmak istenilmeleri nedeniyle özel deney düzeneklerine ihtiyaç vardır.Paraşüt araştırmalarında kullanılan başlıca düzenekler şöyle sıralanabilir [26] :

a)Kuvvet ve moment ölçümleri için:

a.1)Ok balans [Sting support rig] (Foto. 3.2)

a.2)Tel balans [Cable support rig](Foto. 3.3)

a.3)Çubuk balans [Strut support rig](Foto. 3.4)

b)Basınç ölçümleri için çeşitli basınç algılayıcıları [transducers](Foto. 3.5)

c)Askılardaki [rigging lines] gerilim kuvvetlerini ölçen algılayıcılar [tensiometers].

3.5-SONUÇ

Yukarıda görüldüğü gibi bir paraşütün aerodinamik karakteristiklerini ve sistemin hareket parametrelerinin bulunabilmesi için gerekli datalar;

a)boyutlar ve kütle gibi fiziki datalar ile

b)sisteme etki eden aerodinamik kuvvet ve momentlerle,sistemin daimi olmayan hareketinde söz konusu olmayan ilave akışkan kütleleridir.

Aerodinamik kuvvetler ve momentler paraşüt modellerine göre değişmekle beraber rüzgar tünellerinde belli şartları sağlayan akım şekli sunfi olarak yaratılarak deneysel metodlarla elde edilir.

Yukarıda da bahsedildiği gibi akım alanına birçok parametreye etki etmekte ve deneysel metodlarla ölçülen değerlerin gerçek değerlerle ne derece uyum sağladığı tesbit edilmesi gerekir.Ölçülen aerodinamik kuvvet ve moment değerlerinin gerçeğe yakın olması seçilen rüzgar tünelinin dizaynına bağlıdır.Bu amaçla 4. bölümde paraşüt aerodinamigine uygun

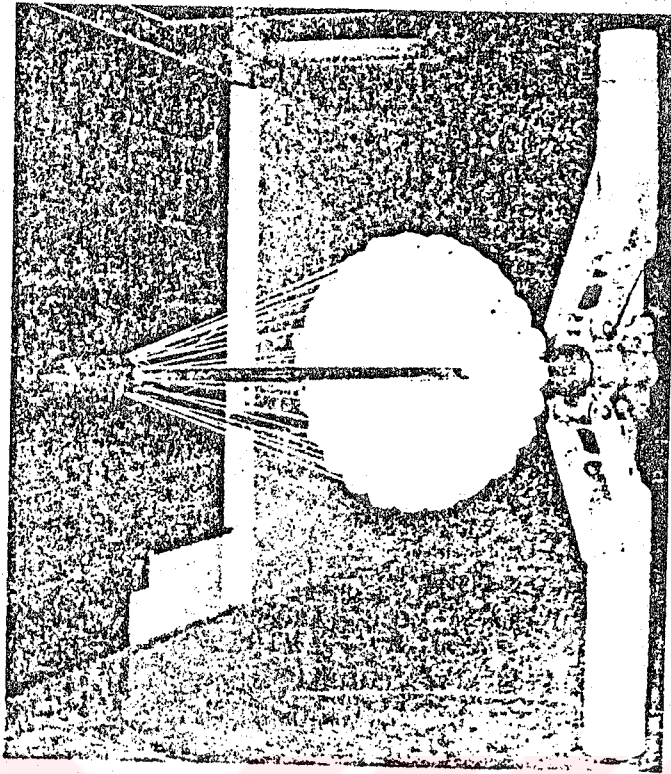


Foto. 3.2 Ok Balans.

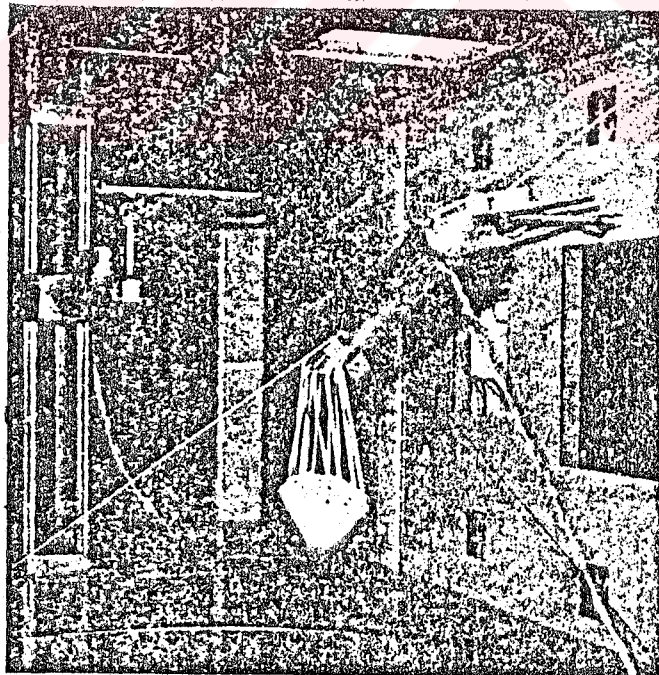


Foto. 3.3 Tel Balans.

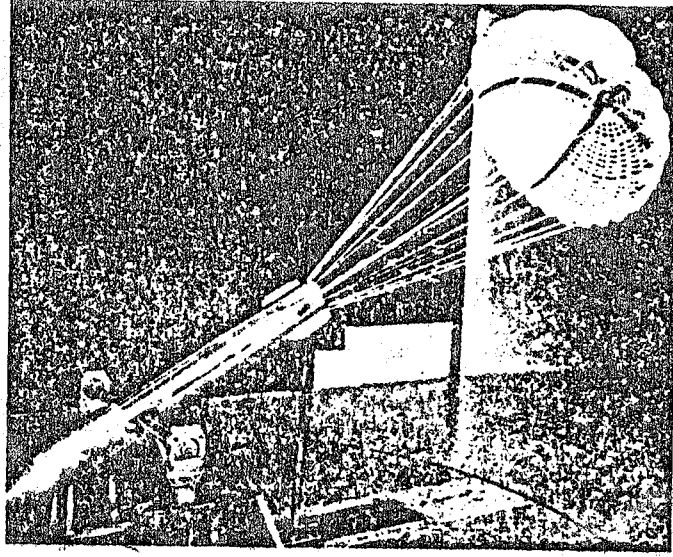


Foto. 3.4 Çubuk Balans.

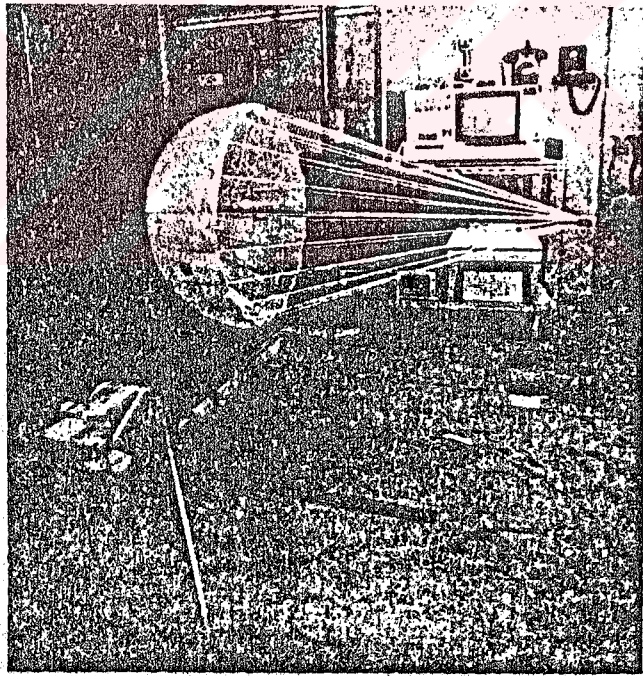


Foto. 3.5 Basınç Dağılımın Belirlemek İçin Kurulan Deney Düzenegi.

bir rüzgar tüneli tasarımı incelenmiştir. Paraşüt-store sisteminin ilave akışkan kütlesi, rüzgar hızının değişken olduğu bir ortam rüzgar tüneline sağlamak zor olduğundan su tüneli kullanılarak bulunması daha uygundur.



BÖLÜM IV

4-TÜNELİN TASARIMI

4.1-TÜNEL TİPİNİN SEÇİMİ

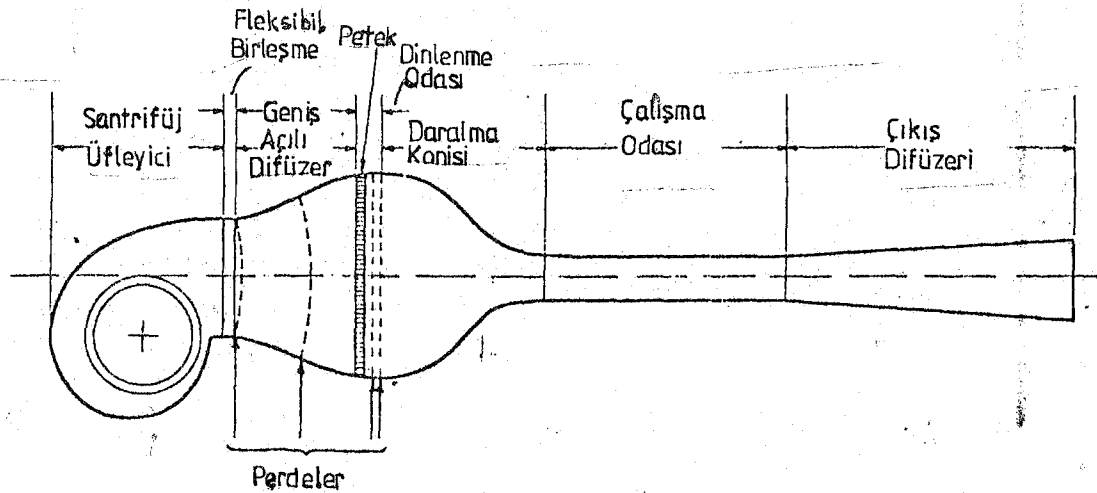
Bu çalışmaya konu olan paraşütün aerodinamik karakteristiklerinin incelenmesi ve aynı tünelden rotor testleri, ve endüstri ve atmosfer araştırmalarında da yararlanabilme isteği akımda bluff cisimlerin yaratacağı bozukluklardan [disturbances] en az etkilenecek, endüstri uygulamalarının değişik ihtiyaçlarına değişken bir çalışma odası ile cevap verebilecek, düşük türbülans ve uniform akım şartlarını yerine getirebilecek bir tünel tasarımını gerekli kılmaktadır. Tünelin kurulacağı yer bir hangar olacağından yere uygun şartlar aranmayacaktır. Maliyetin yüksek olmaması için uygun tip açık devreli bir tünel olup, istenen araştırma şartlarına uygun performans üfleme [blower] tip bir açık devreli tünel ile sağlanabilir.

4.2-ÜFLEMELİ TİP TÜNELLERİN GENEL ÖZELLİKLERİ

Üfleme tip tüneller giren havanın bozukluklarından ve çalışma bölgesinden çıkan hava akışı bozukluklarından etkilenmezler. Sınır tabaka çalışmaları ve bluff body çalışmaları gibi uygulamalar için çok uygundur [4,5]. Üfleme tip tünellerde çalışma bölgesinde kolaylık arzu ediliyorsa çıkış difüzörü kullanılmayabilir. Ancak bu durum çalışma bölgesindeki kinetik enerjinin çıkışta kaybolması nedeniyle "güç faktörünün

$\left[\lambda = \frac{\text{verilen güç}}{\text{alınan güç}} = \frac{P}{\frac{1}{2} \rho V^2 A} \right]$ büyümesine neden olur.

Üfleme tipi tünelin başlıca bölümleri, yukarı-akıştan başlayarak (Şekil 4.1); üfleyici [fan veya blower], geniş-açılı difüzer [wide-angle diffuser], dinlenme odası [settling chamber], daralma konisi [contraction cone], çalışma odası [test section] ve çıkış difüzeridir. Hava, girişte bir santrifüj üfleyiciden (veya aksenal fandan) emilir ve toplam basınç yükselmesi sağlanır. Alt-akıştaki parçaların performansını etkilemesi nedeniyle üfleyiciden elde edilen akışın kaliteli olması gerekir. Geniş-açılı difüzerde kesit alanı, akımda aşırı ayrılma oluşmasına imkan vermeyecek en kısa aksenal uzunlukta genişletilir. Burada meydana gelen ayrılma, çalışma bölgesindeki akışta düzensizliğe neden olur. Ayrılmayı engelleyici en önemli sınır tabaka kontrol vasıtası "tel kafes perdelerdir [wire-gauze screens]. Perdeler yüksek-hız bölgelerinin toplam basıncını sınır tabaka gibi nedenlerle meydana gelen düşük-hız bölgelerinin toplam basıncından daha fazla azaltırlar; böylece perdelerin meydana getirdikleri statik basınç kararsızlıkları alt-akışta daha üniform bir akış sağlar ve sınır tabaka ayrılma etkisinden korunur. Ayrıca geniş-açılı difüzerdeki perdeler akışın türbülansının azaltılmasına yardımcı olur. Ancak türbülansı azaltmak üzere konan diğer perdeler ve petek, kayıpları en aza indirmek amacıyla hızın en düşük olduğu (kesitin en büyük olduğu) dinlenme odasına yerleştirilir-



Şekil 4.1 Bir üfleme tünelinin ana bölümleri.

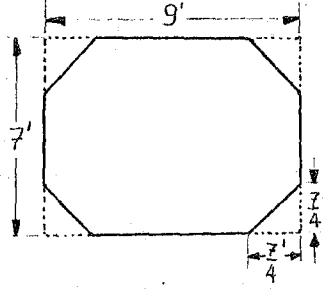
ler. Petek akış yönündeki düzensizlikleri [irregularities] azaltır, devam etmekte olan dönme [swirl] etkisini kaldırır; perdeler de türbülans şiddetini azaltmak yanında akışın üniformluğunu ve kararlılığını [steadiness] iyileştirirler. Dinlenme odası duvarlarının paralellığı nedeniyle akım çizgilerinin düzelmesine ve paralelleşmesine yardımcı olur, sahip olduğu büyük hacim dolayısıyla çalışma odasına hava akımı besleyen bir rezervuar görevi yapar. Daralma konisinde dinlenme odasındaki hız, düzgün ve sürekli bir biçimde çalışma bölgesindeki hıza yükseltilir. Dinlenme odası kesitinin çalışma odası kesitine oranı ($n = A_{do}/A_{\phi o}$), çalışma odasındaki akış yönündeki zamana bağlı düzensizliği üzerine doğrudan etkilidir. Dinlenme odasındaki ortalama akış hızındaki sapmalar, çalışma odasındaki hıza $1/n^2$ oranıyla yansır. Yani daralma oranı büyüdükçe akım iyileşmektedir. Daralma konisinde akışın devamlı olarak hızlandığı ve dolayısıyla azalan basınçlara karşı hareket yaratıldığı için koni cidarında meydana gelen sınır tabaka ince kalmaktadır. İstenen kalitedeki akış daha sonra çalışma odasına geçer. Akış buradan da, tünel güç faktörü ve çalışma odasındaki çalışma rahatlığı göz önüne alınarak kurulabilecek bir çıkış difüzeri ile atmosfere döner.

4.3-TÜNELİN BÖLÜMLERİ

4.3.1-ÇALIŞMA ODASI

Bir rüzgar tünelinin tasarımına çalışma odasından başlanır. Çalışma odası boyutları tamamen yapılacak deneyin gerekliliklerine göre belirlenir. Birçok üfleme tüneli, çıkış difüzeri bulunmayan, açılabilir çalışma bölgesi özelliğinde, farklı durumlara uyabilen [flexible] çalışma odasına sahiptir. Jet boyutları ve rüzgar hızı arzulanan Re sayısına göre belirlenir. Geniş modellerin kullanılabileceği geniş jetler de düşük-hızlarda rahatca çalışabilirler, ancak geniş jetli tünel maliyeti yarı gücünde çalışan ufak tünelin maliyetinin dört katına çıkabilmektedir [4]. Kesit şekli yuvarlak, elips, kare, dikdörtgen, altıgen, sekizgen, köşeleri doldurulmuş [fillet] dikdörtgen, tabanı düz elips gibi çeşitli şekillerde olabilir. Girişimin önlenmesi için dikdörtgen kesitlerde genişlik/yükseklik

oranı genellikle 10:7 ($\sqrt{2}:1$) olarak alınır. Köşe etkilerinden korunmak için 45° köşe dolguları yapılarak, kesit elips jete benzetilmeye çalışılır. Şekil 4.2 'de 9'x7' bir jet için dolgu örneği verilmektedir[4].



Şekil 4.2 Dikdörtgen bir kesitte köşelerin doldurulması[4]

Genel maksatlı havacılık tünellerinde genellikle ($\sqrt{2}:1$) oranı kullanılmakla beraber tam-ölçek uçak modeli deneylerinde genişlik arttırılır. Sınır tabaka deneylerinde bu oran beşe kadar çıkabilir. Asma köprü deneyleri gibi özel hallerde bu oran daha da fazladır. Bina kompleksleri, arazi modelleri üzerinde yapılacak deneylerde ise bu oranın iki kat olması yeterlidir. Bunun tersine kuleler ya da bacaların denenmesinde kullanılan tünellerde ise bu oran girişimin etkilerini azaltmak için birden az seçilir[3,4,5]. Daralma konisinden çıkan akıştaki düzensizliklerin [non-uniformities] azaltılması için çok defa 0.5 çap uzatma uygulanır. Ayrıca bir türbülans perdesi kullanılıyorsa, homojen bir akış elde edilmesi 10~15 gözenek [mesh] boyu sürer. Bu ihtiyaçlar çalışma odası minimum uzunluğunu sınırlamakla beraber, çok uzun bir çalışma odası da sınır tabakanın gereksiz büyüyerek çıkış difüzlerinde ayrılma oluşmasına neden olur. Çalışma odası uzunluğu pratikte jetin büyük boyutunun bir ya da iki katı olarak alınır. Sınır tabaka tünellerinde ise bu mümkün olduğu kadar büyüktür.

Hava çalışma odası boyunca ilerlerken, sınır tabaka kalınlaşır. Bu durum jetin etkili alanının küçülmesine ve hızın artmasına sebep olur. Hız artışı statik basıncı düşürdüğünden model alt-akışa doğru sürüklenir. Bunu önlemek için çeşitli sınır tabaka kontrol vasıtaları geliştirilmiştir. Bunlar arasında emme, üfleme, delikli [perforated, slotted] duvarlar sayılabilir. Boyuna basınç gradyanını çalışma odası boyunca sabit tutmak için, sabit hızda çalışılacaksa, kesit genişletilir (duvar-

lara açı vererek veya dolgularını genişletilerek) veya bükülür tavan[false-roof] kullanılır. Bunun için çalışma odası boyunca öteleme sınır kalınlığının artışı dikkate alınır (sabit konstrüsyonlarda genellikle 1/2 derecelik dış bükeylik kabul edilir[4,16]).

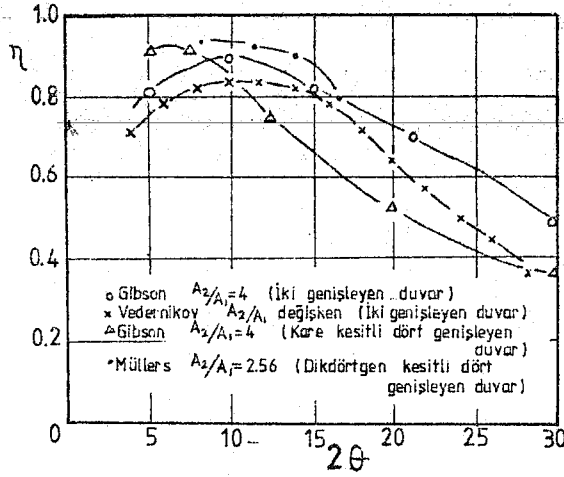
Duvarlar genellikle kontraplaktan yapılıdır. Hemen hemen bütün çalışma odalarının yan panoları çıkartılabilir yapılıdır, ayrıca rahat gözlem yapabilmek için panolarda pencereler açılır ve aydınlatma sistemi yerleştirilir.

Şayet çalışma odası açık jet ise çıkış konisi giriş konisinden daha geniş olmalıdır (Jette düşük hızlar için 10 derecelik, yüksek hızlar için 15 derecelik genişleme kabul edilir[4]). Bazı uygulamalarda akışı stabilize duruma getirmek için difüzer 0.5 jet uzunluğu (eşdeğer çap) uzunluğu kadar çapta uzatılır. Açık jet uygulamalarında çalışma bölgesi sızdırmaz oda [hermetic chamber] içine alınabilir. Hatta bu uygulama kapalı jet halinde de sızıntı, toz ve gürültü girişini engellemek için yapılabilir [4].

4.3.2-DİFÜZERLER

4.3.2.1-ÇIKIŞ DİFÜZERİ

Prinsip olarak difüzer, çalışma odasından geçen akışın kinetik enerjisini basınç enerjisine çevirmek için kullanılır (Ayrıca emme tip tünellerde fanın yarattığı düzensizliklerden jet teki akışı korur). Kinetik enerjiden basınç enerjisine ani geçiş fazla kayba neden olur. Bu durum yüksek verimli bir difüzerle giderilmeye çalışılır (Difüzer verimi $\eta_d = \frac{2}{3} \frac{p}{(V_1^2 - V_2^2)}$ dir. Burada $\Delta p = p_2 - p_1$: çıkış ve giriş arasındaki basınç farkı; V_1, V_2 : giriş ve çıkıştaki hız değerleridir). Difüzer verimi (çıkış alanı/giriş alanı) oranına ve genişleme derecesine bağlıdır. Yapılan araştırmalar maksimum verimin $\theta = 5^\circ \sim 6^\circ$ de sağlandığını göstermektedir (Şekil 4.3). Re sayısı ve girişteki sınır tabaka kalınlığı da verimi etkiler [Gibson and Vedernikov(16), 5]. θ açısına "eşdeğer konik açısı [equivalent cone angle]" denir (yani verilen difüzerin aynı giriş alanı, çıkış alanı ve uzunluğundaki dairesel koninin eğim açısıdır). Bu açı 5° (en iyi akış düzgünlüğü için) ve 10° (en iyi basınç iyileşmesi için)



Şekil 4.3 Kare ve dikdörtgen difüzerlerin maksimum verimi[16].

[pressure recovery] için) arasında alınabilir[5].Ancak daha iyi bir akış düzgünlüğünü dikkate almak daha önemlidir.Zira basınç iyileşmesi akışta zamanla değişimler [fluctuations] meydana getirir.Hızdaki sert düşmenin basınç gradyanını arttırması sonucu duvarlar boyunca oluşan sınır tabaka kalınlaşır ve ayrılmaya sebep olur.Bu durum sürtünme kayıplarını [skin friction] arttıracak gibi akışta zamana bağlı dalgalanmalar[surging] meydana getirir.Difüzerlerin alan oranı ise 2.5 değerini geçmemelidir.Bu çeşit difüzerlerde akış duvara tamamen yapışmıştır[4].

4.3.2.2-GENİŞ-AÇILI DİFÜZERLER

Akım düzgünlüğünü (uniformluğunu) geliştirmek için büyük giriş alanı oranı istediği ve azalan hız bölgesine yerleştirilecek akış ve türbülans düzeltme vasıtalarının daha az kayıp yaratması nedeniyle çalışma odası üst-akışı alanı mümkün olduğu kadar büyük olmalıdır.Bu nedenle büyük daralma oranı sağlayacak daralma konisi önünde yer alan dinlenme odası ile üfleleyici arasında bir difüzer koymak gerekir.5° eşdeğer konik açılı standart bir difüzer maliyet açısından istenmez.Bu yüzden geniş alan oranını daha kısa mesafede sağlamak için daha geniş eşdeğer konik açısı uygulanır.Eşdeğer açısı 6°den daha büyük difüzerlere "geniş-açılı difüzer" denir.Geniş açılı difüzerde kesit alanının hızla artışı nedeniyle meydana gelebi

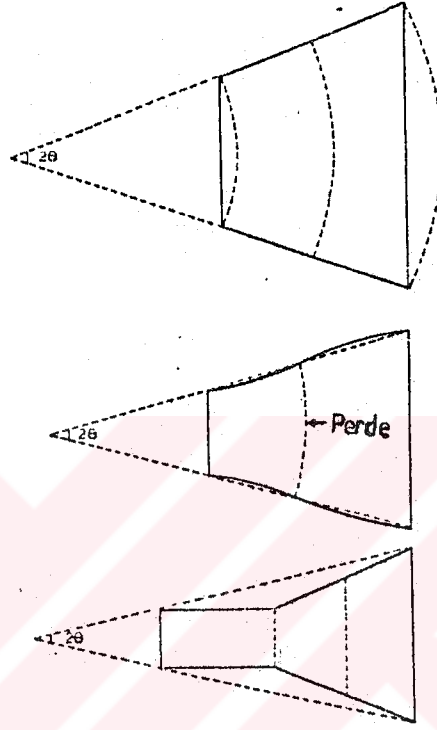
lecek ayrılma sınır tabaka kontrol vasıtaları kullanılarak önlenir. En çok kullanılan vasıta metal kafes [perforated metal screen] veya tel örgü perde [woven-wire gauze]'dir. Ufak tüneller için ucuz naylon gözenekli perdeler yeterlidir. Perde, gözenek [mesh] (birim uzunluktaki gözenek sayısı) ve tel çapı ile belirlenir. Bu iki özellik ile açıklık oranı [open-area ratio], β , belirtilir. ($\beta = (1 - \frac{d}{l})^2$; burada d: tel çapı, l: gözenek uzunluğu). Perdeler hız profiline daha uniform olmasını sağlarlar ve sınır tabaka kalınlığını azaltırlar. Ufak tünellerde, dörtgen kesitli geniş-açılı difüzerlerin köşelerinde oluşan köşe akışları, köşelerin doldurulması ile önlenir; büyük tünellerde ise bir sorun yaratmaz. Perdeler aynı zamanda türbülans şiddetini azaltırlar ve akış yönünü iyileştirirler, Perdelerin verimi daha çok "basınç düşüşü katsayısına [pressure drop coefficient] (K)" bağlıdır. $K = \Delta p / q$ olduğundan β , Re ve akış giriş açısının fonksiyonudur. $K=2$ değerli tek perde ufak uniformsuzlukları giderebilir [5]. Geniş-açılı difüzerlerde düşük K değerli ($K=1 \sim 2$) birkaç perde kullanmak daha yararlıdır. Zira tek aşamadaki K artışı yüzey sürtünmesine az etki yapar. Verimli çalışan birçok difüzerde zıt basınç gradyanını [adverse pressure-gradient] azaltmak için duvarlar eğrisel yapılı ve bu durum daha az perde gerektirir. Ancak düz duvarlı difüzerler kolay inşa edilirler ve eşdeğer konik açıları çok büyük değilse başarıyla çalışırlar [5].

Difüzerin çalışması girişteki akış şartlarından da etkilenir. Girişte düzgün [steady] akışlı, nisbeten ince bir sınır tabaka olması ayrılmayı geciktirir ve basınç iyileştirmesini önemli ölçüde geliştirir. Perdeli difüzerlerde, diğer tip difüzerlere göre, çıkan hız profiline giriş şartlarının etkisi daha azdır. Ayrılmayı önlemek için bir veya daha fazla perde kullanılması halinde artan basınç düşüşü sebebiyle verim ($\eta = \frac{P_{çıkış} - P_{giriş}}{1/2 \rho (V_{giriş}^2 - V_{çıkış}^2)}$) düşer. Kaynak. 5 'de çeşitli araştırmacılar tarafından özellikle düşük-hız tünellerinde denenen yüzden fazla geniş-açılı difüzerden alınan sonuçların yardımı ile "optimum tasarım esasları" geliştirilmiştir. Buna göre geniş açılı difüzerlerde başlıca dört önemli parametre mevcuttur:

(i) alan oranı (A),

- (ii) difüzer açısı (2θ),
- (iii) difüzer içindeki perde sayısı (n),
- (iv) her bir perdedeki basınç düşüşü katsayısı (K).

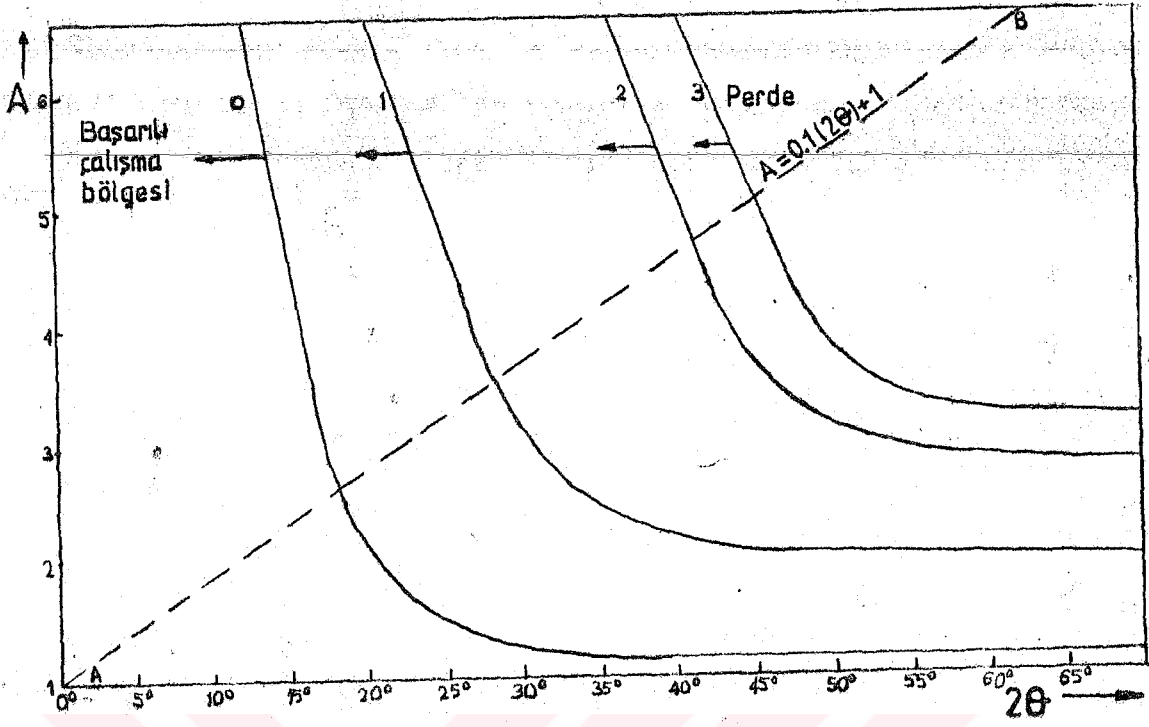
Difüzer açısı (2θ), giriş ve çıkışları birleştiren iki düz çizgi arasında kalan açıdır. (Şekil 4.4). Enine ve dik kesit gö-



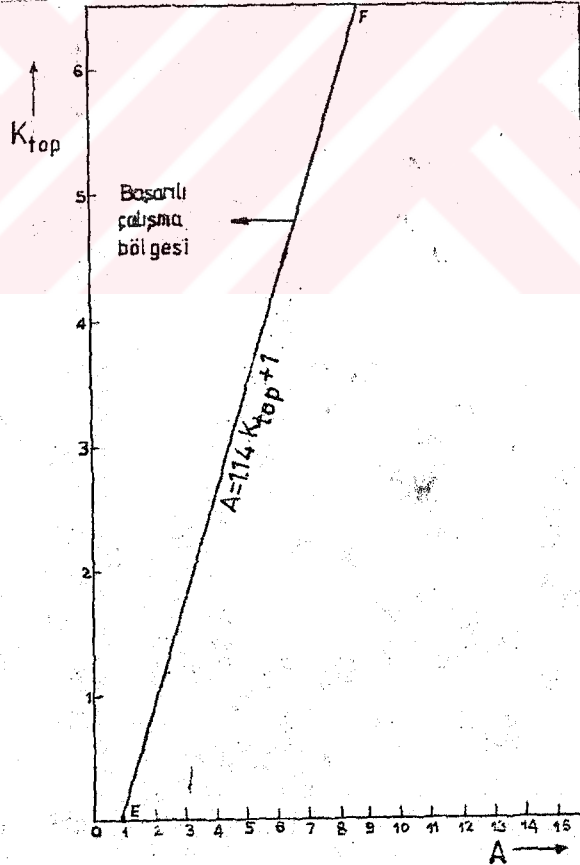
Şekil 4.4 2θ tanımını gösteren tipik geniş-açılı difüzerleri.

rünüşlerinde difüzer açıları farklı ise daha geniş olan açı 2θ kabul edilir. Bu çalışmada yukarıdaki dört parametre kadar difüzerlerin başarısını etkileyen diğer parametreler de (kesit şekli, duvar şekli, perde şekli, tünel tipi vb.) araştırılmıştır. Alınan veriler ile elde edilen grafikler (Şekil 4.5 ve Şekil 4.6) bugün için geniş-açılı difüzer tasarımında en önemli tasarım esaslarını meydana getirmektedir [5, 27, 28].

Şekil 4.5 'de alan oranına karşı difüzer açısı grafiklenmiş olup; optimum perde sayısı eğrilerin sol bölgelerinde elde edilmekle beraber, uygun yerleştirme veya bombeli [curved] perdeler ile bu sayı azaltılabilmektedir [28]. Şekil 4.6'da ise bütün perdelerin toplam basınç düşmesi katsayısına (K_{top}) karşı alan oranı verilmiştir. Alan oranı, $(1.14K_{top} + 1.0)$ değerinden az olmalıdır. Bu iki grafik şartını yerine getiren difü



Şekil 4.5 Perdeli difüzerler için $A \sim 2\theta$ grafiği.



Şekil 4.6 Perdeli difüzerler için $K_{top} \sim A$ grafiği.

zer konfigürasyonu aşağıda açıklanan tasarım faktörlerini de yerine getirmesi halinde başarılı olarak çalışabilir:

(i) Giriş Şartları: girişte ince sınır tabakaları ve düzgün akış olması yararlıdır.

(ii) Perde Yerleşimi [positioning]: perdeleri yerleştirmede başlıca kural, akışın ayrılmaya en çok elverişli olduğu, difüzer açısının ani olarak değiştiği yerlere perdelerin yerleştirilmesidir. Belirli bir yerleşim yeri göstermeyen difüzerlerde perdeler eşit aralıklarla yerleştirilir (nisbeten yüksek dirençli bir perde difüzer girişinde olmak üzere; zira burası açının ani değiştiği yerdir).

Perdelerin daha uygun yerleşimi için "moment-tipi" analiz uygulanabilir [5]. Burada:

$$M_0 = \sum_1^n K_r \equiv K_{top} \quad (4.1)$$

$$M_1 = \frac{1}{M_0} \sum_1^n \frac{x_r}{L} K_r \quad (4.2)$$

$$M_2 = \frac{1}{M_0} \sum_1^n \left(\frac{x_r}{L} - \frac{1}{2} \right)^2 K_r \quad (4.3)$$

parametrelerinden yararlanılır. x_r : perdenin girişten uzaklığı K_r : perdenin basınç düşmesi katsayısı ve L : difüzerin toplam uzunluğudur. M_0 (ya da K_{top}) Şekil 4.6 yardımıyla bulunabilir. M_1 , perde girişe yaklaştıkça 1.0 değerine yaklaşır. Uniform perde dağılımı için optimum M_1 değeri 0.5'dir. Perdeler arası mesafeyi belirten M_2 değeri 0.17 olup, köşeleri yuvarlatılmış [curved fairings] olan (-ki böyle olması daha çok istenir) difüzerler için 0.04'dür (tek perde kullanılırsa daha az). Bu M_2 değerleri $n \leq 4$ ise kullanılmalıdır [5].

(iii) Duvar Şekli: düz duvarlı difüzerlerin imali daha kolay ve daha ucuz olmakla birlikte, eğrisel duvarlı difüzerler gereken perde sayısının daha az ve verimlerinin daha fazla olması nedeniyle avantajlıdır. Şekil 4.5 'deki AB çizgisi $A = 0.1(2\theta + 1)$ olarak verilebildiğinden eğrisel duvarlar genellikle geniş difüzer açılı difüzerlerde kullanılırlar. Pratikte duvar açılarındaki süreksizlik [discontinuity] noktalarına bombeli perdelerin yerleştirildiği düz duvarlı difüzer uygulamaları daha yaygındır. Ancak keskin köşelerde kontra-plâk kıvrımı [bent piece] ile yuvarlatma [fairing] gerekir.

(iv)Perde Şekli: genişleyen duvarları ve akım çizgilerini dik açılarda kesen bir perde daha avantajlıdır, zira perdeler tarafından akışın saptırılarak bu halinde ayrılmaya yarıdımca olması önlenmiş olur. Bombeli perdeler dairesel ark şeklindeki metal çerçevelere tahta bantlarla sıkıca bağlanırlar. Bir başka alternatif de "değişken K değerli" perde kullanmaktır. Bu, iki perdenin üst üste getirilme durumudur. Bu şekil daha fazla dirençlidir ve daha yüksek basınç düşmesi yaratır. Uniform çıkış profili için, 0.84 çap optimum değer verir.

(v)Kesit Şekli: Şekil 4.5 'i sağlayan difüzerlerin çoğu (özellikle alan oranı 3'ün üzerinde olanlar) kare ya da dikdörtgen kesitlidirler. Bunun en önemli sebebi, dairesellerden daha ucuz ve kolay inşa edilmeleridir. Ancak özellikle ufak tünellerde köşeler doldurulmalıdır. Dairesel, kare ve dikdörtgen kesitli difüzerlerin verimliliğinin araştırılması (Gibson[5]), dairesel kesitli difüzerlerin en verimliler olduğunu göstermiştir. Bunu kare kesitliler izlemektedir. Çalışmada belirtilen difüzerlerin çoğunda olduğu gibi, giriş difüzeri olarak kullanılan geniş-açılı difüzerlerde basınç iyileşmesi birincil sorun olmadığından kare kesitler pratikte daha yaygındır.

(vi)Tünel Tipi: kapalı devre tünellerde genellikle uzun ve yavaş genişleyen ($2\theta \approx 5^\circ$) difüzerler kullanıldığından geniş-açılı difüzer kullanılması açık devreli tünellerde daha yaygındır.

Geniş-açılı difüzerlerde perdelerden başka şu sınır tabaka vasıtaları da kullanılabilir:

a) Bölme (splitter) Sistemi: en önemli etkisi toplam öteleme sınır tabaka kalınlığını arttırmak suretiyle etkili yayılma [diffusion] açısını ufaltmaktır. Sistem yaklaşık üçgen biçimli sekiz parçaya bölünmüş bir difüzerdir.

b) Çok Hücreli [multi-cell] Difüzer: Boswell [13] tarafından geliştirilen bu sistem 23° lik etkili konik açısı yaklaşık 8° lik 32 parçaya bölünmüş bir difüzerdir

c) Emme Yarıkları [suction slots]: duvarlara yakın sınır ta-

bakada yer alan yetersiz kinetik enerjili akışkan parçacıklarının yarıklardan emmek suretiyle basınç gradyanını iyileştirir ve bu suretle ayrılmayı önlerler. Bu tür difüzerler benzeri düz duvarlı difüzerlerden daha üstün performanslıdır.

d) Sıkışan vorteks [Trapped vortex]: burada da vortekse enerji kazandırılmaktadır. Bunun için emmenin tersi (üfleme) sistem uygulanır, ya da vorteksin alt-akışına bir engel koyularak kontrollü bir alan elde etmek suretiyle akışta yüksek enerjili havanın yer alması sağlanır. Bu tür difüzer düşük toplam basınç iyileşmesi gösterdiğinden yüksek verimlidir.

e) Yön Değiştiriciler [Vanes]: difüzer girişine ya da yakınına yerleştirilen ufak giriş yönlendiricileri [small guide vanes] performansı önemli ölçüde iyileştirirler.

f) Diğer Metodlar: uniform bir akış sağlamak için birçok üflelemeli süpersonik tünelde delikli koni [perforated cone] kullanılmaktadır. Bunun başka bir alternatifi olarak üst-akışa doğru dönük piramit perde kullanılabilir.

Bütün sınır tabaka kontrol vasıtaları sınır tabakada karışmayı [mixing] arttırarak momentumu duvarlara taşırlar, böylece ayrılmayı önlerler. Perdeler göre diğer metodların bazı avantajları vardır. Akıştaki buhar ve katı parçacıklarından etkilenmezler, yüksek aerodinamik kuvvetlere dayanabilirler. Ancak perdeler sadece ayrılmayı önlemekle ya da geciktirmekle kalmayıp, ayrıca türbülans şiddeti seviyesini azaltır ve akışı düzgünleştirir. Diğer birçok vasıta türbülans izleri [wake] oluşturarak türbülans seviyesini arttırırlar. Perdelerin bir avantajı da diğerlerinden daha kolay kurulmalarıdır.

4.3.3-PERDELER VE PETEKLER

4.3.3.1-PERDELER

Perdeler [screens] normal olarak metal tellerden kare ya da dikdörtgen mesh şeklinde dokunmuşlardır ve genellikle kesit boyunca akış uniformluğunu iyileştirmek üzere dinlenme odasına konurlar. Dikkatlice yerleştirilirlerse geniş-açılı difüzerlere konacak perdeler de bu işi başarıyla görebilirler

ve bu sayede dinlenme odasındaki perde sayısını azaltabilirler. $\beta \approx 0.6$ civarında perdeler piyasadan temin edilebilir [14]. Naylon ya da polyesterden dokunan perdelerde rüzgar yüklerinin çok fazla olmadığı şartlarda kullanılabilirler. Plastik perdelerin aerodinamik karakteristikleri metallere (elastik modüllerinin farklılığı nedeniyle) biraz farklıdır. Fakat plastik perdeler daha uniform olurlar [5].

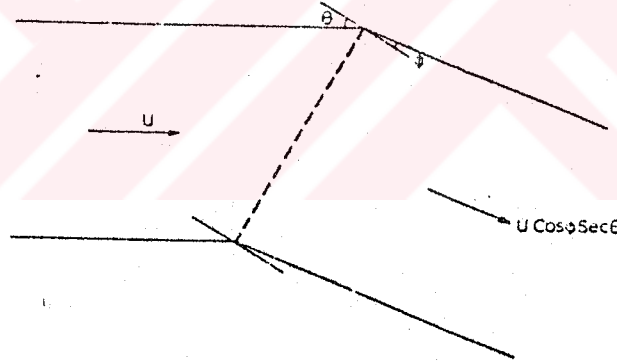
Perdelerin akış üzerinde başlıca üç etkisi vardır:

- (i) ortalama hız değişiminde azalma (böylece sınır tabaka ayrılmasının önlenmesi veya geciktirilmesi),
- (ii) türbülans azalması,
- (iii) eğik akışı perde normaline doğru yönlendirme.

Perdelerin davranışı iki parametre ile tanımlanır; K:perde basınç düşmesi katsayısı ve α :sapma katsayısı (çıkış [emergence] açısı ϕ 'nin giriş [incidence] açısı θ 'na oranı).

$$\alpha = \frac{1.1}{(1+K)^{1/2}} \quad (4.4)$$

ile tanımlanır. (Şekil 4.7) ϕ ve θ açılarını göstermektedir.



Şekil 4.7 Eğimli bir perdede akış.

Perdeler rüzgar tünellerinde 1930'lardan beri kullanılmaktadır. Prandtl 1933'de perdelerin hız dağılımını iyileştirdiğini belirtmiştir, bunu izleyen çalışmalarda 1947'de Dryden ve Schubauer türbülans şiddetini azaltmada perdelerin etkisini belirtmişlerdir. Buna göre perde gözeneginden daha büyük boyutlu türbülans [eddies] küçültülerek gözenek [mesh] boyutları mertebesine indirgenirler, bu sayede büyük boyutlu hareketlere göre daha çabuk çürürler. Bunun genel etkisi alt-akışta türbülans şiddetinin ve boyutunun [scale] azalmasıdır. Dryden ve Schubauer daha basit bir ifadeyle perdenin türbülans şid-

detini azaltmadaki etkisini türbülansın kinetik enerjisini kısmen absorblaması olarak belirtmişlerdir. Her iki açıklama da perdelerin türbülans şiddetinin n tane benzer perdede azalma faktörünü $1/(1+K)^{1/2}$ olarak vermektedir. Buradan perde sayısını arttırmakla türbülans şiddetinde daha fazla bir azalma sağlanacağı görülmektedir. Ancak perdeler nisbeten düşük K değerli olmalıdır. Bradshaw [5,6] boyuna akım düzgünsüzlüklerinin [longitudinal vortices] $\beta < 0.57$ ($K > 1.6$) için arttığını, bunun tersine $\beta > 0.57$ ($K < 1.6$) için azaldığını belirtmiştir. Gerçekte K'yı belirleyici tam bir metod yoktur. Wieghardt formülüne göre;

$$K = 6.5 \left[\frac{(1-\beta)}{\beta^2} \right] \left[\frac{Ud}{\beta v} \right]^{-1/3} \quad (4.5)$$

Burada d: tel çapıdır. K değeri, hızın artarak $Ud/\beta v = 600$ olana kadar azalır ($60 < U < 600$ m/s). Şekil 4.8 bu ifadeye göre çeşitli β 'lar için K'ları vermektedir. Collar [5] ise,

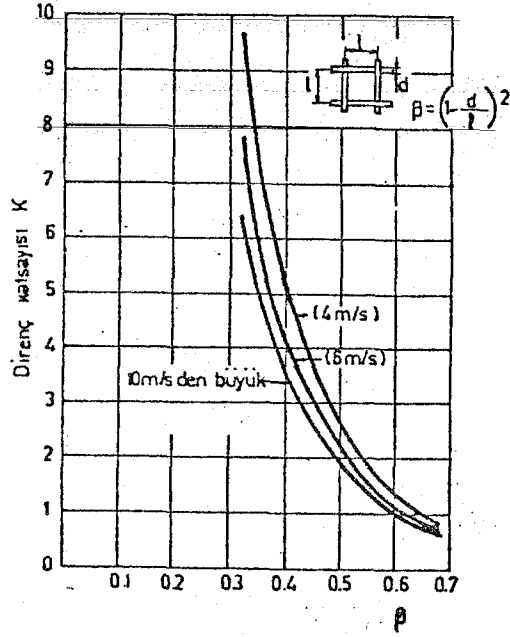
$$K = \frac{C(1-\beta)}{\beta^2} \quad (4.6)$$

ifadesiyle K'yı tanımlamaktadır. Burada $U = 10$ m/s için $C = 0.9$ ve $U > 10$ m/s için $C = 1.0$ alınmaktadır.

4.3.3.2-PETEKLER

Perdeler dönüşlü akışı [swirl] ve enine ortalama hız değişimlerini ortadan kaldırmada fazla etkili değildirler. Bu nedenle akış yönü açısının [yaw angle] 10° den büyük olmadığı durumlarda "petekler [honeycombs]" kullanılır. Daha büyük açılarda petek hücreleri akışı durgunlaştırarak [stall] verimin düşmesine neden olur. Akışın enine [transverse] ve dönüşlü bileşenlerini kabuledilebilir bir seviyeye indirmek ve peteğin yönlendirici etkisini arttırmak için hücre [cell] uzunluğu çapının hiç olmazsa 6~8 katı olması gerekir. Petek hücrelerinin kesit şekli genellikle altıgen ya da imalat kolaylığı bakımından kare veya üçgen olur.

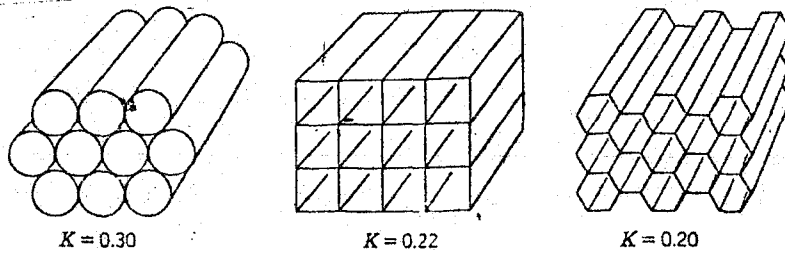
Petekler aynı zamanda türbülansı bastırmak için de kullanılırlar. Gerçekte Loehrke ve Nagib [5] peteğin kendisinin de bir miktar türbülans yaratmakla beraber, serbest akış türbülansında her çeşit petek tarafından net bir azalma sağlandığını denemelerle görmüşlerdir.



Şekil 4.8 Perde direnci.

Petekten geçen (net) türbülansın seviyesi, yapısı ve bozunumunu [decay] istenen şekilde düzeltmek için peteğin alt-akış ucuna bir perde [gauze screen] yerleştirilir. Türbülansın azaltılması için petek hücresi uzunluğunun çapının 10 katından fazla olmaması gerekir (daha uzun hücreler sınır tabakayı büyütür ve türbülansı arttırır). Kullanılan peteklerin direnç katsayısı 0.5 civarlarında olup tünel güç faktörüne önemli bir katkı yapmazlar [5]. Bazı hücre şekilleri için direnç katsayıları Şekil 4.9 'da verilmiştir [4] (uzunluk/çap oranı ≈ 6.0 ve eşit hücre alanlı petekler için).

Bir petekten maksimum fayda sağlamak için optimum hücre uzunluğunun çapa oranı $7 \sim 10$ arasında olmalıdır. Kesit boyutu ve şekli için imalat kolaylığı önemli bir seçim etkenidir. Türbülansı bastırmak amacıyla mümkün olduğu kadar ufak hücre boyutu kullanılır. Birçok durumda kesit hidrolik çapına yaklaşık 150 hücre (ortalama 25000 hücre) yeterlidir. Petekteki



Şekil 4.9 Bazı petek şekilleri ve dirençleri [4].

herhangi bir bozukluk (ya da toz vs.) aerodinamik özellikleri önemli ölçüde değiştirebilir, bu sebeble büyük boyutlu tünellerde metal petekler kullanılması düşünülür. Alüminyum petekler kağıtlardan daha hassas boyutlara sahiptirler ve yüksek performanslı tünellerde tercih edilirler. Ne tür petek seçilirse seçilsin önemli olan hücrelerin düz ve uniform olmasıdır.

4.3.4-DİNLENME ODASI

Açık devreli, üfleme tünellerinde ayrıca tasarım gerekmeksizin petek ve perdelerin çerçevelerinin bir araya gelmesi dinlenme odasını oluşturmaktadır. Genel bir dinlenme odası düzeni içinde bir petek ve onu takip eden perdeler bulunur. Uygulamalarda yaklaşık 0.5 çap uzunluğunda olan dinlenme odası, petek ve perdelerin konulduğu bir bölüm olduğu kadar, daralma konisine giren akım çizgilerinin uniformlaşmasına da yardımcı olur. Perdelerin sayısı ve K-değerleri çalışma odasında istenen türbülans seviyesine bağlıdır. Bununla beraber geniş-açılı difüzerinde perdeler bulunan iyi tasarlanmış bir üfleme tüneline iki ya da üç perdeden ($K \sim 1.5$) fazlası gerekmez. Geniş yov açılı (10° den büyük) akışlar sık sık petek hücreleri tarafından durgunlaştırıldığından [stall] verimi azalır. Bu sebeple şayet geniş-açılı difüzerden fazla yov ve swirl bekleniyorsa peteğin hemen üst-akışına da bir perde yerleştirilir. $K=1.5$ olan perde, yov ve swirl açılarını yaklaşık 0.7'lik bir faktörle azaltır ($\alpha = 1.1/(1+K)^{1/2}$). Şayet çoklu [multiple] perde düzeni düşünülüyorsa, perdeler arası uzaklık yaklaşık 500 tel çapından az olmamalıdır. Bu mesafe bir perdenin tellerinin oluşturduğu izlerdeki türbülansın diğer perdeye varmadan çürüebilmesini sağlar. Son perde ile daralma girişi arasındaki optimum mesafe ise Morel, ve Laine ve Harjumaki tarafından yaklaşık 0.2 kesit çapı olarak bulunmuştur [5,29]. Bu mesafenin daha kısa olması halinde son perdeden geçen akışta önemli bozulma [distortion] olur, daha uzun olması halinde de gereksiz sınır tabaka büyümesi meydana gelir. Bununla beraber, geniş-açılı difüzerde fazla ayrılma meydana gelmiş ise daralma konisine girmeden önce akımın iyileşmesi ve tünel performansına etkisi bakımından, dinlenme odası

uzunluğu kritik bir önem arzeder [30].

Ufak tünellerde petek ve perdelerin yerleştirildiği çerçeveler geniş-açılı difüzer ile daralma konisi arasına yerleştirilerek vidalanır. Büyük tünellerde dinlenme odasının parçaları [frames] tekerlekli olursa çıkarmada kolaylık sağlar.

4.3.5-DARALMA KONİSİ

Başlıca iki nedenden dolayı rüzgar tünellerinde çalışma bölgesinin üst-akışında bir daralma konisi (nozıl) bulunur:

- (a) Daralma akış hızını arttırır, ve petek ve perdelerin tünelin daha düşük hızlı bölgesine yerleştirilmesini sağlar, bu da tünel güç faktörünü ve basınç kayıplarını azaltır,
- (b) Daralma boyunca toplam basınç sabit kalacağından, belirli bir kesit içinde ortalama [mean] ve değişim [fluctuating] hızlarındaki değişimler ortalama [average] hızın daha küçük bir parçasına küçültülür.

Bu etkileri belirten en önemli parametre daralma oranı (n)'dir. Batchelor tarafından verilen ortalama [mean] hız değişiminin [variation] ve türbülans şiddetinin azalması faktörleri [5]:

- (i) Ortalama hızın U-bileşeni: $1/n$
- (ii) Ortalama hızın V veya W bileşeni: \sqrt{n}
- (iii) u-yönünde türbülans ($\sqrt{u^2}/u$) şiddeti: $1/2n \{3(\ln 4n^3 - 1)\}^{1/2}$
- (iv) v veya w-yönünde türbülans ($\sqrt{v^2}/u$) şiddeti: $(3n)^{1/2}/2$

(Yüzdesel hız değişimi azalması faktörleri yukarıdaki ifadeler $100/n$ ile çarpılarak bulunur)

Görüldüğü gibi nozılın türbülansı azaltma etkisi ortalama hız değişimini azaltma etkisinden daha zayıftır. Enine değişimler, daralma esnasında büyür; bu etki türbülans alanını meydana getiren vorteks elemanlarının hareketiyle izah edilebilir. Yani (bobinsel) vorteks elemanları akım yönünde uzarlar, daralmanın bobin [filament] üzerindeki bu sıkıştırma-uzatma etkisiyle u- bileşeni azalmakla birlikte; v ve w artar.

Oranı belirlenen bir daralmanın tasarımında, çıkışında uni -

form ve kararlı [steady] akış üretmek temel amaçtır ve daralma boyunca akışta ayrılma oluşmasından da kaçınmak gerekir. Bunlardan başka, çıkışta minimum sınır tabaka kalınlığı ve minimum daralma konisi uzunluğu da istenen önemli hususlardan dır. Ayrılmadan kaçınmak, daralma konisi uzunluğunu iyi ayarlanmış bir duvar kavisi ile yeterli miktarda arttırmakla mümkündür. Ancak uzunluğu arttırmak yüzey sürtünmesi nedeniyle sınır tabakayı büyütür ve aynı zamanda hacmin ve maliyetin artmasına neden olur. Bütün bu kriterleri sağlayan bir tasarıda ayrılma önlenmiştir ve çıkış uniformuzluğu kabul edilebilecek maksimum seviyededir (hız değişimi genel olarak sınır tabakalar dışındaki kısımda $\% \pm 1/2$ ' dir [5]).

Güç faktörüne perdelerin katkısının $1/n^2$ ile değişimi ve hız değişimlerinin [variations] artan n ile düzelmesine rağmen, Hussain ve Ramzee [5] boyuna türbülans bileşeninin 4'den büyük n için arttığını bulmuştur. Aynı zamanda büyük daralma oranı kullanıldığında, üfleyici gürültüsü (nozulan borazan etkisi yapması nedeniyle) artabilir. Bu sebeple 6~9 arasında daralma oranı daha yaygın olarak kullanılmaktadır [5,28].

Ayrılmamanın önlenmesi bakımından önemli bir parametre de kesit şeklidir. Köşelerde sınır tabaka ayrılması daha kolay meydana gelmektedir. Bu açıdan en uygun kesit şekli daireseldir. Ancak büyük ünitelerde imali zordur ve genellikle altıgen kesit kullanılır. Son araştırmalar göstermiştir ki, iyi tasarlanmış, kare kesitli daralmalarda köşelerde 45° lik ufak dolgu [fillet] ilave edildiği takdirde ayrılma problemi olmamaktadır [5].

Daralma konisi duvar şekli bir diğer önemli parametredir ve birçok teorik tasarım metodları gelişmiştir. Laplace denklemi çözümlerine veya Stokes-Beltrami denklemlerine dayanan bu metodlar bazı kriterler kurulmasını ve sonra deneme-yanılma tekniklerinin uygulanmasını gerektirir. Ayrıca metodlar girişteki hız profilinin uniform olduğu tahminiyle (pratikte imkansız) problemi basitleştirmiştir. Bilinen metodlardan Jordingson, Whitehead, Smith and Pierce, Laine and Harjumaki, Morel, Cohen and Ritchie sayılabilir [5,29,31].

Tasarımcılar sık sık teorik dışı bir metoddan [design by-eye] da istifade ederler [5,28]. Bu metodun kullanılması halinde daralma eğrisinin şeklinin giriş ve çıkış yakınları haricinde çok önemli olmadığı dikkate alınmaktadır. Duvar eğrisi yarı çapı dar uçta geniş uçtakinden daha az olmamalıdır; zira çalışma bölgesi paralelliğine geçişte çok çabuk [too gradual] bir geçiş, uniform hız profili oluşumunu geciktirir ve bu da etkili daralma uzunluğunun gereksiz artmasına neden olur. Ayrıca geniş uçtaki kavis çapı, son perdeden geçen akışın bozulmayarak uniform olmayan toplam basınç düşüşüne sebep veremeyecek genişliği sağlamalıdır. Başka deyişle, her iki uçta paralelliğe öyle düzgünce geçmeli ki hiç olmazsa eğrilerin birinci ve ikinci türevleri uçlarda sıfır (veya çok ufak) olsun. Hussain ve Ramzee [5] sıkıştırılamaz, türbülanslı akış üzerinde üç-boyutlu [axisymmetric] daralma şekillerinin etkisini dört farklı daralma kavis şekli üzerinde araştırdılar ve ortalama [mean] hızın koni içinde (sınır tabaka dışında) değişimlerinin ve türbülans şiddetinin boyuna ve radyal bileşenlerinin kavis şeklinden bağımsız olduğunu (hiç olmazsa ayrılma olmayana kadar) buldular. Sınır tabakada ise türbülans şiddeti ve kalınlık ise şekle bağlı kalmaktadır. Nozılın hız ve türbülans şiddeti üzerinde üst-akıştaki etkisinin de kavis şekline bağlı olduğu bulunmuştur. Kübik denklemli $(R=a_0 + a_1x + a_2x^2 + a_3x^3)$ nozıl ve en ufak giriş kavisleri optimum duvar şekli olarak kabul edilmiştir. Bu nozıl çıkışta en ufak sınır tabaka kalınlığını ve en düşük sınır tabaka türbülans şiddetini vermektedir [5,28]. Netice göstermektedir ki, pratik [design by-eye] metodu da diğer teknikler gibi hizmet görmekte ve daha az tasarım çalışması gerektirmektedir. Her durumda unutulmaması gereken husus kavis şeklinin düzgünlüğünün boyutsal doğruluktan daha önemli olmasıdır.

4.4-TÜNELİN BÖLÜMLERİNİN VE KAYIPLARININ HESABI

Yukarıda seçimi yapılan ve bölümlerine ait hususiyetleri açıklanan üfleli tip rüzgar tüneline denenecek paraşüt için (full-scale) $Re=3.8 \cdot 10^6$ 'dır. ($V_{max}=6$ m/s, $D=10.5$ m, ve Kayseri için $20^\circ C$ 'de $\mu=1.79 \cdot 10^{-5}$ kg/m·s ve $\rho=1.07$ kg/m³ ($P=670$ mmHg) alınırsa $\nu=1.67 \cdot 10^{-5}$ m²/s [1,7]). Bu durumda $Re=1.2 \cdot 10^6$

ve $D_{\text{model}}=1. \text{m}$ için çalışma bölgesinde $V \approx 20 \text{ m/s}$ civarında hız elde edilir ki, bu da gerek paraşüt deneyleri ve gerekse muhtelif endüstriyel deneyler için uygun bir hızdır [3, 13, 20, 32, 33, 34].

4.4.1-ÇALIŞMA ODASI

Çalışma odası kesiti $(1.3 \times 1.3 \text{ m})$ kare şeklinde alınmıştır. Açık-jet tipi çalışma odası paraşüt çalışmaları için elverişli olacağı gibi, çalışma odasının her zaman kapatılabilir duvar özelliğinde olması sınır tabaka ve diğer çalışmalar için kullanılabilir çeşitli kapalı çalışma odaları ilavesine imkan verecektir.

Açık-jet halinde $K_0 = 1.0$ 'dir.

kapalı-jet halinde $L=2 \text{ m}$ ve $D=1.3 \text{ m}$, ve $v=1.67 \cdot 10^{-5} \text{ m}^2/\text{s}$ için (Şekil E.1.1)'den

$$f \approx 0.011$$

ve buradan

$$K_0 \approx f \frac{L}{D} \approx 0.017$$

bulunur.

4.4.2-DİFÜZERLER

4.4.2.1-ÇIKIŞ DİFÜZERİ

Çalışma kolaylığı bakımından uygulanıyabilir. Fakat tünel gücüne katkı açısından hareketli bir difüzer yapılabilir. Alan oranı 2.5 ve 6 m uzunluk için $\theta=6.6^\circ$ olur. (E.1.17) denkleminden $\alpha \approx 11.4$ ve (E.1.16) denkleminde kayıp, ($Re=1 \cdot 10^6$ ve $f \approx 0.0115$ için)

$$K_0 = 0.063$$

bulunur.

4.4.2.2-GENİŞ-AÇILI DİFÜZER

Maliyet açısından nisbeten kısa bir geniş-açılı difüzer yapmak için $2\theta = 40^\circ$ ve $A = 4.5$ için düz duvarlı difüzerde (Şekil 4.5)'den 3 perde gerekli olduğu bulunur. Akımdaki düzgünlükleri önlemek için nisbeten düşük β değerli perdeler seçi-

lır ($\beta \approx 0.53$, $K=1.7$).

Yerleşmeleri; 1. perde: $x_1=0$ noktasında,
 2. perde: $x_2=1.4$ (alan oranı=3.7) olan orta noktaya,
 3. perde dinlenme odasının 0.2 m içine yerleştirilir. Bu da, $M_0=5.1$ ve $M_1=0.54$ değerini verir.

Difüzerde ise $f \approx 0.0127$ ve $\alpha \approx 24.2$ için

$$K_0 \approx 0.19$$

bulunur.

4.4.3-DİNLENME ODASI

$n=6$ oranında bir daralma için $3.2 \times 3.2 \text{ m}^2$ (10.24 m^2) boyutun da büyüklük gerekir. Dinlenme odasında geniş-açılı difüzerin 3. perdesi peteğin ≈ 2 cm önüne konur. Petek 2.2 cm çaplı 18 cm uzunluğunda (~ 21000 adet) hücreden meydana gelmektedir.

$$K=0.4$$

alınabilir. Peteğin 50 cm önünde 30 cm aralıklı iki perde ($\beta=0.56$, $K=1.0$) konulmak suretiyle akım daha uniform hale getirilmiş ve peteğin meydana getirdiği ufak türbülans (eddy) leri azaltılmış olur. Son perdenin verimliliği açısından daralma kavisinden önce ~ 70 cm mesafe bırakılır.

4.4.4-DARALMA KONİSİ

$n=6$ alınan daralma konisinin kavisi Morel [29]'in tasarım esaslarına göre bulunan iki kübik arkın birleştirilmesiyle elde edilir. Bu çalışmada Morel seçilen bir daralma oranı için en önemli tasarım kriterleri olarak çıkan akış uniformluğu ve ayrılmanın önlenmesini, ve tasarım parametreleri olarak da uzunluk, duvar şekli ve Re sayısını almıştır. Duvar şeklini verecek kübik eğrileri ayrılmayı önleyecek ve uniformluğu sağlayacak duvar hızları (duvar basınçları) belirlenerek elde edilmiştir. Üç boyutlu daralmanın çözümleri belirlenen hız dağılımları için Laplace denklemleri çözümlenerek elde edilmiştir. Buna göre duvar eğrileri ($k=D/r_c$) için

$$k_{\text{girişmax}} = 1.246 \left[\frac{m-1}{m} X^{-2} \left(\frac{L}{D_1} \right)^{-3} \right]^{1/2} \quad (4.7)$$

$$k_{\text{çıkışmax}} = 1.246 \left[\frac{m-1}{m} (1-X)^{-2} \left(\frac{L}{D_1} \right)^{-3} \right]^{1/2} \quad (4.8)$$

elde edilmiştir. Burada r_c : eğri yarıçapı, $m: D_1/D_2$, D_1 : giriş çapı, D_2 : çıkış çapı, L : uzunluk ve $X = \frac{x_m}{L}$ 'dir (Şekil 4.10). Dolayısıyla $D_1 = 3.2$ m, $D_2 = 1.3$ m, $L/D_1 = 1.0$ ve $X = 0.65$ alırsak;

$$r_{c_1} = 2.166 \text{ m}$$

ve

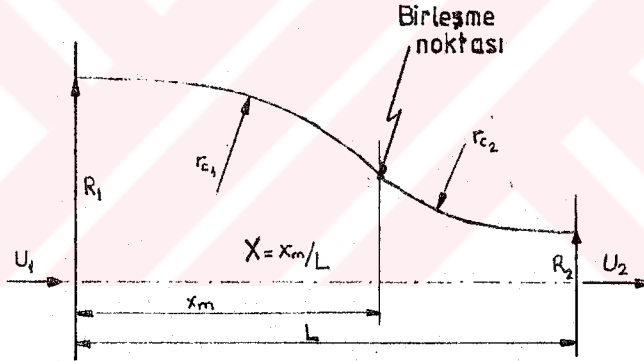
$$r_{c_2} = 1.166 \text{ m}$$

bulunur. Yine Morel basıncın minimum ve maksimum değerler aldığı uç bölgelerde kavisi düz olarak (kavis girişinin önünde $0.2D_1$ ve çıkışın sonunda $0.3D_2$) uzatmaktadır (bkz. Ek 2).

Daralma için

$$K_0 = 0.01$$

alınabilir.



Şekil 4.10 İki kübik arkın birleşmesiyle meydana gelen duvar kavis.

	K	$\frac{A}{A_0}$	$K \left[\frac{A_0}{A} \right]^2 = K_0$
-Geniş-açılı Difüzer			0.19
1. Perde	1.7	1.33	0.96
2. Perde	1.7	3.7	0.124
3. Perde	1.7	6.0	0.047
-Dinlenme Odası			
Petek	0.4	6.0	0.011
1. Perde	1.0	6.0	0.027
2. Perde	1.0	6.0	0.027
-Daralma Konisi			0.01
-Çalışma Odası	0.017	1.0	(0.017)
-Çıkış Difüzeri			(0.063)
-Çıkış			1.0
			Toplam: 2.4 (1.5)
			% 10 0.24 (0.15)
			$K_0 = 2.64 (1.65)$
$Q = V_0 A_0 = 20 \times 1.3^2 = 33.8 \text{ m}^3/\text{s} = 122000 \text{ m}^3/\text{hr}$			
$\Delta p = \sum K_0 \frac{1}{2} \rho V_0^2 = 2.64 \times \frac{1}{2} \times 1.07 \times 20^2 = 565 \text{ Pa} = 57.7 \text{ mmSS}$			
$P_{\max} = 19.1 \text{ kW} (25.6 \text{ BG})$			
$\eta_{\text{fan}} = 0.82$ ve $\eta_{\text{kavrama}} = 0.86$ ise;			
$P_{\text{motor}} = 27 \text{ kW} (36.3 \text{ BG})$			

Tablo 4.1 Tünel Kayıplarının Ve Motor Gücünün Hesaplanması

BÖLÜM V

5-SONUÇLAR

Yapılan tasarım çalışması sonucunda tünelin boyutları şöyle bulunmuştur: çalışma odası kesiti 1.3 m x 1.3 m; n=6 için dinlenme odasının boyutları 3.2 m x 3.2 m; daralma odasının boyu 3.2 m; dinlenme odasının boyu 1.90 m'dir. Petek 2.2 cm çaplı, 18 cm uzunluğundaki hücrelerden oluşmaktadır ve 40 cm² lik çerçeveler içerisindedir. Ayrıca bakım ve temizlik için geniş-açılı difüzer sonuna bir kapı yapılmıştır. Geniş-açılı difüzerin uzunluğu 2.5 m ve giriş kesiti 1.5 m x 1.5 m 'dir. (Konfigürasyon detayları Ek 2, Ek 3 ve Ek 4'de verilmiştir.)

Tünelin tasarımında takip edilen esaslar sonucu ortaya çıkan konfigürasyon bu çalışmanın literatüründe mevcut tünellerle karşılaştırılmıştır. Buna göre tünelden başarılı bir performans beklenebilir. Ancak bütün tünellerde olduğu gibi başarılı bir performans, tünel imalinden sonra yapılacak kalibrasyon çalışmasında sonuca ulaşacaktır. Nitekim tünel mühendisliğinde kalibrasyon çalışmaları tasarım ve imalat safhasından sonraki son ve önemli adımı teşkil etmektedir. Zira akım şartları tesbitine göre özellikle geniş-açılı difüzerde perdelerin yerinde değişiklik yapılması ya da tünele perde ilave edilmesi gerekli görülebilir.

Bunun yanında tünelin konfigürasyonu tünelden, fanın yarattığı akım bozuklukları giderilmiş, uniform ve düşük türbülanslı bir akım elde edilebileceğimizi göstermektedir. Nitekim perde

ler türbülansı geniş-açılı difüzerde $\sim 78\%$ ve dinlenme odasının da $\sim 50\%$ oranında azaltmaktadır. Daralma konisinde ise u-yönünde $\% 98$ nisbetinde azalmaktadır. Bunların toplamı $\xi \sim 0.23$ (teorik) vermektedir. Yine perdeler akımın yov ve svirl bileşenlerini $\sim 98\%$ azaltabilecektir. Perdelerin bol olarak monte edilmesi çalışma esnasında perdeye bombe kazandırır. Bu da perde verimini arttırır. Daralma konisi de akışın u-bileşeni üzerinde $\frac{1}{36}$ oranında azalma sağlar. Daralma oranının, maliyeti arttırmamak amacıyla 4~5 alınması düşünülebilirdi. Ancak n=4 veya 5'e göre biraz daha büyük bir dinlenme odası ile n=6 elde edilmiş, ve daha uniform ve az türbülanslı bir akım sağlanmıştır.

Bu sonuç tünele gerek paraşüt araştırmalarında ve gerekse hassas akım isteyen diğer aerodinamik çalışmalarında kullanılabilir. Tünelin en büyük avantajı olan çalışma bölgesi rahatlığı sayesinde, gerek açık gerek kapalı-jet uygulamalarıyla, birçok araştırmada kullanılabilir. Böylece günümüzde giderek önemi artan çevre kirliliği sorunu ve diğer endüstriyel aerodinamik araştırmalarda yapılabilir. Ancak imalde, ekte verilen çizimlerde de görüleceği gibi, dikkate alınması gereken bazı hususlar vardır. Bunlardan en önemlisi duvar titreşimlerini minimuma indirmek için alınması gereken tedbirlerdir. Fan titreşimi izolatörler vasıtasıyla giderilmeye çalışılmaktadır, ayrıca titreşimin duvarlara yansımaması için fan-tünel birleşimi fleksibil bir bağlantı ile sağlanmaktadır. Tünel duvar malzemesi ise kontraplak olacaktır. Kapalı-jet uygulamaları sırasında verimi arttırmak için çalışma odası sonuna bir difüzer ilave edilebilir. Çalışma süresince tünelin bakımı da önemlidir. Petekte biriken tozlar ve diğer bozukluklar geniş-açılı difüzer sonuna yapılan kapıdan girilerek temizlenip düzeltilecektir.

İstenen akımı sağlamak için Alarko NIR 90/200 santrifüj vantilatör seçilmiştir. Bu fan 60 BG motor ile çalışma bölgesinde ~ 24 m/sn hız verecektir. Aynı fan 100 BG için ~ 28 m/sn ve 200 BG için ~ 35 m/sn hız verir. Seçim, maliyet göz önüne alınarak yapılabilir. Uygulanacak hassas bir kavrama sistemi hız değişimlerini çok düşük bir seviyeye indirebilir.

K A Y N A K L A R

- 1 Martynow, A.K., "Practical Aerodynamics" (translation edited by Pankhurst, R.C.), Pergamon Press, New York, 1963.
- 2 Aynsley, R., Melbourne, W. and Vickery, B., "Architectural Aerodynamics", Applied Science Publishers, London, 1977.
- 3 Scruton, C., "The Use Of Wind Tunnels In Industrial Aerodynamic Research", AGARD report, 1979.
- 4 Pope, A. and Harper, J.J., "Low-Speed Wind Tunnel Testing", John Wiley and Sons, Inc., New York, 1966.
- 5 Mehta, R.D., "The Aerodynamic Design Of Blower Tunnels With Wide-Angle Diffusers", Prog. Aerospace Sciences, Vol.18, s.59-120, 1977.
- 6 Peremeci, Ö.E., "Ankara Hava Tünelinden Yararlanma Olanaklarının Saptanması", T.B.T.A.K. Mühendislik Araştırma Grubu, Proje No:ÖE-474/A, 1979.
- 7 Schlichting, H., "Boundary-Layer Theory" (translated by Kestin, J.), McGraw-Hill, New York, 1979.
- 8 Sabersky, R.H., Acosta, A.J. and Hauptmann, A.G., "Fluid Flow" Second Edition, Macmillan Publishing Co., Inc., New York, 1971.
- 9 Baykut, A., "Design Of A Meteorological Wind Tunnel", Master Tezi, ODTÜ İnşaat Mühendisliği, 1975.
- 10 Sachs, P., "Wind Forces In Engineering", Pergamon Press Oxford, 1972.
- 11 Simiu, S. and Scanlan, R., "Wind Forces On Structures", John Wiley and Sons, New York, 1978.
- 12 Alexander, A.J. and Holownia, B.P., "Wind Tunnel Tests On A Savonius Rotor", Journal Of Industrial Aerodynamics, Vol.3, s.343-351, 1978.
- 13 Barrett, R.V., "A Versatile Compact Wind Tunnel For Industrial Aerodynamics", Atmospheric Environment, Vol.6, s.491-498, 1972.

- 14 Yeğen, İ., "An Experimental Investigation Of The Effects Of Spherical Roughness Elements On Transition And Boundary-Layer Development", Doktora Tezi, ODTÜ Makina Mühendisliği, 1982.
- 15 Ger, M., "Design Of A Closed Subsonic Wind Tunnel", Master Tezi, ODTÜ İnşaat Mühendisliği, 1969.
- 16 Kayalar, L., "Design And Construction Of A Small Subsonic Wind Tunnel, Boundary-Layer Theory, Its Visualization And Control", Master Tezi, ODTÜ Makina Mühendisliği, 1964.
- 17 Pepper, W.B. and Maydew, R.C., "Aerodynamic Decelerators", J. Of Aircraft, Vol.8, No.1, s.3-19, 1971.
- 18 Dennis, D.R., "Recent Advances In Parachute Technology", Paper No.1088, Aeronautical Journal, s.333-342, 1983.
- 19 Cockrell, D.J., "Parachute Aerodynamics And Stability", Report, 1981, University of Leicester, England.
- 20 Cockrell, D.J. and Jorgensen, D.S., "The Effects Of Drive Slots On The Aeroconical Parachute Canopy", University Of Leicester, Department Of Engineering, Report No.79-5, 1979.
- 21 Peterson, C.W. and Johnson, D.W., "Reductions In Parachute Drag Due To Forebody Wake Effects", AIAA Paper No.81-1939, 1981.
- 22 Yavuz, T. and Cockrell, D.J., "Experimental Determination Of Parachute Apparent Mass And Its Significance In Predicting Dynamic Stability", AIAA Paper No.81-1920, AIAA 7th Aerodynamic Decelerator and Balloon Conference, 1981.
- 23 Yavuz, T., "Apparent Mass Concept Of Parachute", Report, 1982, University of Leicester, England.
- 24 Yavuz, T., "Aerodinamik Yavaşlatıcıların Hareket Karakteristiklerinin Bilgisayar Yardımıyla Analizi", T.B.T.A.K Doğa'da yayınlanacak.

- 25 Pepper, W.B. and Reed, J.F., "Parametric Study Of Parachute Pressure Distribution By Wind Tunnel Testing", Journal Of Aircraft, Vol.13, No.11, s.895-900, 1976.
- 26 Croll, R.H., Klimas, P.C., Tate, R.E. and Wolf, D.F., "Summary Of Parachute Wind Tunnel Testing Methods At Sandia National Laboratories", AIAA Paper No.81-1931, 1981.
- 27 Barrett, R.V., "Design And Performance Of A New Low Turbulance Wind Tunnel At Bristol University", Paper No.1173, Aeronautical Journal, s.86-90, 1984.
- 28 Mehta, R.D. and Bradshaw, P., "Design Rules For Small Wind Tunnels", Paper No.718, Aeronautical Journal, s.443-449, 1979.
- 29 Morel, T., "Comprehensive Design Of Axisymmetric Wind Tunnel Contractions", Paper No.75-FE-17, Journal Of Fluids Engineering, s.225-233, 1975.
- 30 Mokhtari, S. and Bradshaw, P., "Longitudinal Vortices In Wind Tunnel Wall Boundary Layers", Paper No.1097, Aeronautical Journal, s.233-236, 1983.
- 31 Cohen, M.J., and Ritchie, N.J.B., "Low-Speed Three Dimensional Contraction Design", J. Of Royal Aeronautical Society, Vol.66, s.231-236, 1962.
- 32 Hunt, J.C.R. and Fernholz, H., "Wind-Tunnel Simulation Of The Atmospheric Boundary Layer", J. Of Fluid Mechanics, Vol.70, part 3, s.543-559, 1975.
- 33 Cook, N.J., "A Boundary Layer Wind Tunnel For Building Aerodynamics", J. Of Industrial Aerodynamics, Vol.1, s.3-12, 1975.
- 34 Sykes, D.M., "A New Wind Tunnel For Industrial Aerodynamics" J. Of Industrial Aerodynamics, Vol.2, s.65-78, 1977.
- 35 ALARKO, "NIR Serisi Tek Emişli Santrifüj Vantilatörler" No.02-A, 1983.

E K L E R

EK 1- TUNEL GÜÇ KAYIPLARI VE ENERJİ ORANI

Açık devreli bir tünelde kullanılacak fanın çalışma gücü tünelin belirli bölümlerinde meydana gelen güç kayıpları [power losses] ayrı ayrı hesaplanarak bulunur. Tünelin her bir bölümünde bir miktar enerji kaybı olur. Enerji kaybı silindirik bölgelerde yüzey sürtünmesi [skin friction]; genişleme bölgelerinde genişleme; daralma bölgelerinde daralma; muhtelif bölgelerdeki sınır tabaka kontrol vasıtaları, model, balans vs den dolayı sürüklenme etkisi ve giriş, çıkış kayıpları nedeniyle meydana gelir. Kayıplar her bölüm için statik basınç düşmesi [Δp_i] veya kayıp katsayısı [$K = \Delta p_i / q$] ile gösterilir. Jet dinamik basıncındaki bölgesel kayıplar [local losses] [K_o] kayıp katsayısı ile ifade edilir. Bu da,

$$K_o = \frac{\Delta p_i}{q} \frac{q}{q_o} = K \frac{q}{q_o} \quad (E.1.1)$$

olduğundan, ve dinamik basınç (q), tünel çapının dördüncü kuvvetiyle ters orantılı olduğundan (ya da alanların karesiyle ters orantılı)

$$K_o = K \frac{D_o^4}{D_i^4} \quad (K_o = K \frac{A_o^2}{A_i^2}) \quad (E.1.2)$$

olur. Burada D_o : jet çapı ve D_i : bölgedeki tünel çapıdır. Buna göre bölüm enerji kaybı (ΔE);

$$\Delta E = K \frac{1}{2} \rho A_i V_i^3 \quad (E.1.3)$$

yazılabilir. $(A_o V_o V_o^2)$ ifadesiyle çarpıp bölersek;

$$\Delta E = K \frac{1}{2} \rho A_i V_i^3 \frac{A_o V_o V_o^2}{A_o V_o V_o} \quad (E.1.4)$$

$$\Delta E = K \frac{1}{2} \rho A_o V_o^3 \frac{A_o^2}{A_i^2} = K \frac{1}{2} \rho A_o V_o^3 \frac{D_o^4}{D_i^4} \quad (E.1.5)$$

ve buradan da,

$$\Delta E = K_o \frac{1}{2} \rho A_o V_o^3 \quad (E.1.6)$$

elde edilir. Burada A_o : çalışma odası kesiti ve A_i : bölüm kesitidir.

Jetteki rüzgar enerjisinin tünele verilen enerjiye oranına "Enerji Oranı [ER]" denir ($ER = 1/\lambda$ (tünel güç faktörü)). Genellikle birden büyük (kapalı jetli tünellerde 3~7) olur [4].

$$\text{Tünel Enerji Oranı } (ER_t) = \frac{\text{jet enerjisi}}{\sum \text{devre kayıpları}} \quad (E.1.7)$$

$$ER_t = \frac{\frac{1}{2} \rho A_o V_o^3}{\sum K_o \frac{1}{2} \rho A_o V_o^3} = \frac{1}{\sum K_o}$$

Görülüyor ki, tüneldeki kayıplar bulunmak suretiyle ER_t ve buradan da fan basıncı, ve fan motor gücü bulunabilir. Zira yukarıdaki enerji oranı tanımının, jetteki dinamik basıncın tüneldeki toplam statik basınç düşmesine oranı olarak da ifade edilebileceği görülmektedir.

$$ER_t = \frac{\frac{1}{2} \rho V_o^2}{\Delta p} = \frac{\frac{1}{2} \rho V_o^2}{\sum \Delta p_i} = \frac{\frac{1}{2} \rho V_o^2}{\sum K \left[\frac{A_o^2}{A_i^2} \right] \rho \frac{V_o^2}{2}} \quad (E.1.8)$$

kullanılacak fan motor gücü;

$$ER_t = \frac{(q A_o V_o)_t}{\eta P} \quad (E.1.9)$$

ile bulunabilir. Burada P : fan motor gücü (W), η = fan verimidir. DC motorları için verilen enerji oranı [input energy ratio]:

$$ER_v = \frac{(q A_o V_o)_t}{EI} \quad (E.1.10)$$

Burada E:verilen voltaj, I:verilen amper'dir.

Fan enerjisi ise fan enerji oranı (ER_f) ile tanımlanır;

$$ER_f = \frac{(qA_o V_o)t}{P} \quad (E.1.11)$$

ER_f , ER_t 'den η kadar daha azdır.

Yukarıdaki ifadelerde enerji oranı, yararlı enerjinin verilen enerjiye oranı olarak belirtilmekle beraber, bu oran büyüdükçe tünelin verimliliği artar düşüncesi tamamen doğru değildir. Zira bir tünelin verimliliği çalışma odasından alınabilecek enerjiye değil, çalışma odasından belli bir hızda geçen akımın istenilen k a l i t e d e olmasına bağlıdır [6]. Günümüzde enerji oranınının 3'den büyük olduğu haller nadir olarak görülmektedir.

Açık devreli bir rüzgar tünelinin muhtelif bölümlerindeki basınç düşmeleri (kayıplar) hidrolik uygulamalarının standart metodlarıyla bulunabilir.

"Silindirik bölgelerde" L uzunluğu boyunca basınç düşmesi;

$$\frac{\Delta p}{L} = \frac{f}{D} \frac{\rho}{2} v^2 \quad (E.1.12)$$

ve

$$K = \frac{\Delta p}{q} = f \left(\frac{L}{D} \right) \quad (E.1.13)$$

(E.1.2)'ye taşıyarak,

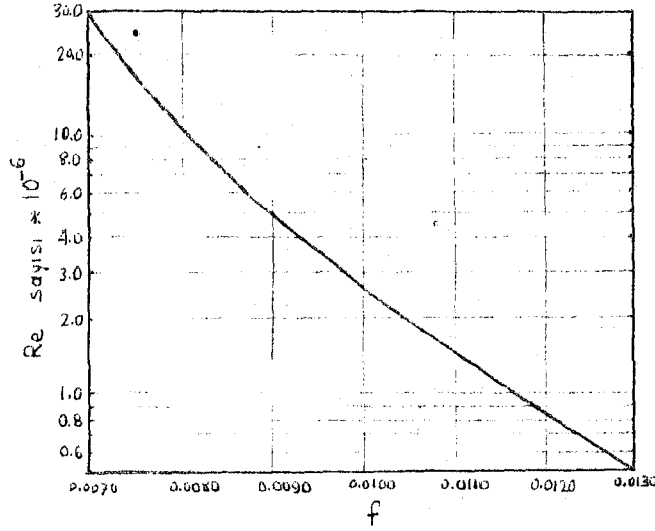
$$K_o = f \left(\frac{L}{D} \right) \left(\frac{D_o^4}{D^4} \right) \quad (E.1.14)$$

bulunur. Burada D:hidrolik çap, f:yüzey sürtünme katsayısı'dır. Düz borular için yüksek Re sayılarında f'nin bulunuşu von Karman'a göre [4];

$$\frac{1}{f} = 2 \log_{10} Re \sqrt{f} - 0.8 \quad (E.1.15)$$

şeklindedir ((Şekil E.1.1)'de grafik olarak verilmiştir). Açık jet tipi silindirik bölgelerde yüzey sürtünme katsayısı $f = 0.08$ olarak alınabilir [4].

"Genişleme bölgelerinde" hem duvar sürtünmesi hem de geniş-



Şekil E.1.1 Yüzey sürtünme katsayısı, f.

leme kayıpları olur. Bu da,

$$K_0 = \left(\frac{f}{8 \tan(\alpha/2)} + 0.6 \tan(\alpha/2) \right) \left(1 - \frac{D_2^4}{D_1^4} \right) \frac{D_0^4}{D_2^4} \quad (\text{E.1.16})$$

olarak verilmektedir [4]. Burada α = duvarlar arası genişleme açısı, D_2 : küçük çap, D_1 : geniş çap'tır. Bu eşitlikte α açısı oldukça zayıf bir parametre olmakla birlikte

$$\alpha = 2 \tan^{-1} \left[\frac{1}{\pi} \frac{\sqrt{A_1} - \sqrt{A_2}}{L} \right] \quad (\text{E.1.17})$$

ile bulunabilir [14]. Burada A_1 : geniş alan, A_2 : dar alan'dır. Genişleme bölgelerinde kayıplar, buna karşılık gelen silindirik bölgelerden daha fazladır. Kayıplardaki bu artışın sebebi duvarlar yakınında olan enerji değişimidir. Netice olarak buradaki basınç kuvvetleri yüzey sürtünme kuvvetlerine ilave olur.

"Daralma konisindeki" kayıplar sadece sürtünme nedeniyledir ve buradaki kayıplar ortalama bir f değeri vermek suretiyle

$$K_0 = 0.32 f L_d / D_0 \quad (\text{E.1.18})$$

ile bulunabilir. Burada L_d : daralma konisinin uzunluğudur.

"Peteklerdeki" kayıplar ve "perdelerdeki" kayıplar (bl.4.3.2 ve bl.4.3.3)'de verilmiştir.

Ek 2 - Daralma Kavisi

$$D_1 = 3.2 \text{ m}$$

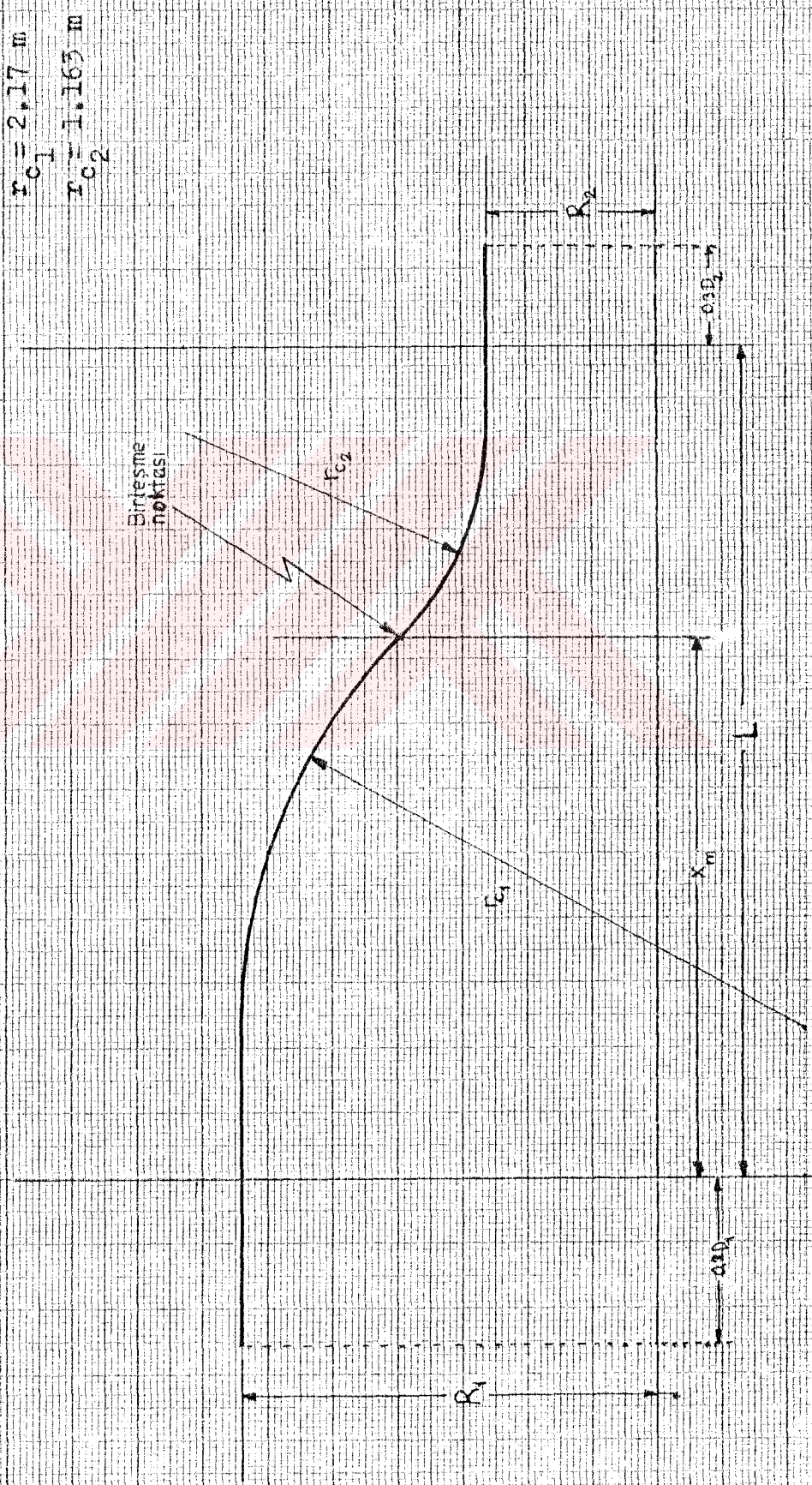
$$D_2 = 1.3 \text{ m}$$

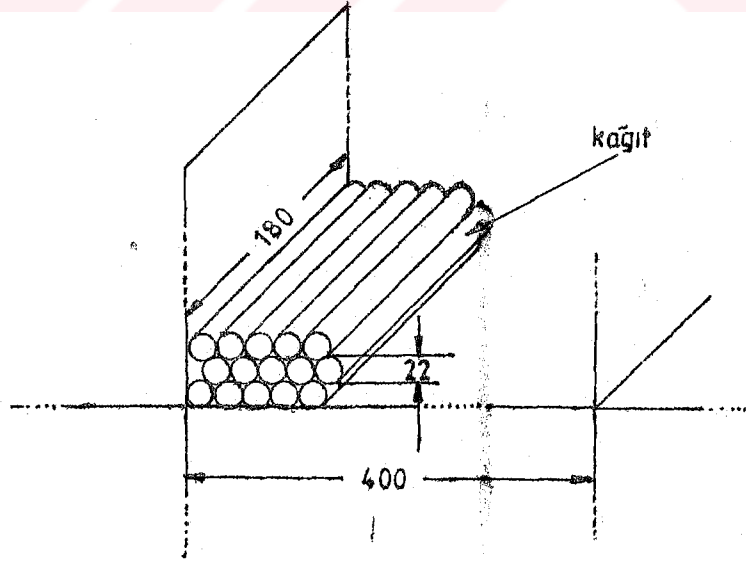
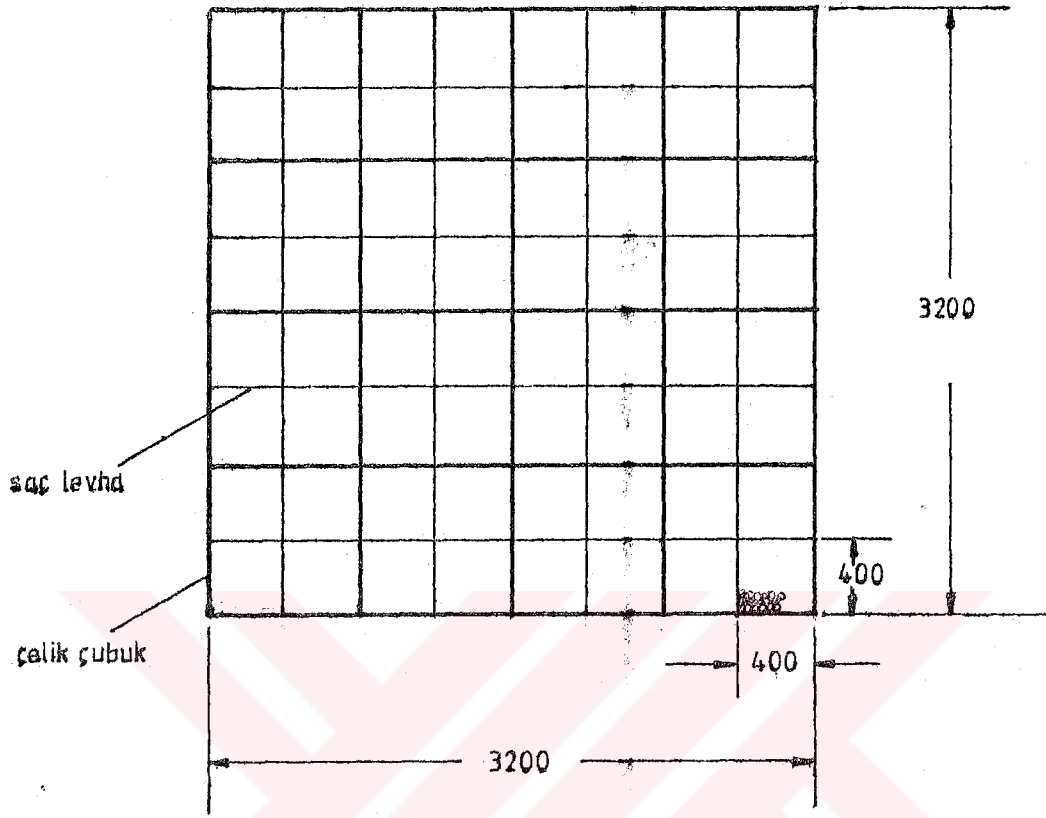
$$L = 3.2 \text{ m}$$

$$x_m = 2.08 \text{ m}$$

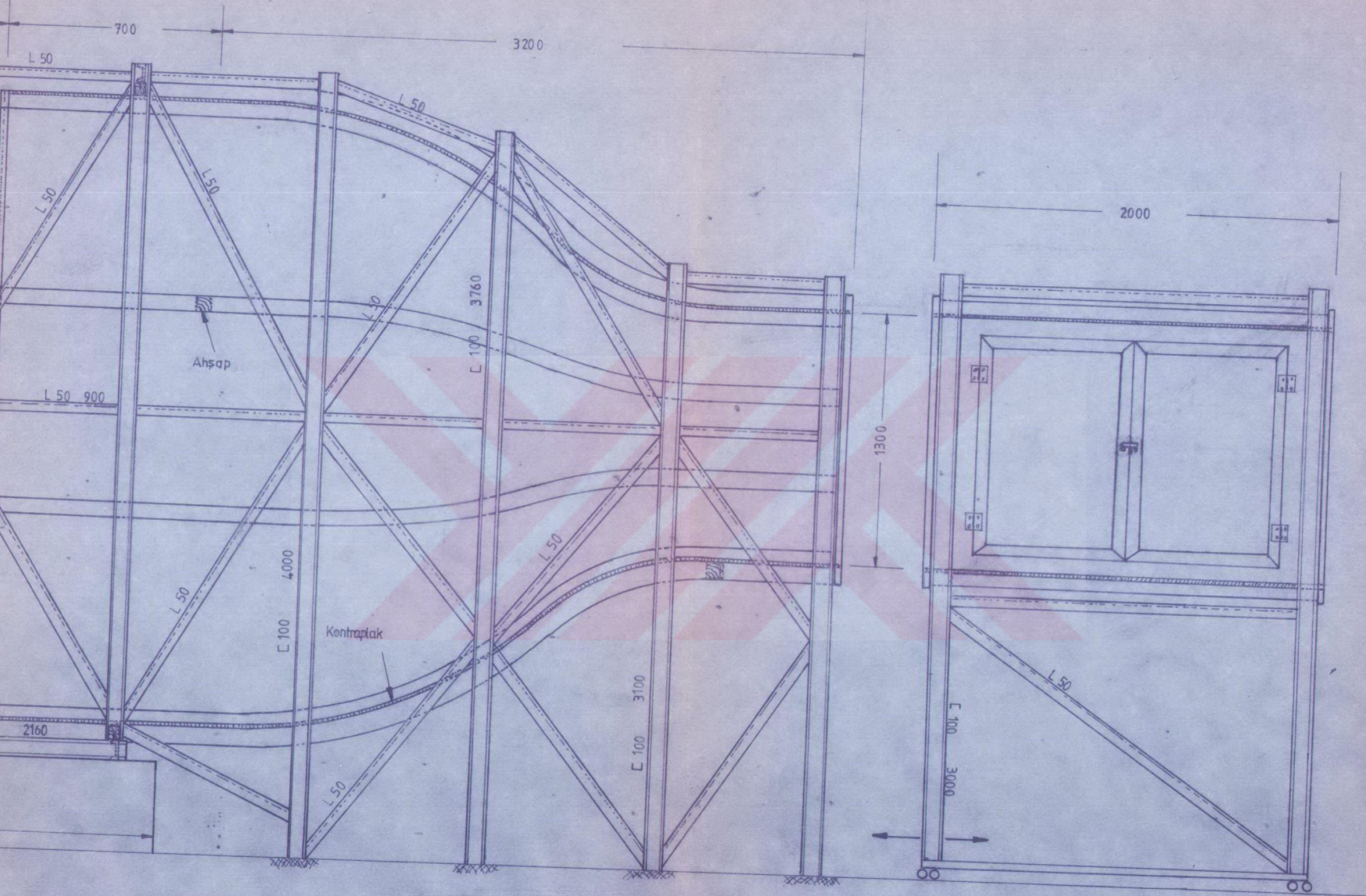
$$r_{c1} = 2.17 \text{ m}$$

$$r_{c2} = 1.163 \text{ m}$$





EK 3 PETEĞİN YAPISI



EK-4 Konstrüksüyon Çizimi
Ölçek: 1/20 mm.

